



# Projet QUEYSSat

Camaq 2022

**Rapport final**

Eté 2022

Gaspard de Parisot et Enzo Van de ven

*Equipe n°5*

Nombre de mots : 11072



## TABLE DES MATIERES

<b>1</b>	<b>DESCRIPTION DU PROBLEME .....</b>	<b>8</b>
<b>2</b>	<b>REQUIS.....</b>	<b>8</b>
<b>3</b>	<b>CHARGE UTILE.....</b>	<b>13</b>
3.1	DESCRIPTION .....	13
3.2	CHOIX DES INSTRUMENTS .....	13
<b>4</b>	<b>CHOIX DU TELESCOPE ET DE L'OPTICAL RECEIVER .....</b>	<b>14</b>
4.1	CHOIX DU FAST-STEERING MIRROR .....	16
4.2	ORDINATEUR ET ESPACE DE STOCKAGE .....	17
4.3	PROBLEMES POTENTIELS.....	17
<b>5</b>	<b>ORBITE .....</b>	<b>17</b>
5.1	CHOIX DU TYPE D'ORBITE.....	17
5.2	CHOIX DE L'ORBITE.....	18
5.3	PROPRIETES DE L'ORBITE .....	21
<b>6</b>	<b>CHOIX DU LANCEUR.....</b>	<b>23</b>
6.1	PROBLEMES POTENTIELS.....	24
<b>7</b>	<b>CONTROLE D'ATTITUDE.....</b>	<b>25</b>
7.1	CHOIX DU MAGNETOMETRE ET DU CAPTEUR SOLAIRE .....	25
7.2	CHOIX DU TRAQUEUR D'ETOILES .....	26
7.3	CHOIX DU GPS.....	26
7.4	ACTIONNEURS.....	27
7.5	PROBLEMES POTENTIELS.....	28
<b>8</b>	<b>COMMUNICATION DU SATELLITE.....</b>	<b>29</b>
8.1	CALCUL DU BUDGET DE DONNEES.....	29
8.2	CHOIX DES ANTENNES .....	30
8.3	CHOIX DU TRANSCEIVER .....	31
8.4	CALCUL DU LINK BUDGET .....	32
8.4.1	<i>Débit des données du chargement</i> .....	32
8.4.2	<i>TT&amp;C downlink</i> .....	34
8.4.3	<i>TT&amp;C uplink</i> .....	35
8.5	PROBLEMES POTENTIELS.....	36
<b>9</b>	<b>SYSTEME DE PUISSANCE .....</b>	<b>36</b>
9.1	CHOIX DES CONVERTISSEURS DE TENSION.....	37
9.2	BUDGET DE PUISSANCE .....	38
9.3	CHOIX DE LA BATTERIE .....	40
9.3.1	<i>Configuration de la batterie</i> .....	42
9.3.2	<i>Problèmes potentiels</i> .....	43
9.4	CHOIX DES PANNEAUX SOLAIRES .....	43
9.4.1	<i>Configuration des cellules</i> .....	44
9.4.2	<i>Problèmes potentiels</i> .....	44
9.5	BILAN DU SYSTEME DE PUISSANCE ET TIMELINE.....	44
<b>10</b>	<b>ANALYSE THERMIQUE .....</b>	<b>47</b>
10.1	BUDGET DE TEMPERATURE.....	47

10.2	CHOIX DES RADIATEURS.....	48
10.3	CHOIX DES PROTECTIONS THERMIQUES.....	49
10.4	DIMENSIONNEMENT DES HEATERS .....	50
10.5	CHOIX DES CAPTEURS DE TEMPERATURE .....	51
10.6	GESTION DE LA TEMPERATURE .....	52
10.7	PROBLEMES POTENTIELS.....	52
10.8	DISCUSSION AUTOUR DE LA METHODE DE CALCUL.....	52
<b>11</b>	<b>ANALYSE DES RAYONNEMENTS .....</b>	<b>52</b>
11.1	DESCRIPTION DE L'ENVIRONNEMENT DE RAYONNEMENT .....	53
11.1.1	<i>Vents solaires et ceinture de Van Allen .....</i>	53
11.1.2	<i>Environnement de rayonnement sous SPENVIS.....</i>	55
11.2	PROTECTION CONTRE LES RADIATIONS .....	60
11.2.1	<i>Budget de rayonnement .....</i>	60
<b>12</b>	<b>COMPATIBILITE ELECTROMAGNETIQUE .....</b>	<b>61</b>
<b>13</b>	<b>OPERATION EN TEMPS REEL.....</b>	<b>61</b>
13.1	GROUND SEGMENT .....	61
13.1.1	<i>Description du Ground segment.....</i>	61
13.1.2	<i>Premier contact .....</i>	61
13.1.3	<i>Diagrammes des cas d'utilisations .....</i>	62
13.2	ON ORBIT SEGMENT .....	64
13.2.1	<i>Choix de l'ordinateur embarqué .....</i>	64
13.2.2	<i>Gestion du satellite .....</i>	64
13.2.3	<i>Gestion de la charge utile .....</i>	64
13.2.4	<i>Choix du logiciel de vol et software framework.....</i>	64
13.2.5	<i>Types de données .....</i>	64
13.2.6	<i>Problèmes potentiels .....</i>	65
<b>14</b>	<b>DESIGN DU SATELLITE .....</b>	<b>65</b>
14.1	BUDGET DE MASSE .....	65
14.2	SYSTEME D'AXES .....	66
14.3	DESCRIPTION DU MODELE .....	66
14.3.1	<i>Bloc électronique .....</i>	70
14.3.2	<i>Capteurs et système QKD .....</i>	70
14.3.3	<i>Structure interne.....</i>	72
14.3.4	<i>Structure externe .....</i>	73
14.3.5	<i>Panneaux solaires.....</i>	75
14.3.6	<i>Assemblage .....</i>	75
14.4	COMPATIBILITE AVEC LE LANCEUR.....	76
<b>CONCLUSION.....</b>	<b>76</b>	
<b>ANNEXE.....</b>	<b>77</b>	
<b>REFERENCES.....</b>	<b>83</b>	

## **Table des tableaux**

Tableau 1 : Comparaison des télescopes .....	15
Tableau 2: Caractéristique de l'optical receiver .....	16
Tableau 3 : Comparaison des fast steering mirror.....	17
Tableau 4 : Caractéristique de l'ordinateur.....	17
Tableau 5 : Comparaison des lanceurs .....	24
Tableau 6: Comparaison des capteurs solaire couplés à un magnétomètre .....	26
Tableau 7 : Comparaison des traqueurs d'étoiles.....	26
Tableau 8: Propriétés du GPS .....	26
Tableau 9: Comparaison des roues de réaction .....	28
Tableau 10 : Spécification des antennes bande S .....	31
Tableau 11 : Spécification du transceiver .....	32
Tableau 12 : Résumé des calculs de communication .....	36
Tableau 13 : Comparaison des DC-DC.....	37
Tableau 14: Consommation pour différents modes .....	39
Tableau 15 : Consommation en éclipse et de jour pour le mode à pique.....	40
Tableau 16 : Comparaison des rendements des triples et quadruples jonctions .....	43
Tableau 17 : Propriétés électriques d'une cellule .....	44
Tableau 18 : Bilan du système de puissance .....	45
Tableau 19 : Résumé des températures d'opérations de nos composants .....	47
Tableau 20 : Résultats de la configuration 1 .....	47
Tableau 21: Spécification des radiateurs .....	48
Tableau 22 : Spécification du revêtement Silver Coated FEP .....	48
Tableau 23 : Résultats de la configuration 2 .....	48
Tableau 24 : Spécifications du MLI.....	49
Tableau 25 : Résultats de la configuration 3 .....	49
Tableau 26: Composants nécessitant des heaters .....	50
Tableau 27: Spécifications des patch flexibles chauffant .....	51
Tableau 28 : Répartition des patchs .....	51
Tableau 29: Spécification du HPD.....	52
Figure 30: Méthode de calcul sur Spenvis .....	56
Tableau 31: Spécification de l'OBC Q8S .....	64
Tableau 32: Définitions des fréquences de downlink et uplink .....	65
Tableau 33 : Budget de masse.....	66
Tableau 34 : Comparatif des types d'orbite .....	77

## **Table des illustrations**

Figure 1 : Altitude en fonction du swath pour plusieurs FOV .....	13
Figure 2 : Satellite pointant vers la station .....	14
Figure 3 : Graphe de l'angle de déviation lors du changement de milieu air/vide .....	15
Figure 4: Bandes spectrales couvertes par le Multiscape 100.....	16
Figure 5 : Processus du choix d'orbite.....	18
Figure 6: Inclinaison en fonction de l'orbite.....	19
Figure 7 : Image d'une orbite SSO avec un RAAN = 245° à une altitude de 800 km .....	20
Figure 8 : Comparaison des accès en fonction de l'altitude .....	20
Figure 9 : Comparaison des accès de nuit entre le mois de juin et le mois de décembre .....	20
Figure 10 : Accès aux stations canadiennes entre le 1er et le 2 décembre .....	21
Figure 11 : Graphe de la période en fonction de l'altitude .....	22
Figure 12 : Résumé des propriétés de l'orbite .....	23
Figure 13: Courbes de performance de LauncherOne des lancements pour plusieurs orbites	24
Figure 14 : Espace disponible dans la capsule de lancement .....	25
Figure 15: Moments d'inertie de notre satellite .....	27
Figure 16 : Estimations du couple introduit par les perturbations .....	28
Figure 17 : Simulation des tems d'accès sur STK .....	29
Figure 18 : Comparaison des solutions d'antennes.....	30
Figure 19 : Comparaison des solutions de transceiver.....	31
Figure 20 : BER en fonction de $EbN0$ .....	34
Figure 21 : Tension d'alimentation de chaque composant .....	37
Figure 22: Architecture du système de puissance .....	38
Figure 23: Perte de capacité en fonction de l'utilisation.....	41
Figure 24: DoD en fonction du nombre de cycles pour une batterie solaire.....	41
Figure 25 : Spécifications de la cellule NanoPower .....	42
Figure 26 : Evolution de la capacité pour une charge à 200mAh et 400mAh .....	43
Figure 27 : Timeline de la puissance pour 3 modes .....	46
Figure 28 : Effet des radiations à évaluer.....	53
Figure 29: Estimation de l'activité solaire d'après la référence 3 .....	54
Figure 30: Etude probabiliste des différents types d'événements.....	55
Figure 31: Wolrd Map des flux d'électrons ( $E>0.1\text{MeV}$ et solar min) .....	59
Figure 32 : Etude des ions lourds .....	59
Figure 33 : Choix de l'épaisseur d'aluminium à utiliser .....	60
Figure 34 : Disposition géographique des stations par rapport au site de lancement .....	62
Figure 35: Diagramme des cas d'utilisation .....	63
Figure 36: Représentation du système d'axe .....	66
Figure 37: Plan du satellite vu iso .....	67
Figure 38 : Vues du satellite complet coupe transversale .....	69
Figure 39 : Bloc électrique du satellite.....	70
Figure 40 : CAO des capteurs et système QKD .....	71
Figure 41 : CAO placement des antennes .....	71
Figure 42 : CAO du traqueur d'étoiles et du capteur solaire .....	71
Figure 43 : CAO du télescope .....	72
Figure 44 : Structure interne avec fermetures .....	72

Figure 46 : Structure interne avec grilles thermique .....	73
Figure 47 : Structure externe .....	74
Figure 48 : Assemblage des panneaux solaires .....	75
Figure 49 : Espace qu'occupera notre satellite dans la capsule .....	76
Figure 50 :Comparaison des temps d'accès en fonction de l'altitude au mois de décembre ....	78
Figure 51 : Nombre de passe pour couvrir le globe en fonction de l'altitude pour 3 focales...	79
Figure 52 : Temps pour couvrir tout le globe en fonction de l'altitude pour 3 focales .....	79
Figure 53 : Accès du satellite pour tous les mois de l'année de Juin 2022 à Juin 2023 .....	80
Figure 54 : Détail des calculs de la timeline .....	81
Figure 55 : Analyse thermique finale .....	82

## 1 DESCRIPTION DU PROBLEME

Alors que nous entrons dans l'ère des ordinateurs **quantiques**, les scientifiques ont démontré que cet outil pourra décrypter la plupart de nos données sécurisées. L'enjeu est alors de trouver une solution adaptée afin de sécuriser nos **communications**, transactions bancaires etc. Une solution est la **cryptographie quantique**. Cette méthode utilise les propriétés du bit quantique aussi appelé Qbit. En effet, en appliquant une polarisation aléatoire à chaque photon envoyé on obtient un Qbit lui aussi aléatoire. Puis, en échangeant les informations des filtres de polarisation utilisés une **clé** commune peut être générée. La force de cet outil est son **inviolabilité**. Toute tentative d'interception du signal est automatiquement détectée et change la polarisation des filtres. La distribution quantique de clé (**DQC**) nécessite une liaison optique, cette liaison peut être physique (fibre optique) ou sans fil (laser). Le problème de la fibre optique sa perte de fiabilité à partir d'une distance de 200 km. Aujourd'hui l'enjeu est d'augmenter la portée de cette technologie.

La mission canadienne **Queysat** a pour but de démontrer la distribution de clé quantique dans l'**espace**. En effet l'Agence spatial canadienne veut tester un nouveau type de **satellite** offrant une liaison quantique avec une **station au sol**. Lorsque la clé est à bord du satellite elle peut ensuite être **distribué** en RF aux autres stations.

De nombreux **défis** sont à relever pour réaliser avec succès cette mission. Tout d'abord la liaison quantique se fait à l'aide d'envois de photons, ainsi il ne faut pas que le signal soit perturbé par l'atmosphère lors de la **transmission** au satellite. D'autre part la liaison quantique doit être faite de nuit pour éviter les perturbations solaires.

Cette étude menée par le **CAMAQ** se propose de concevoir la mission QueysSat. Ainsi notre travail regroupera des rubriques sur les requis, le chargement utile, l'orbite, le système de puissance et le lanceur.

## 2 REQUIS

Commençons par définir les **requis** qui expriment les **besoins** du client. Nos requis sont présentés selon une nomenclature spécifique.

**[XXX.XXX.0.0]**

- Les trois premières lettres définissent le type de requis.
- Les trois lettres suivantes définissent la catégorie du requis.
- Les derniers chiffres numérotent les requis. S'il s'agit d'un requis mission il n'y a qu'un chiffre, si c'est un requis système il y a deux chiffres ou plus. Le premier chiffre est celui du requis mission parent du requis système, le deuxième numérote le requis système.

Chaque requis est accompagné d'une justification.

Type de Requis	Catégorie	Identification	Enoncé	Justification	Source	
MISSION	QUANTIQUE	MIS.QUA.1	La mission doit distribuer une clé quantique pour un lien descendant	On veut envoyer une clé quantique au satellite qui la transmettra à une autre station	Client	
		MIS.QUA.2	Le satellite doit être conçu pour une durée de vie en orbite de 1 an	On veut démontrer la faisabilité d'une telle mission sur 1 an avant de prolonger le programme		
SYSTÈME		SYS.QUA.1.1	La mission doit échanger des clés de 10kbit	C'est le seuil minimal de mémoire pour assurer une clef sécurisée.		
		SYS.QUA.1.2	La mission doit recomposer des clés d'au moins 100 kbit sur 30 jours consécutifs	On veut recomposer 10 clefs sur 30 jours.		

MISSION	CHARGEMENT	MIS.CHA.1	La mission doit démontrer la distribution longue distance de clé quantique	-	Client	
SYSTÈME		SYS.CHA.1.1	Le chargement doit contenir un télescope capable de recevoir un signal optique de 850 nm	On utilise un signal NIR qui sera moins perturbée par l'atmosphère terrestre		
		SYS.CHA.1.2	Le chargement doit être capable de pointer avec une précision inférieure à $20 \mu\text{rad}$	Le satellite doit pouvoir s'aligner très précisément avec la station de St-Hubert		
		SYS.CHA.1.3	Le chargement devrait avoir au moins 1 GB de mémoire pour supporter le QKD protocole pour 3 stations en même temps	On veut stocker 10 clés de 90Mb soit 1GB de mémoire		

Type de Requis	Catégorie	Identification	Enoncé	Justification	Source
MISSION	ORBITE	MIS.ORB.1	L'orbite doit donner un accès de nuit à la station au sol au Canada. On privilégiera les orbites avec la couverture de nuit la plus grande	On veut recevoir le signal en évitant les perturbations du soleil	Client
		MIS.ORB.2	L'orbite doit permettre au moins un accès par nuit au-dessus de la station St-Hubert toutes les 24h	Le CAMAQ demande une fréquence de 24h	
		MIS.ORB.3	La station St-Hubert doit être utilisé pour la liaison quantique montante	C'est la station avec le dispositif d'envoi de photons	
		MIS.ORB.4	Les requis de missions doivent être démontrés avec les stations Canadiennes	Le projet est canadien ainsi on travaille avec les stations canadiennes	
		MIS.ORB.5	L'échange sol-espace de photons doit avoir une portée d'au moins 400 km	Sous les 400 km d'altitude les forces de traînées sont trop importantes pour être en orbite, d'autre pas on veut démontrer la distribution sur de longues distances	
		MIS.ORB.6	L'orbite doit maintenir la liaison RF suffisamment longtemps pour transférer la clé au sol	Ainsi on peut transférer la clé au sol de jour comme de nuit	
		MIS.ORB.7	L'orbite doit être au soleil assez longtemps pour remplir les besoins énergétiques du chargement	On recharge les batteries à l'aide de panneaux solaires	
		MIS.ORB.8	Le satellite doit être en orbite basse (LEO), altitude maximale de 2000km	On est limité par la puissance du laser	

MISSION	TEMPS	MIS.TEM.1	La position du satellite doit être connue	On veut pointer très précisément le satellite pour la transmission du signal	Client	
SYSTEME		SYS.TEM.1.1	La position du satellite doit être connu avec une précision de +/- 20 mètre	La précision de +/- 20 m est fournie par CAMAQ.		
		SYS.TEM.1.2	La connaissance de l'heure doit être connu en moins de 70ns	Valeur fournie par CAMAQ pour assurer le requis [MIS.TEM.1]		
		SYS.TEM.1.3	L'heure UTC et les coordonnée GPS doivent être transmises au chargement 1 fois/sec	Valeur fournie par CAMAQ pour assurer le requis [MIS.TEM.1]		

Type de Requis	Catégorie	Identification	Enoncé	Justification	Source	
<b>MISSION</b>	COMMUNICATION	MIS.COM.1	Le satellite doit avoir un système de communication	Les instructions les instructions de navigation et de contrôle sont envoyés depuis le sol	Client	
<b>Système</b>		SYS.COM.1.2	Le satellite doit communiquer avec stations RF en utilisant des antennes S ou X	Pour des raisons de compatibilité avec les stations canadiennes on utilise soit les bandes S ou X		
		SYS.COM.1.2.1	Le système doit avoir un $BER < 10^{-6}$	C'est ce qui se fait généralement sur les petits satellites		
		SYS.COM.1.2.2	La marge du lien doit être de 5 dB			
		SYS.COM.1.2.3	La quantité de donnée à transférer au sol par liaison RF est de 90MB pour une clé de 10 kbit	Une clé sécurisée contient plus de données		
		SYS.COM.1.2.4	Le débit de transfert de la charge utile est de 180 KB/s	Voir section 8		
		SYS.COM.1.3	Le satellite doit avoir un système RTOS	Il faut pouvoir prioriser les tâches en cas de défaillances		

<b>MISSION</b>	ATTITUDE/CONTRÔLE	MIS.ATT.1	Le satellite doit avoir un système de contrôle d'attitude	Le satellite doit pouvoir s'orienter et se repérer afin de recevoir les signaux du sol	Client	
<b>SYSTÈME</b>		MIS.ATT.2	Le satellite doit avoir un système de navigation			
		SYS.ATT.1.1	La plateforme du satellite doit pointer et suivre la ligne de visée du chargement vers la station avec une minimum de 0,3 degré			

<b>MISSION</b>	MASSE	MIS.MAS.1	Le satellite ne doit pas excéder 75kg	On veut se placer dans la catégorie des microsatellites	Client
----------------	-------	-----------	---------------------------------------	---	--------

Type de Requis	Catégorie	Identification	Enoncé	Justification	Source
MISSION	ENVIRONNEMENT	MIS.ENV.1	Le satellite doit avoir un système de protection thermique	La température à l'intérieur du satellite doit être comprise entre [-30 ;70] °C voir section 10	Client
		MIS.ENV.2	Le satellite doit avoir un système de protection contre les rayonnements	L'espace est un environnement extrême les rayonnements peuvent endommager le chargement, voir détail des calculs dans la section 11	

MISSION	PUISSEANCE	MIS.PUI.1	Le satellite doit pouvoir fournir 87,35 W	Voir section 7.1	Client
		MIS.PUI.2	Le satellite doit être alimenté par des panneaux solaires	L'énergie solaire est la source qui demande le moins de masse	
		SYS.PUI.1.1	L'énergie doit être stockée dans des cellules de batteries	Les batteries vont pouvoir se charger lors des phases de jour et se décharger lors de phases de nuit	
SYSTEME		SYS.PUI.1.2	Le satellite doit fournir assez de puissance pour un fonctionnement d'une passe de 10 min tout en communiquant en RF, en éclipse pour un minimum de 3 fois en 24h	La mission impose des transferts de clés à cette fréquence	

MISSION	LANCEMENT	MIS.LAN.1	Le satellite doit avoir un système de lancement adapté	Afin de mettre le satellite en orbite selon les requis de mission [MISS.ORB], voir section 5	Client	
		MIS.LAN.2	Le lancement doit permettre de mettre le satellite sur l'orbite sélectionnée	Voir calculs d'orbite section 4.2		
		MIS.LAN.3	L'air doit pouvoir s'échapper lors du lancement	L'air doit pouvoir s'échapper lors du lancement		
SYSTEME		SYS.LAN.2.1	Les matériaux qui dégagent doivent respecter un TML<1%	Ces conditions sont à respecter pour les polymères qui risquent de dégazer à cause de la différence de pression		
		SYS.LAN.2.2	Les matériaux qui dégagent doivent respecter un CVCM<0,1%			

## 3 CHARGE UTILE

### 3.1 DESCRIPTION

Notre satellite doit embarquer une diversité d'instruments aux fonctions diverses. Ces instruments composent la charge utile.

Tout d'abord on retrouve le **télescope**. Cet outil optique est conçu pour la **réception** des photons envoyés depuis la station au sol. Le signal est sous forme d'onde électromagnétique avec  $\lambda = 850 \text{ nm}$ . Les paramètres importants sont la **focale** et le **champ de vision (FOV : Field of View)**, en effet ils influent sur le « **swath** ». On cherche avoir une focale la plus faible possible afin d'augmenter le FOV. Systématiquement le télescope est couplé au **capteur de photons**. On trace en Figure 1 l'altitude en fonction du swath pour plusieurs FOV.

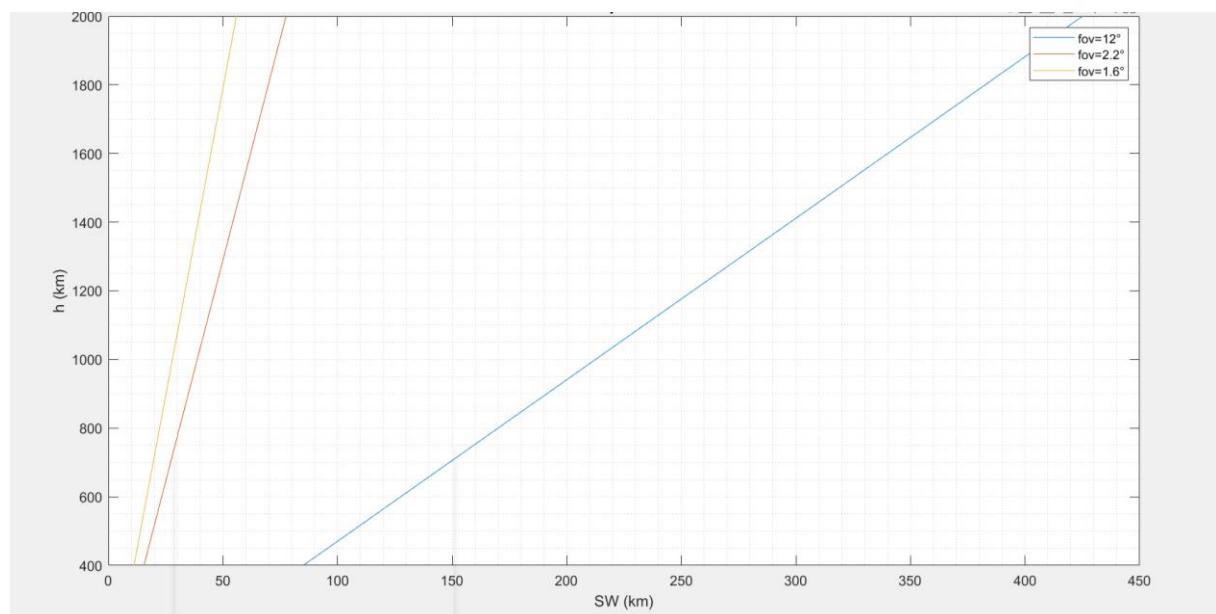


Figure 1 : Altitude en fonction du swath pour plusieurs FOV

Une grande focale risque de recevoir des signaux étrangers contrairement à une focale plus petite. Aussi une grande **ouverture** permettra de capter plus de lumière et donc un signal de meilleure qualité.

Afin d'orienter le chargement on utilise des miroirs appelés « **Fast steering mirror** ». Cet outil suivit d'un “quadrant detector” permet de s'**aligner** avec la station au sol. Pour effectuer le choix des miroirs on se base sur le requis [SYS .CHA.1.2].

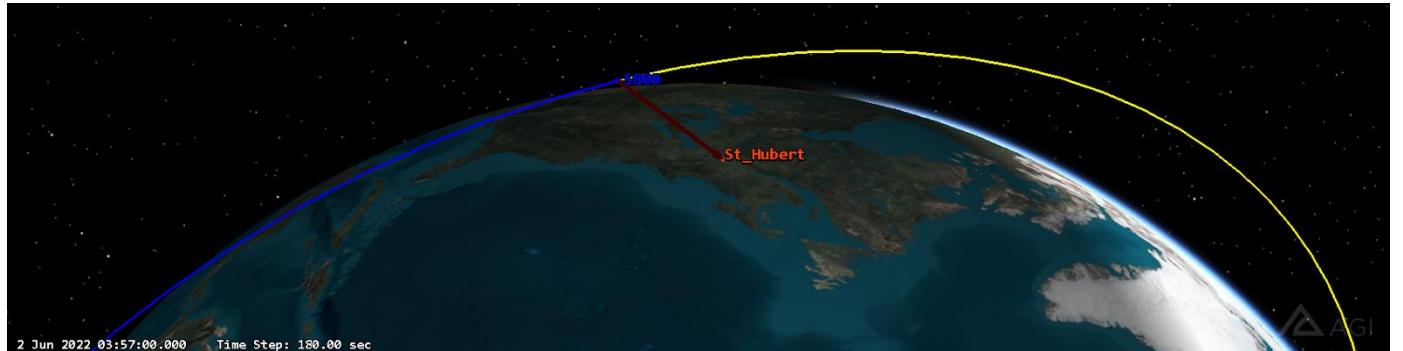
Finalement on retrouve l'**espace de stockage** des clés. Ce système permet de stocker plusieurs clés en même temps.

### 3.2 CHOIX DES INSTRUMENTS

L'objectif est de **minimiser la masse**. On prêtera une attention particulière aux températures d'utilisation et à l'exposition maximale aux radiations.

## 4 CHOIX DU TELESCOPE ET DE L'OPTICAL RECEIVER

Le télescope doit capter le faisceau laser qui pointe très précisément sur le satellite. Voir Figure 2.



*Figure 2 : Satellite pointant vers la station*

En considérant les perturbations apportées par l'atmosphère, il faut choisir une **focale** adaptée permettant de capter le signal qui sera légèrement **dévié**. En effet l'indice de **réfraction** de l'air et du vide sont légèrement différents :

$$\begin{aligned} n_{air} &= 1,0002 \\ n_{vide} &= 1 \end{aligned}$$

Or

$$n_{air} \sin \theta_1 = n_{air} \sin \theta_2$$

Donc

$$\frac{\sin \theta_1}{\sin \theta_2} = 1,0002$$

On a donc  $\theta_1 \simeq \theta_2$ , on montre en Figure 3 l'importance de la déviation en fonction de l'angle d'incidence.

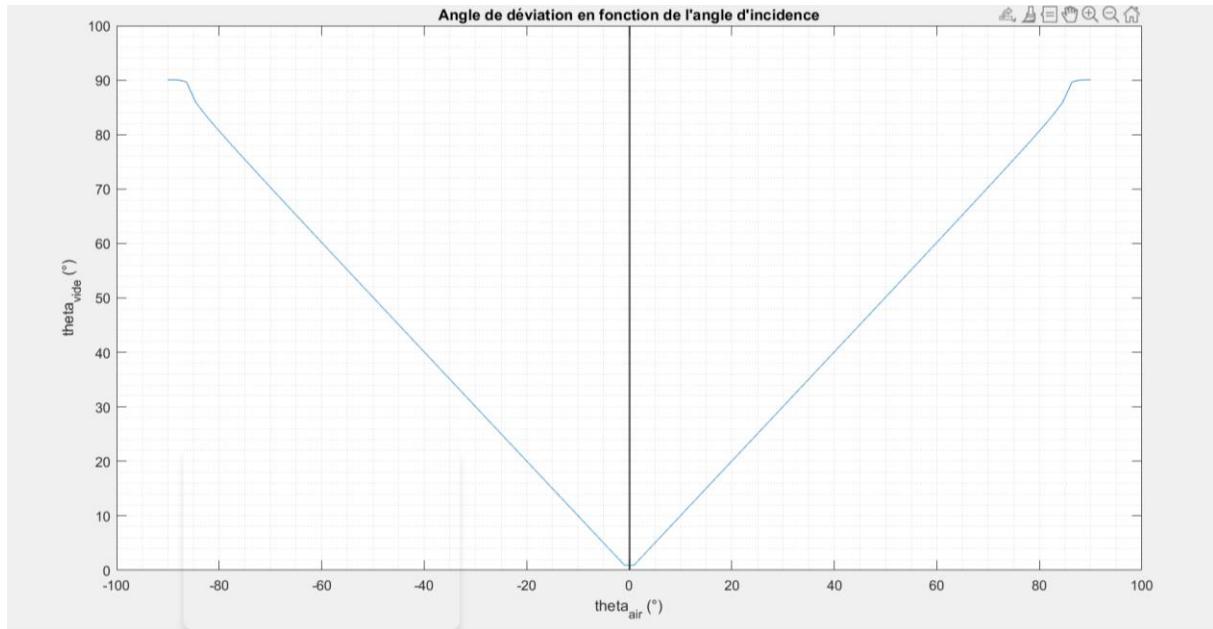


Figure 3 : Graphe de l'angle de déviation lors du changement de milieu air/vide

Nous avons trouvé des **instruments** chez Kairospace et Simera Sense. Ils respectent le requis [SYS.CHA.1.1] et embarque un « optical receiver ». Le Tableau 1 compare les options.

	Focale (mm)	FOV (°)	Ouverture (mm)	Masse (g)	Température d'utilisation (°C)	Consommation (W)	TDI> (kRad)
22mm Camera	76,5	12	22	1000	[-60;60]	60	50
Hyperscape100	580	2,22	95	1100	[-10;50]	7	15
Multiscape200	1067	1,6	190	12000	[-10;50]	5,8	25
Multiscape100	580	2,22	95	1100	[-10;52]	5,8	15

Tableau 1 : Comparaison des télescopes

Le meilleur compromis est le télescope « **Multandscape100** » de chez Simera Sense. La Figure 4 montre les bandes spectrales couvertes par le Multandscape. On observe un pic à **850 nm**, la longueur qui nous intéresse, on associera donc cette bande spectrale à notre télescope.

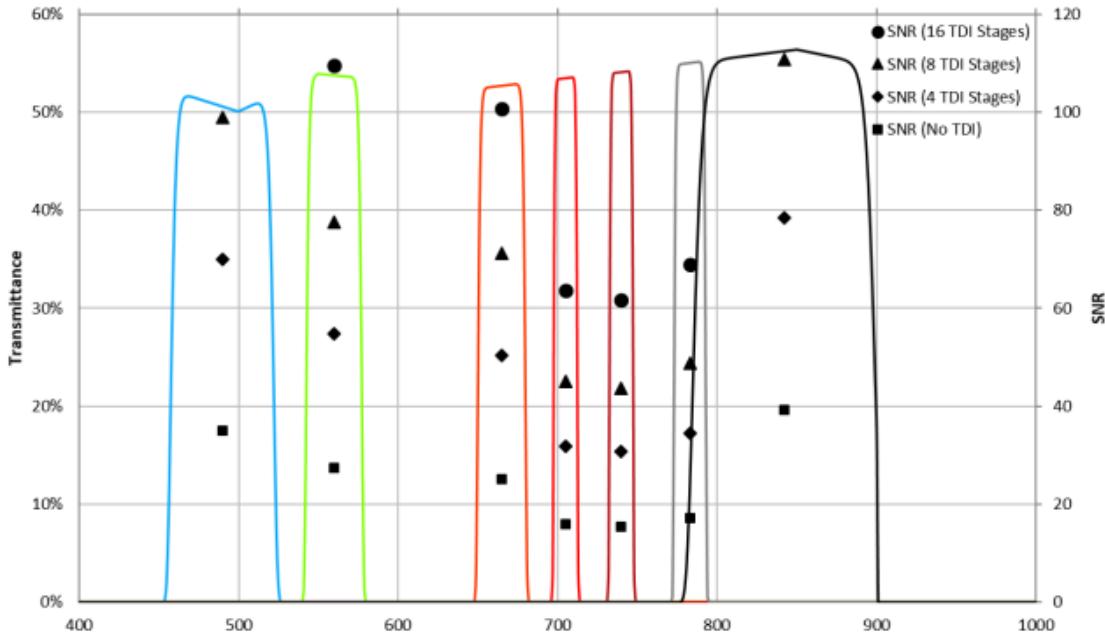


Figure 4: Bandes spectrales couvertes par le Multandscape 100

Il a une focale plutôt petite lui permettant de restreindre le FOV, d'autre part sa masse et sa consommation sont plutôt faibles. L'optical receiver fourni avec le télescope a les propriétés suivantes, voir Tableau 2.

Type de capteur	CMOS
Résolution	4096x4096
Pixel size ( $\mu\text{m}$ )	5,5

Tableau 2: Caractéristique de l'optical receiver

L'inconvénient de ce télescope est sa température d'utilisation il faudra donc prévoir des protections thermiques adaptées.

Le swath de notre télescope à une altitude de 800 km est de **30,7 km**

#### 4.1 CHOIX DU FAST-STEERING MIRROR

Cet instrument permet de s'**aligner** précisément avec la station au sol pour recevoir le lien quantique.

Le fast steering miroir doit avoir une précision de  $20 \mu\text{rad}$ . On trouve chez les fournisseurs Applied Technology associate (ATA), BlueHalo et Cedrat Technologies plusieurs fast mirror. Leurs caractéristiques sont dans le Tableau 3.

	Cedrat	Blue Halo	ATA 2"	ATA 5"
Diamètre du miroir (mm)	31	25	50	127

Masse (g)	400	91	900	3400
Précision ( $\mu rad$ )	<20	<5	<1	<1
Matériaux	Carbure de Silicium	Béryllium	Carbure de Silicium	Carbure de Silicium
Consommation (W)	0,5	20	-	-

Tableau 3 : Comparaison des fast steering mirror

Le meilleur compromis est le **M-FSM62** de Cedrat technologies, bien qu'il n'ait pas la précision la plus grande il remplit le requis d'autre part il consomme moins.

## 4.2 ORDINATEUR ET ESPACE DE STOCKAGE

On utilise le micro-ordinateur **SIRIUS OBC LEONEF** de chez AAC Clyde Space pour gérer les données de notre charge utile et stocker les clés. L'avantage d'un système comme celui-ci est sa double fonction : stocker et gérer les données du télescope.

	Sirius OBC
Consommation (W)	1,3
Mass (g)	130
Température d'utilisation (°C)	-30 ; 60
Stockage (GB)	2
Radiation (krad)	20

Tableau 4 : Caractéristique de l'ordinateur

On remplit le requis **[SYS.CHA.1.3]**, on dispose de stockage supplémentaire.

## 4.3 PROBLEMES POTENTIELS

Notre analyse ne prend pas en compte l'introduction d'un système de refroidissement pour le télescope. On peut introduire dans le dataprocessing un algorithme de réduction du bruit pour avoir un signal de meilleure qualité. Comme tout système optique notre télescope est soumis à des problèmes d'aberration optique qui ne pourront pas être corrigés une fois en orbite.

## 5 ORBITE

### 5.1 CHOIX DU TYPE D'ORBITE

Il existe une grande diversité d'orbite. On résume dans le Tableau 34 en annexe les caractéristiques des orbites étudiées.

D'après le requis **MIS.ORB.8** nous devons choisir une orbite basse, appelée **LEO**. Nous éliminons rapidement les orbites **géosynchrones** et **Toundra**. Les orbites **polaires** sont utilisées pour observer les pôles, ce n'est pas ce qui nous intéresse. L'orbite héliosynchrone (**SSO**) est la plus adaptée, en effet elle permet une altitude suffisamment basse pour le transfert de la clé et sa **période** assez faible pour permettre de passer plusieurs fois au-dessus des différentes stations canadiennes en 24h. D'autre part son **illumination** constante permet d'être

en **éclipse** le plus longtemps possible. L'orbite de **Molnyia** peut être une éventualité, son orbite est gelée ainsi elle couvrirait à son périgée une grande partie du Canada. Cependant cette orbite est très exposée aux **radiations** (passage dans la ceinture de Van Allen) ce qui a pour conséquences d'interrompre la couverture. Il faut donc avoir deux satellites en orbite pour couvrir la zone voulue. C'est pourquoi on ne l'a choisie pas.

## 5.2 CHOIX DE L'ORBITE

On utilise le processus en Figure 5 pour trouver notre orbite.

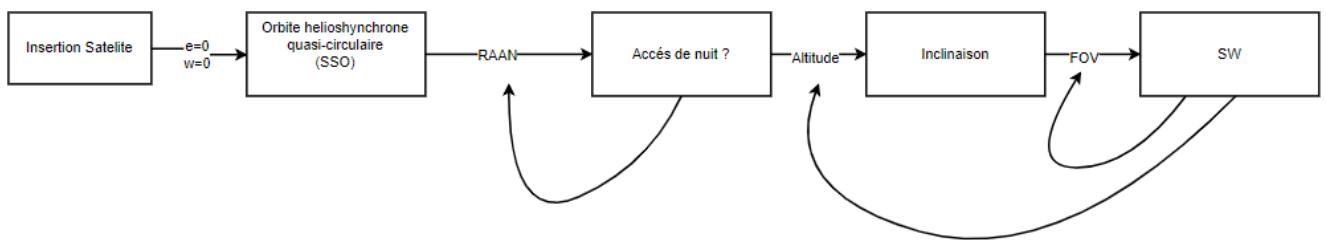


Figure 5 : Processus du choix d'orbite

Pour une orbite SSO l'**argument du périhélie** est nul car l'orbite est quasi-circulaire. La variation de longitude du nœud ascendant est constante et vaut  $\dot{\Omega} = 0,9856^\circ/\text{jour}$ . L'**inclinaison** ne dépend donc que de l'**altitude**.

$$i = \arccos \left( -\frac{2}{3} \left( \frac{z + R_e}{R_e} \right)^2 \frac{\dot{\Omega}}{J_2} \sqrt{\frac{\mu}{(z + R_e)^3}} \right)$$

Avec

$\mu$  : paramètre gravitationnel de la terre  $398\,600\,km^3/s$

$J_2 = 1082,63 \times 10^{-6}$

La Figure 6 nous permet de connaître les différents couples  $(z; i)$  pour des altitudes entre 400 et 2000 km.

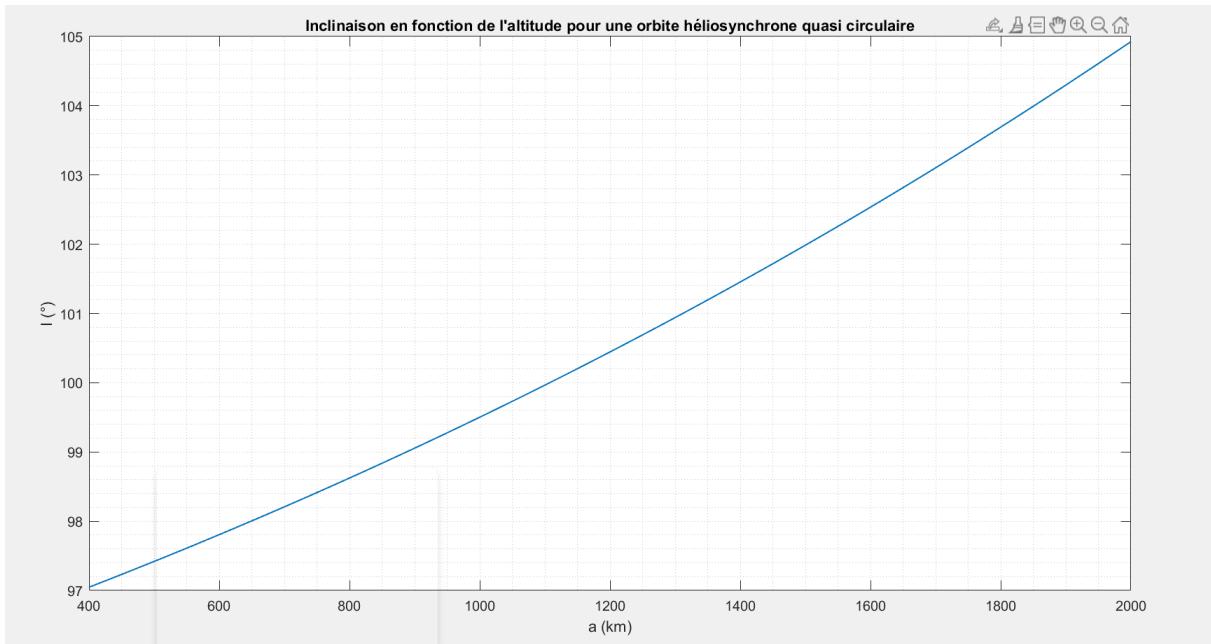


Figure 6: Inclinaison en fonction de l'orbite

A l'aide de **STK** on étudie une grande variété d'orbites SSO. Pour aller plus rapidement on utilise l'outil **Connect** de STK avec la commande suivante :

```
New / */Satellite S1
SetState <VehObjectPath> Classical {Propagator} {NoProp | {TimeInterval}} <StepSize>
{CoordSystem}    "<OrbitEpoch>"   <SemiMajorAxis>   <Eccentricity>   <Inclination>
<ArgOfPerigee> <RAAN> <MeanAnom>
```

On peut jouer sur plusieurs paramètres, on fixe l'**eccentricité** et l'argument du périgée à 0 :  $e = 0$ ,  $\omega = 0$ . On testera plusieurs couples  $(z; i)$ . Finalement on retrouve le **RAAN** qui est un paramètre similaire au **LTAN** et correspond à la longitude du nœud ascendant.

Les requis les plus contraignants sont [**MIS.ORB.2**] et [**MIS.QUA.1.2**]. On prête donc attention à remplir ces deux conditions tout en minimisant l'altitude afin d'éviter un maximum de **perturbations**.

Pour commencer on étudie la position du nœud ascendant sur STK. On analyse une série de valeurs entre  $0^\circ$  et  $360^\circ$ . On remarque que les valeurs qui nous permettent d'avoir un temps d'éclipse maximum sont autour de **RAAN=245°**, dans cette configuration l'orbite est située au « milieu de la nuit », voir la Figure 7 ci-dessous :

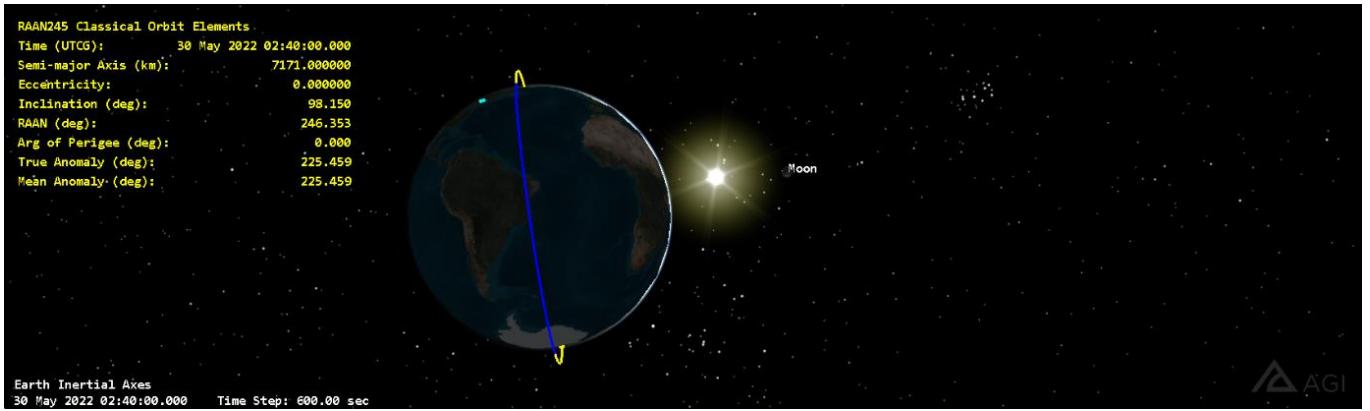
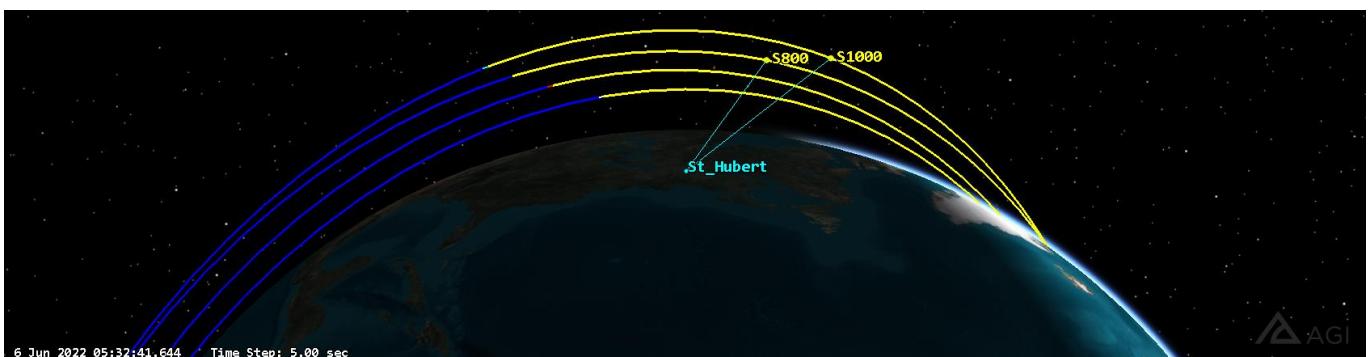


Figure 7 : Image d'une orbite SSO avec un RAAN = 245° à une altitude de 800 km

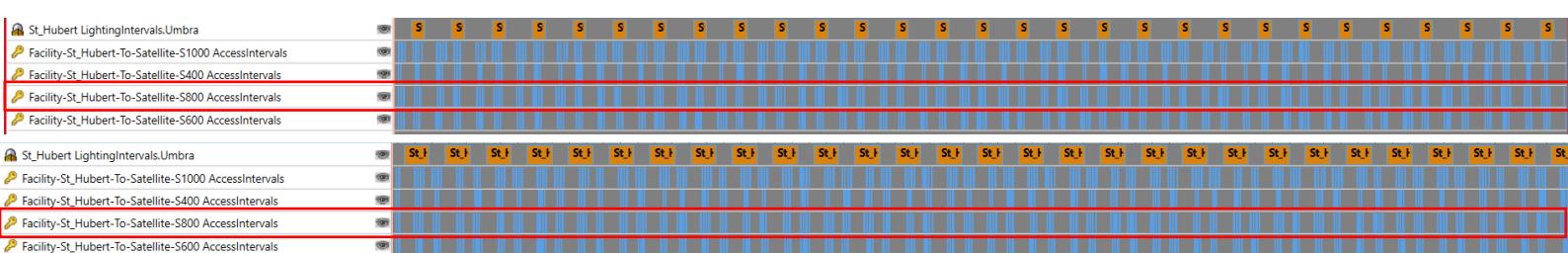
On se limite pour l'instant à l'étude des mois où les nuits sont les plus longues : décembre et le mois de juin où les nuits sont les plus courtes.

En prévision du choix de notre **lanceur** on choisit une orbite entre 400 et 1000 km. En effet les microsatellites sont rarement à des altitudes supérieures. De plus à partir de 600 km la **traînée** est négligeable. Tout d'abord on remarque que le temps d'accès augmente avec l'altitude, comme montré en Figure 8 et dans la Figure 49 en annexe



*Figure 8 : Comparaison des accès en fonction de l'altitude*

Pour déterminer l'altitude qui nous donne les accès de nuit les plus longs nous utilisons la timeline. Sur la Figure 9 il semble que le meilleur compromis entre hiver soit l'altitude à **800 km**.



*Figure 9 : Comparaison des accès de nuit entre le mois de juin et le mois de décembre*

On vérifie ensuite que l'on a accès de nuit tous les jours de l'année au-dessus de St-Hubert. Pour cela on effectue la même démarche que précédemment pour tous les autres mois (voir annexe Figure 52). Les mois les plus critiques sont ceux d'août et de septembre, les temps d'accès de nuit sont les plus faibles mais on peut quand même distribuer 10 clés dans le mois.

On estime que cette orbite remplit le requis énergétique. En effet sur cet orbite le satellite est la moitié du temps au soleil. D'autre part l'orbite a accès au moins une fois tous les jours de l'année aux 4 stations canadiennes pour la liaison RF. On ne génère pas les rapports pour tous les jours de l'année, on montre à titre d'exemple, en Figure 10, les accès entre le 1<sup>er</sup> et le 2 décembre.

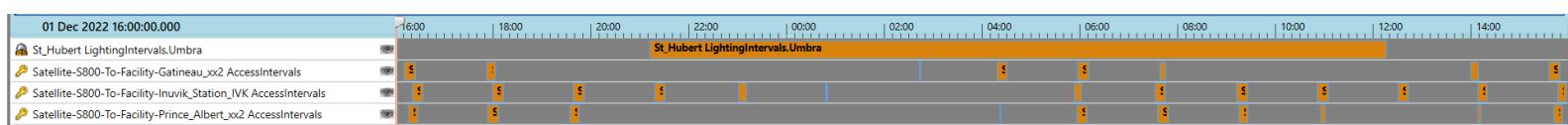


Figure 10 : Accès aux stations canadiennes entre le 1er et le 2 décembre

On a beaucoup plus qu'un accès par jour pour chaque station. On pourra donc distribuer des clés tous les jours si nécessaire.

Ainsi on valide cette orbite qui remplit tous nos requis, les caractéristiques sont montrées ci-après.

### 5.3 PROPRIETES DE L'ORBITE

- Demi grand axe

On a une orbite circulaire avec pour altitude 800 km

$$a = z + R_e = 800 + 7378$$

$$a = 7178 \text{ km}$$

- Période

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} = 2\pi \sqrt{\frac{7178^3}{398\,600}}$$

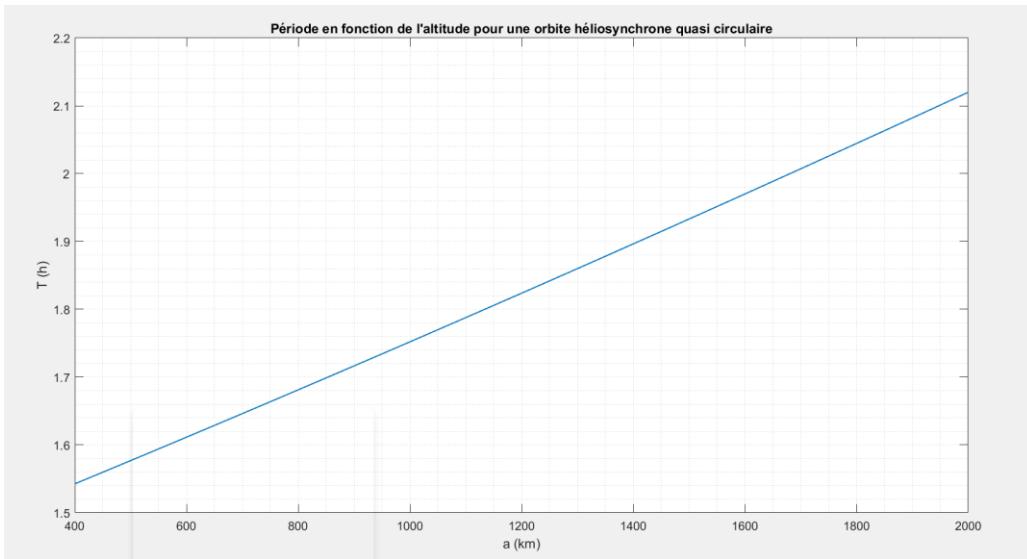


Figure 11 : Graphe de la période en fonction de l'altitude

$$T = 6052 \text{ s} = 1\text{h}41\text{min}52\text{s}$$

- Inclinaison

Pour une altitude de 800 km on calcule l'inclinaison :

$$i = 98,60^\circ$$

- Right ascension of the ascending node et LTAN

Comme évoqué précédemment

$$RAAN = 245^\circ \text{ ou } -115^\circ$$

Cela correspond à

$$LTAN = 23\text{h}43\text{min}$$

- Estimation de la traînée

La traînée d'un satellite est donnée par :

$$a_{\text{traînée}} = \frac{1}{2m} \rho V^2 S C_d$$

$$V = \frac{\mu}{h} = \frac{\mu}{\sqrt{a\mu}} = \frac{398000}{\sqrt{7178 \times 398000}} = 7,44 \text{ km/s}$$

On a une surface de  $4 \text{ m}^2$ . D'autre part pour un cube à cette vitesse on a  $C_d = 2,02$ .

Avec  $\rho < 9,9 \times 10^{-14}$  on trouve :

$$a_{\text{traînée}} = \frac{\frac{1}{2} \times 9,9 \times 10^{-14} \times 7,44 \times 10^3 \times 4 \times 2,02}{75}$$

$$a_{\text{traînée}} = 3,96 \times 10^{-11} \text{ m/s}^2$$

La décélération est négligeable.

On résume toutes les propriétés dans la Figure 12.

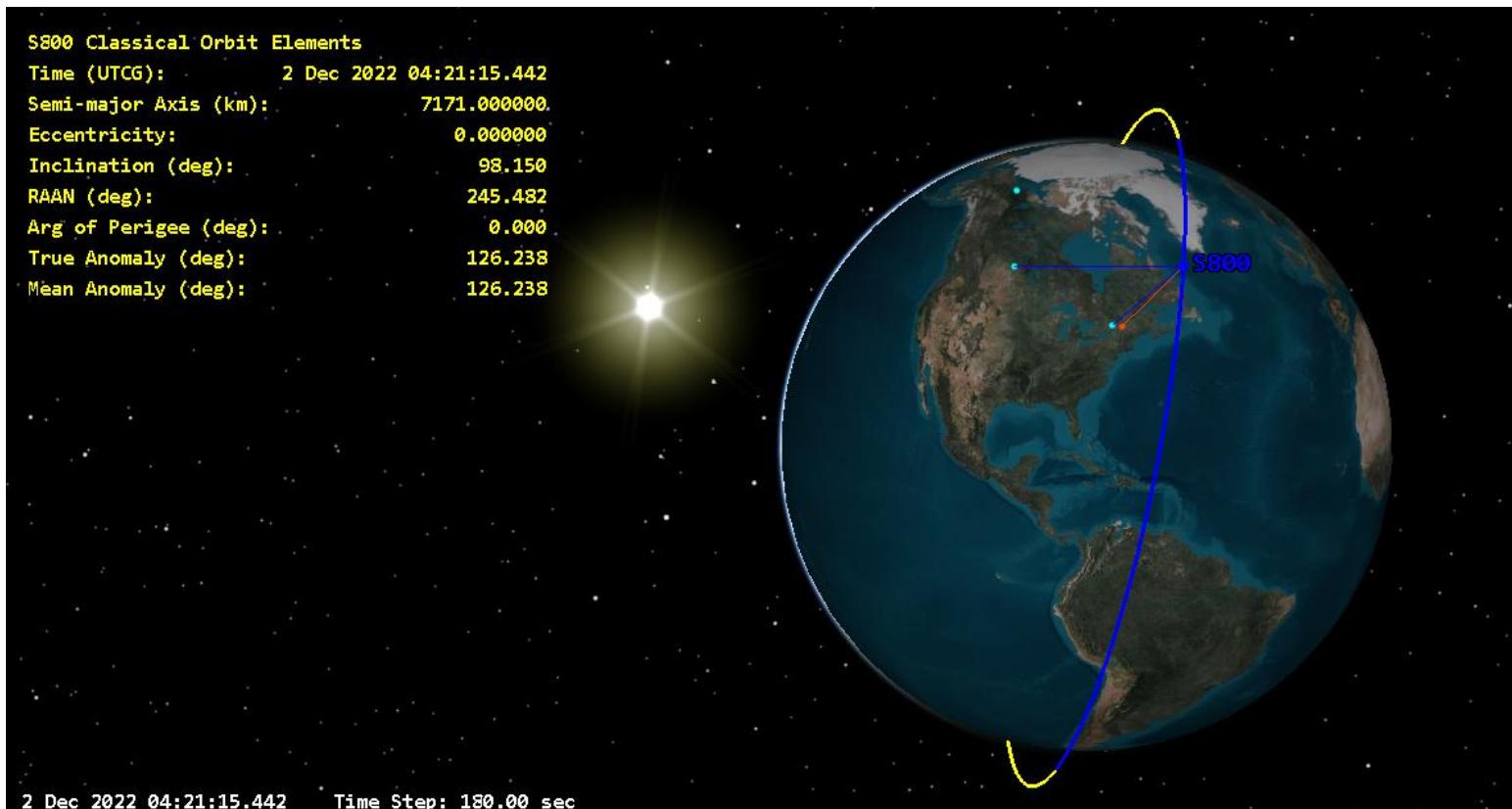


Figure 12 : Résumé des propriétés de l'orbite

## 6 CHOIX DU LANCEUR

Le satellite appartient à la catégorie des microsatellites. Deux solutions sont possibles, la première est le ridesharing, la deuxième est un lancement dans un lanceur adapté. Nous avons sélectionné trois compagnies : SpaceX, RocketLab, et Virgin Orbit.

	SpaceX, Falcon 9	Virgin Orbit, LauncherOne	Rocketlab, Electron
Masse du chargement	1360-6800 kg	0-370 kg	0-200 kg

Précision Altitude (km)	10	15	15
Précision inclinaison ( $^{\circ}$ )	0,1	0,15	0,15
Précision RAAN ( $^{\circ}$ )	0,15	0,2	-
Ridesharing	Obligatoire	Possible	Possible
Launch site	Cape Canaveral; Californie; Iles Marshall	Californie ( $i > 90$ ); Guam ( $i < 90^{\circ}$ )	Nouvelle Zélande ( $39 < i < 120$ ); Virginie ( $38 < i < 60$ )
Altitude	500-600 km	200-1400 km	400-1200km

Tableau 5 : Comparaison des lanceurs

Etant donnée notre orbite nous ne pouvons pas utiliser le ridesharing de la Falcon 9. Nous décidons d'effectuer notre lancement avec **Launcher One** de Virgin Orbit, en effet on peut atteindre notre orbite avec un lancement proche du Canada. La Figure 13 confirme qu'avec LauncherOne on atteint nos requis. Pour les grandes inclinaisons les lancements se font depuis **Mojave Air and Space Port, Californie**. Nous aurions pu choisir Rocketlab, cependant les lancements se font en Nouvelle Zélande. Ce lancement peut être partagé mais d'après le calendrier des missions aucun lancement n'est prévu pour notre type d'orbite.

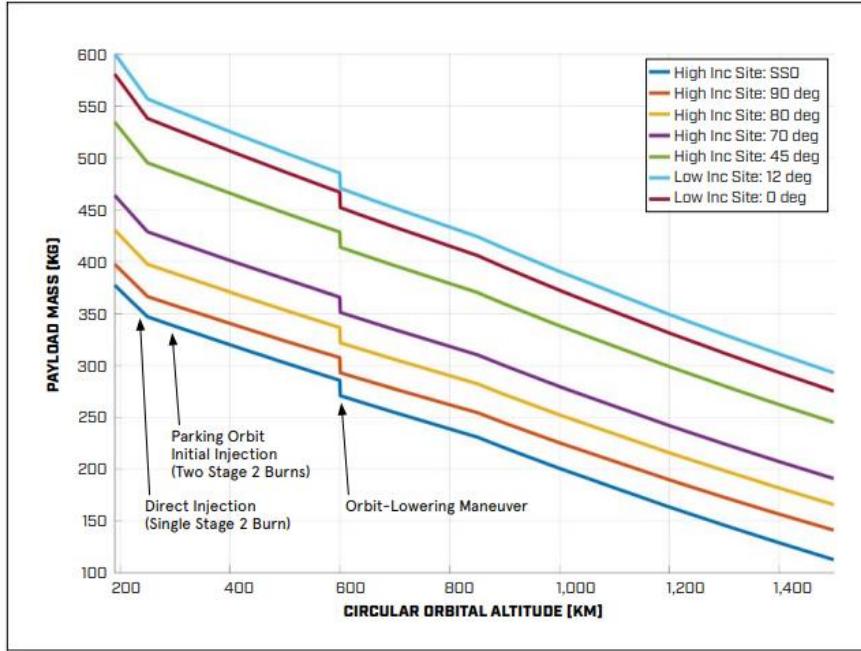


Figure 13: Courbes de performance de LauncherOne des lancements pour plusieurs orbites

## 6.1 PROBLEMES POTENTIELS

La particularité du LauncherOne est la mise en orbite à partir d'un 747-400, ainsi toute panne moteur mettrait la mission en péril. De plus ce type de lancement est beaucoup plus sujet

aux aléas climatiques. Notre satellite doit pouvoir rentrer dans la capsule de lancement. On montre en Figure 14, l'espace maximum que pourra prendre notre satellite. On remarque aussi que le lanceur n'inclut pas de **système de séparation**, cependant Virgin Orbit précise que le lanceur est compatible avec la majorité des systèmes de séparation.

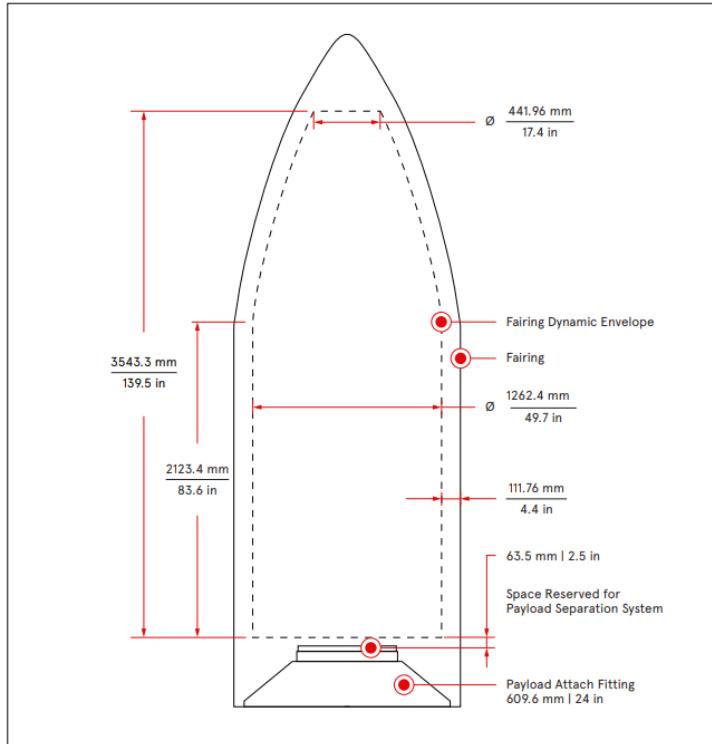


Figure 14 : Espace disponible dans la capsule de lancement

## 7 CONTROLE D'ATTITUDE

Nous devons remplir le requis [SYS.ATT.1.1], et donc avoir une précision de **0,3°**. Pour déterminer la position du satellite nous utilisons deux instruments différents, le premier est un **capteur solaire** couplé à un **magnétomètre**. Le deuxième est un capteur d'étoiles appelé **traqueur d'étoiles**. Nous n'utilisons pas de capteur d'horizon car ils ne sont pas assez précis.

### 7.1 CHOIX DU MAGNETOMETRE ET DU CAPTEUR SOLAIRE

L'intérêt de coupler ces deux instruments est d'avoir une plus grande précision de mesure et de faire de la **redondance**. De plus lorsque le satellite est en éclipse le capteur solaire est inutile, c'est pourquoi on a un magnétomètre. D'autre part la masse de cet instrument : **Sensor Mass X** de chez **SolarMems Technologies** est très faible. L'entreprise propose plusieurs variantes :

	MASS 60	MASS 25	MASS 15	MASS 5
Capteur solaire				
Type	2axes			
FOV	120°	50°	30°	10°

Précision	0,06°	0,04°	0,02°	0,005°
Magnétomètre				
Type	3 axes			
Sensibilité	0,1 uT			
Puissance (W)	Av 0,17 ; Peak 0,408			
Masse (g)	100			

Tableau 6: Comparaison des capteurs solaire couplés à un magnétomètre

On choisit le **MASS 25** en effet c'est un bon compromis afin d'avoir un grand FOV avec une bonne précision. On prêtera attention à ne pas utiliser notre magnétomètre lorsque que le fast steering mirror est en marche, en effet ce dernier est magnétique.

## 7.2 CHOIX DU TRAQUEUR D'ETOILES

Comparons les star tracker de chez Rocketlab et BlueCanyon.

	BlueCanyon	Rocket lab		
	Standard NST	No Baffle	Short Baffle	Large Baffle
Précision (cross-boresight)	1 asec		5 asec	
Température d'utilisation (°C)	-20 ; 50		-40 ; 50	
Puissance (W)	Peak 1,5		Av 0,5 ; Peak 1	
Sun avoidance	45°	No	34°	22°
FOV (half-angle)	10°x12°	7,5°x10°	8°x8°	7,5°x10°
Mass (g)	350	158	185	235
Dimensions (mm <sup>3</sup> )	100x55x50	62x56x38	62x56x68	90φx120

Tableau 7 : Comparaison des traqueurs d'étoiles

Bien que le BlueCanyon soit plus précis il est deux fois plus lourd et consomme plus que le Short Baffle de RocketLab. C'est pourquoi on choisit l'instrument de **RocketLab**. Pour réduire les erreurs de mesures et le bruit on utilise des algorithmes qui filtre les données, tel qu'un **filtre Kalman**.

## 7.3 CHOIX DU GPS

Afin de connaître la position du satellite **en tout temps** on l'équipe d'un module GPS. On choisit le GPS de chez **General Dynamics** car il est conçu pour des LEO et rempli les requis [SYS.TEMPS].

	Sentinel M-Code
Masse (kg)	2,5
Altitude max	2000 km
Puissance (W)	9
Radiation (krad)	100
Temperature (°C)	[-34;71]
Time Strobe (ns)	20
Précision (m)	4

Tableau 8: Propriétés du GPS

## 7.4 ACTIONNEURS

On fait le choix d'une **roue de réaction** et non d'un magnetotorquer car on a des capteurs magnétiques à bord du satellite. On aura **4 roues**, une pour chaque axe plus une de **redondance**. On a vu précédemment qu'à 800km les forces de **traînées** étaient négligeables c'est pourquoi on ne les prend pas en compte dans le dimensionnement de la roue de réaction. Le **moment** introduit par la gravité est une composante des perturbations, estimons sa valeur.

$$T_g = \frac{3\mu}{r^3} I$$

Avec  $I$  la matrice d'inertie de notre satellite, d'après le logiciel CAO Catia on a pour les moments principaux :

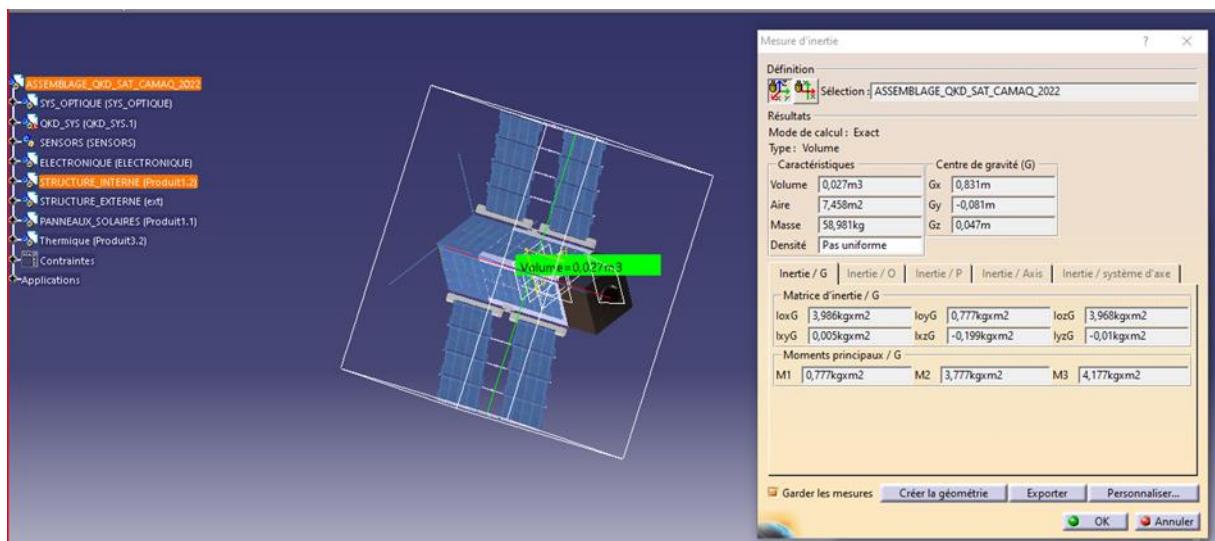


Figure 15: Moments d'inertie de notre satellite

$$I = \begin{bmatrix} 0,777 & 0 & 0 \\ 0 & 3,773 & 0 \\ 0 & 0 & 4,177 \end{bmatrix} \text{kgm}^2$$

$$T_g = \begin{bmatrix} 2,55 \times 10^{-6} & 0 & 0 \\ 0 & 9,98 \times 10^{-6} & 0 \\ 0 & 0 & 1,26 \times 10^{-5} \end{bmatrix} \text{Nms}$$

Les valeurs trouvées sont négligeables, d'après la Figure 16 et le livre de **Hugues**, à 800 km l'ordre de grandeur du couple est de **0,001 Nm**. On se base sur cette estimation pour faire le choix de notre actionneur.

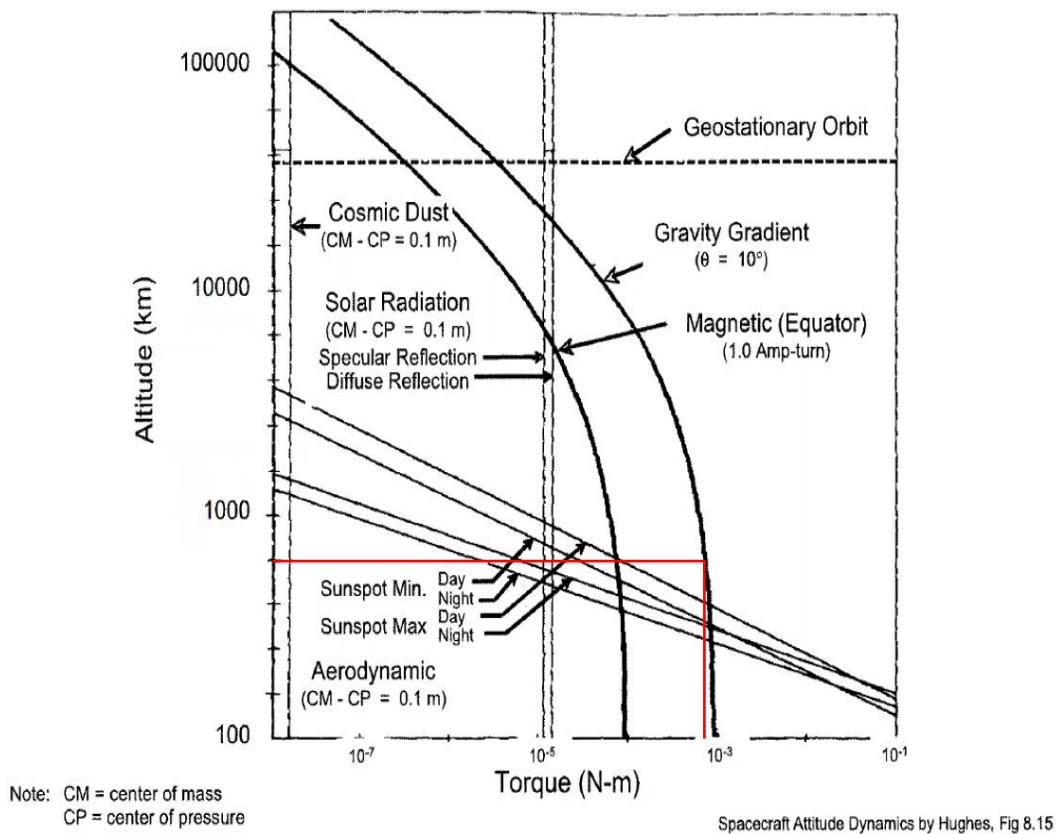


Figure 16 : Estimations du couple introduit par les perturbations

Nous cherchons des modules comprenant un montage de 4 roues, ce sera plus simple à intégrer dans notre satellite. Nous comparons les solutions de Tamagawa Seiki et Berlin Space Technoly.

	Tamagawa Seiki	Berlin Space Technology
Moment (mNms)	300 mNms	500 mNms
Couple nominal (Nm)	0,020 Nm	0,016
Masse (kg)	1,1	1,55
Puissance	Min 1,8 Av 4 ; Max 10	Av 0,5 ; Max 4
Température	[-10 ;50]	[-20 ;40]

Tableau 9: Comparaison des roues de réaction

Le meilleur compromis est la solution de **Berlin Space Technology**, en effet on minimise la consommation. La différence de masse n'est pas significative pour justifier le choix de l'autre solution, contrairement à la différence de puissance.

## 7.5 PROBLEMES POTENTIELS

Les sources d'erreurs sont multiples, position, montage des instruments, stabilité, horloge désynchronisée. On peut aussi rencontrer des problèmes de compatibilité entre les logiciels de chaque capteur. Pour la roue de réaction au cas où une roue ne fonctionne plus nous avons une 4<sup>e</sup> roue.

## 8 COMMUNICATION DU SATELLITE

### 8.1 CALCUL DU BUDGET DE DONNEES

Comme calculé dans la section opération en temps réel notre vitesse de téléchargement minimum est de 150 KB/s.

D'autre part sur un STK on étudie les temps d'accès sur 1 an. On obtient les résultats suivants :

S800-To-Gatineau_xx2				
	Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (sec)
Min Duration	1816	24 Aug 2023 12:14:50.142	24 Aug 2023 12:15:02.350	12.208
Max Duration	1478	5 Jul 2023 15:22:49.117	5 Jul 2023 15:37:59.975	910.858
Mean Duration				709.277
Total Duration				1770355.805
S800-To-Inuvik_Station_IVK				
	Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (sec)
Min Duration	1639	14 Apr 2023 00:25:38.037	14 Apr 2023 00:26:02.706	24.669
Max Duration	2657	5 Jul 2023 08:57:27.954	5 Jul 2023 09:12:44.176	916.222
Mean Duration				769.164
Total Duration				3460467.155
S800-To-Prince_Albert_xx2				
	Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (sec)
Min Duration	3029	3 Nov 2023 12:33:41.430	3 Nov 2023 12:34:07.786	26.356
Max Duration	2023	14 Jul 2023 06:28:52.210	14 Jul 2023 06:44:04.913	912.703
Mean Duration				677.995
Total Duration				2226535.824

Figure 17 : Simulation des tems d'accès sur STK

On observe que la durée moyenne minimum est pour la station de Prince Albert avec une durée moyenne de 677s. Ainsi en moyenne on a le temps de transférer les clés. Afin de prendre en compte des éventuelles erreurs on ajoute 20% de marge. Ainsi la vitesse devient 180 KB/s soit **1,44 Mbps**.

Aussi la vitesse de téléchargement effective est donnée par :

$$\text{Effective Data Rate} = \text{Data Rate} \times \text{Duty Cycle \%}$$

Les clés sont transférées pendant 10 min sur une orbite de 6052s

$$\text{Effective Data Rate} = 1,44 \times \frac{6052}{600} = 14,5 \text{ Mbps}$$

Déterminons l'efficacité spectrale  $\eta$

$$\eta = \text{Modulation Rate} \times \text{Code rate}$$

En BPSK la vitesse de modulation est

$$\log_2 2 = 1.0 \frac{\text{bit/s}}{\text{Hz}}$$

Aussi on utilise un code convolutif CCSDS  $R = \frac{1}{2}$

$$\eta = 0,5 \frac{\text{bit/s}}{\text{Hz}}$$

La bande passante occupée est donnée par :

$$BW = \text{Data rate} \div \text{Code Rate}$$

$$BW = \frac{1,44}{0,5} = 2,88 \text{ MHz}$$

Ainsi si notre fréquence basse de downlink est 2200 MHz alors la fréquence haute est 2202,88 MHz

## 8.2 CHOIX DES ANTENNES

On décide d'utiliser la même polarisation que les antennes au sol, à savoir **circulaire**, cela permet de diminuer les pertes par polarisation. Aussi nous utilisons une communication exclusivement en **bande S**, en effet le volume de données à transférer est plutôt faible (<10 MBps). La NASA a écrit un document « State-of-the-Art Small Spacecraft Technology » qui compare toutes les solutions de composantes pour des petits satellites, on relève ce tableau dans la section communication.

Table 9-1: Antennas									
Manufacturer	Product	Type	Min Frequency [MHz]	Frequency Band	Gain [dBi]	Polarization	Mass [g]	Dimensions [cm]	Flight Heritage
---	---	---	--	--	--	--	--	--	--
Haigh-Farr, Inc.	Part Number: 17100	Crossed Dipole	307	VHF,UHF	--	RHCP	267	32x8x1	Y
GomSpace	NanoCom ANT430	Omni Canted Turnstile	400-435	VHF, UHF	1.5	Circular	30	10x10	Y
Helical Communications Technologies	Helios Deployable Antenna	Helical	400-3000	VHF, S	3	Circular	180	10x10x3.5	Y
NanoAvionics	CubeSat UHF Antenna System	Turnstile	400-500	VHF, UHF	1.37	--	33	10x10x0.7	
EnduroSat	UHF Antenna III	Whip/Burnwire	435-438	VHF, UHF	> 0	RHCP	85	10x10	Y
ISISPACE	CubeSat Antenna System for 1U/3U	Tape	--	VHF, UHF	0	Circular, Linear	89	10x10x0.7	Y
Flexitech Aerospace	600MHz - 10GHz Spiral Antenna	Spiral	600-10000	UHF, L, S, C, X	3	Circular	1283	17x17x8.5	N
NAL Research Corporation	Antenna SYN7391-A/B/C (Iridium)	Flat Mount	1610-1626.5	L	4.9	RHCP	31	4.6x4.3x1.0	Y
Flexitech Aerospace	2-2.5GHz Turnstile Antenna	Turnstile	2000-2500	S	5	Circular	173	-	N
Vulcan Wireless	ANT-S/S Unified S-Band Antenna	Patch	2025-2300	S	6.5	Circular	76	8x8x1	Y
EnduroSat	S-band Patch Antenna	Patch	2025-2110	S	7	Circular	64	10x10	Y
Syrlinks	SPAN-S-T3	Patch	2025-2290	S	4.8	Circular	117	8x8x11	Y
IQ Spacecom	S-band Patch Antenna	Patch	2100-2500	S	6	Circular	49	7x7x1	Y
ISISPACE	S-Band Patch Antenna	Patch	2200-2290	S	6.5	RHCP	50	8x8x1	N

Figure 18 : Comparaison des solutions d'antennes

Dans l'objectif de minimiser la masse on décide d'utiliser les patchs de chez **IQ Spacecom**. Les antennes patch sont souvent utilisées pour les missions avec des faibles débits de données. Les patch ont l'avantage d'avoir une faible directionnalité, ce qui permet de garder la communication dans le cas où le satellite culbute. D'autre part ces antennes ne requiert pas

de système de déploiement. On utilise la configuration avec deux patchs, un pour la transmission et un pour la réception.

Antenne Bande S	
Fréquence d'opération (GHz)	1,9-2,5
Bandwith (MHz)	50
Gain (dBi)	6
Masse (g)	62

Tableau 10 : Spécification des antennes bande S

### 8.3 CHOIX DU TRANSCEIVER

Pour le choix de notre transmetteur nous décidons d'utiliser une modulation **BPSK**, c'est ce qui se fait généralement pour les satellites grâce à son faible bruit. D'autre part on utilise un **transceiver**, cela permet d'être compact. Comme précédemment on s'appuie sur le document de la NASA pour faire notre choix. De plus on sait que notre débit de donnée est de 180 KB/s, soit 1,44 Mbps.

Table 9-8: Radios									
Manufacturer	Product	Type	Min Frequency [MHz]	Frequency Band	Data Rate [kbps]	Tx Power	Mass [g]	Dimensions [cm]	Flight Heritage
---	---	---	--	--	--	--	--	--	--
Qualcomm	GSP-1720	Transmitter	1610-1626.5 2483.5-2500	L, S	9.6	31 dBm	60	11.9x6.5x1.5	Y
NAL Research Corporation	NAL Iridium 9602-LP,	Iridium Satellite Tracker	1616-1626.5	L	--	1 W	136	6.9x5.5x2.4	Y
NearSpace Launch	EyeStar-S3	Transmitter	1616.25	L	600	20 dBm	22	1.5x2.6x5.5	Y
L3Harris	CXS-1000	Transponder	1700-2100	L,S	20,000	1-5 W	1360	10x10x11	Y
Tethers Unlimited	SWIFT-SLX	SDR	1700-2500	S	6,000	33 dBm	300	9x9.8x3.6	Y
Tethers Unlimited	SWIFT-XTS S Transceiver X Transmitter	SDR	1700-2500 7000-8500	S, X	6,000- 25,000	34 dBm	800	9x9.8x6	Y
SpaceQuest	TX-2400	Transmitter	2000 to 2300	S	6,000	2.5	70	6.8x3.5x1.5	Y
Syrlinks	EWC27 + OPT27-SRX S/X Transceiver	Transceiver	2025-2110	S	100,000	27-33 dBm	400	9x9.6x3.9	Y
Innoflight, Inc.	SCR-104	SDR	Tx: 2200-2300 Rx: 1760-1840 2025-2110	L, S	4500	1	290	9.8x8x3	Y
IQ Wireless GmbH	HISPICO	Transmitter	2100-2500	S	1,000	27 dBm	100	9.5x4.6x1.5	Y
Emhiser Research, Inc.	ETT-01EBA102-00	Transmitter	2200-2400	S	--	1 W	57	3x8.6x0.8	Y
Quasionix	NanoTX	Transmitter	2200.5-2394.5	S	50	1-10 W	Reque st	3.3x8.6x0.8	Y
IQ Wireless GmbH	SLINK-PHY	Transceiver	2200-2290 2025-2110	S	64-4,000	30 dBm	275	6.5x6.5x13.7	Y
ISISPACE	TXS	Transceiver	2200-2290	S	4.3	27-33 dBm	132	9.8x9.3x1.4	Y
Syrlinks	S-band Transponder EWC31	Transponder	2200-2290 2025-2110	S	8-2,000	27-33 dBm	--	--	Y
EnduroSat	S-band Transmitter	Transmitter	2200-2290 2400-2450	S	20,000	0.5-2 W	250	--	Y
General Dynamics	S-Band TDRSS/DSN	Transponder	Tx: 2200-2300 Rx: 2025-2220	S	12,000	0.03 W	4900	19x23x15	Y

Figure 19 : Comparaison des solutions de transceiver

On choisit le transceiver de chez **IQ Wireless** avec un débit de données de **4 Mbps** (même fabricant que IQ Spacecom). En effet le requis de débit de données et de fréquence bande S est rempli et on minimise la masse. D'autre part la fiche technique indique une modulation BPSK et une totale compatibilité entre les antennes et le transceiver.

	Transceiver bande S
Fréquence de transmission (GHz)	2,200-2,290
Fréquence de réception (GHz)	2,025-2,110
Downlink rate (Mbps)	4
Uplink rate (Kbps)	64
Puissance RF (dBm)	30
Consommation Max (W)	<13
Tension (V)	[7;18]
Masse (g)	420

Tableau 11 : Spécification du transceiver

## 8.4 CALCUL DU LINK BUDGET

On utilise les propriétés des infrastructures au sol du **gouvernement canadien** ainsi pour une transmission S-band on a les spécifications suivantes :

$$G/T = 22,8 \text{ dB/K}$$

$$EIRP = 61 \text{ dBW}$$

### 8.4.1 Débit des données du chargement

On sait que le Gain to Noise ratio des antennes au sol est de 22,8 dB/K.

Payload Data Downlink	
Antennes émettrice	Satellite
Antennes réceptrice	Sol
G/T	22,8 dB/K
EIRP	A calculer
Débit de données	1,2 Mbps
Fréquence de transfert	2025 MHz

D'après leur spécifications nos antennes sur le satellite ont un gain de :

$$G_{ANT} = 6 \text{ dB}$$

D'après la fiche technique du transceiver la puissance transmise au signal est :

$$P_{TX} = 33 \text{ dBm} = 0 \text{ dBW}$$

Calculons donc l'Effective Radiated Isotropique Power. En première approximation on suppose aucune perte entre le transmetteur et l'antenne.

$$EIRP = P_{TX} + G_{ANT} = 6 \text{ dBW}$$

On détermine les pertes entre le sol et le satellite, on considère le free space path loss, les pertes dû à la polarisation que l'on estime à 1dB et les pertes causées par l'ionosphère que l'on estime aussi à 1 dB.

$$FSPL = 20 \log_{10} d + 20 \log_{10} f + 32,44$$

On se place dans le cas le plus défavorable, il faut donc calculer le slant range  
Rayon angulaire de la terre  $\rho$  :

$$\begin{aligned}\rho &= \sin^{-1} \left( \frac{R}{R+H} \right) = \sin^{-1} \left( \frac{6371}{6371+800} \right) \\ \rho &= 1,0939 \text{ rad}\end{aligned}$$

Calcule de l'angle entre le nadir du satellite et la station au sol (grazing angle)  $\eta$  :

$$\begin{aligned}\eta &= \sin^{-1}(\cos \varepsilon \sin \rho) \\ \varepsilon &= \frac{\pi}{36} \\ \eta &= \sin^{-1} \left( \cos \frac{\pi}{36} \sin 1,094 \right) = 1,0866\end{aligned}$$

On peut donc déterminer l'angle central de la terre  $\lambda$  :

$$\begin{aligned}\lambda &= \frac{\pi}{2} - \eta - \varepsilon = \frac{\pi}{2} - 1,0866 - \frac{\pi}{36} \\ \lambda &= 0,3969\end{aligned}$$

Finalement le slant range est donnée par :

$$\begin{aligned}D &= \sqrt{R^2 + (R+H)^2 - 2R(R+H) \cos \lambda} \\ D &= \sqrt{6371^2 + (6371+800)^2 - 2 \times 6371(6371+800) \cos 0,3969} \\ D &= 2784 \text{ km}\end{aligned}$$

La slant range est de 2784 km à 5° d'élévation.

On prend donc  $d = 2784 \text{ km}$ , et la fréquence de downlink est de 2200 MHz :

$$\begin{aligned}FSPL &= 20 \log_{10} 800 + 20 \log_{10} 2200 + 32,44 \\ FSPL &= 168,2 \text{ dB}\end{aligned}$$

Ainsi la puissance transmise à l'antenne réceptrice est :

$$P_{RX} = EIRP - FSPL - 2dB = -164,2 \text{ dBW}$$

Finalement

$$E_b/N_0 = P_{RX} + G/T - 10 \log_{10} k_B - 10 \log_{10} R_b$$

$$\begin{aligned}E_b/N_0 &= -163,5 - 22,8 - 10 \log_{10}(1,381 \times 10^{-23}) - 10 \log_{10}(1,2 \times 10^6) \\ E_b/N_0 &= 25,6 \text{ dB}\end{aligned}$$

On veut une link margin de 5 dB

$$\text{Link Margin} = \text{Received } E_b/N_0 - \text{Required } E_b/N_0$$

$$\text{Required } E_b/N_0 = 25,6 - 5 = 20,6 \text{ dB}$$

Ainsi dans le cas d'une modulation BPSK d'après Figure 20 on aura un  $BER < 10^{-6}$ , ce qui satisfait nos requis

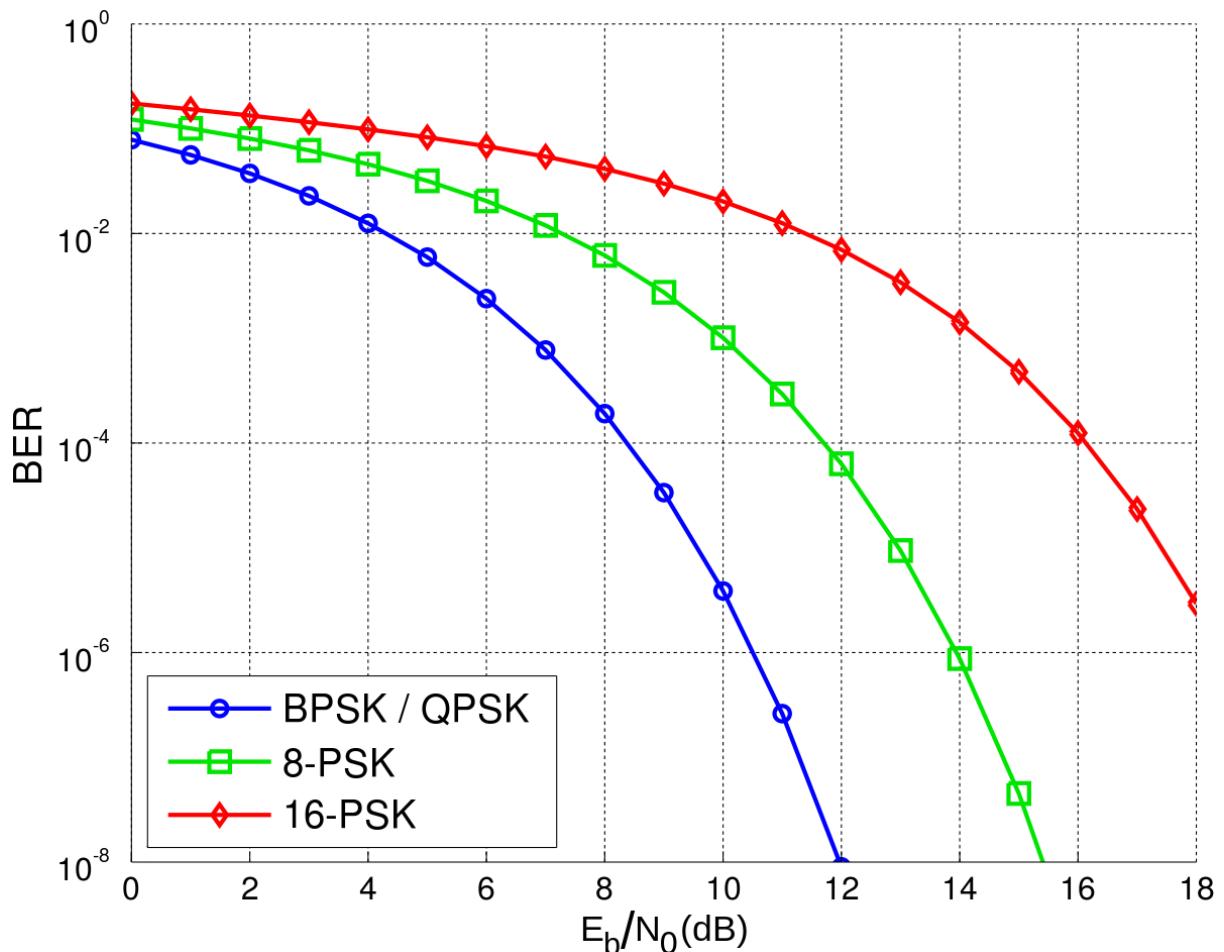


Figure 20 : BER en fonction de  $E_b/N_0$

#### 8.4.2 TT&C downlink

Le seul changement par rapport au calcul précédemment est le débit de données, on l'estime à 50 Kbps.

TT&C Downlink	
Antennes émettrices	Satellite
Antennes réceptrices	Sol
G/T	22,8
EIRP	A calculer
Débit de données	50 kbps

Fréquence de transfert	2200 MHz
------------------------	----------

De la même manière que précédemment on obtient :

$G_{ANT}$	6 dB
$P_{TX}$	0 dBW
$EIRP$	6 dBW
$FSPL$	168,2 dB
$P_{RX}$	-164,2 dBW
$G/T$	22,8 dB/K
$E_b/N_0$ Reçu	40,2 dB
Marge voulue	5,0 dB
Requis $E_b/N_0$	35,2 dB

Ainsi dans le cas d'une modulation BPSK on aura un  $BER < 10^{-6}$ , ce qui satisfait nos requis.

#### 8.4.3 TT&C uplink

Dans le cas d'un transfert de données vers le satellite les calculs sont légèrement différents. En effet les antennes émettrices et réceptrices sont échangées.

TT&C uplink	
Antennes émettrice	Sol
Antennes réceptrice	Satellite
G/T	A calculer
EIRP	61 dBW
Débit de données	50 kbps
Fréquence de transfert	2025 MHz

On a donc

$$EIRP = 61 \text{ dBW}$$

$$FSPL = 167,5 \text{ dB}$$

Ainsi la puissance transmise à l'antenne réceptrice est :

$$P_{RX} = EIRP - FSPL - 2dB = -108,5 \text{ dBW}$$

Déterminons maintenant le gain to noise ratio  $G/T$  pour le système récepteur :

$$G/T = G_{ANT} - 10 \log_{10} T_{EQ}$$

La température de bruit de notre antenne est :

$$T_{ANT} = 290 \text{ K}$$

D'après la littérature c'est cette température qui est utilisée pour les antennes pointant vers la terre.

Aussi on considère que la température de bruit de notre système est :

$$T_{SYS} = 300 \text{ K}$$

Cette estimation est basée sur le Hot case de notre analyse thermique.  
Ainsi la température équivalente de bruit est :

$$T_{EQ} = T_{ANT} + T_{SYS} = 590 \text{ K}$$

Donc

$$G/T = 6 - 10 \log_{10} 590 = -21,7 \text{ dB/K}$$

$$\frac{E_b}{N_0} = P_{RX} + G/T - 10 \log_{10} k_B - 10 \log_{10} R_b$$

$$\begin{aligned} \frac{E_b}{N_0} &= -108,5 - 21,7 - 10 \log_{10}(1,381 \times 10^{-23}) - 10 \log_{10}(50 \times 10^3) \\ \frac{E_b}{N_0} &= 51,4 \text{ dB} \end{aligned}$$

On veut une marge de 5 dB

$$\begin{aligned} \text{Link Margin} &= \text{Received } \frac{E_b}{N_0} - \text{Required } \frac{E_b}{N_0} \\ \text{Required } \frac{E_b}{N_0} &= 46,4 \text{ dB} \end{aligned}$$

Ainsi dans le cas d'une modulation BPSK on aura un  $BER < 10^{-6}$ , ce qui satisfait nos requis.  
Pour résumer :

	Payload Data Downlink	TT&C Downlink	TT&C uplink
Antennes émettrice	Satellite	Satellite	Sol
Antennes réceptrice	Sol	Sol	Satellite
Fréquence de transfert	2200	2200	2025
G/T	22,8 dB/K	22,8 dB/K	-21,7
EIRP	6	6	61
Débit de données	1,44 Mbps	50 kbps	50 kbps
$E_b/N_0$ Requis	21	35	46

Tableau 12 : Résumé des calculs de communication

## 8.5 PROBLEMES POTENTIELS

Les antennes patchs ne sont pas omnidirectionnels il faudra donc prévoir un contrôle d'attitude pour les orienter. On peut aussi les placer proche du télescope qui pointe en permanence vers la terre. L'utilisation d'antennes et d'ordinateurs induit des interférences électromagnétiques, plus tard au chapitre 12 nous présentons les solutions adoptées pour contrer les incompatibilités.

## 9 SYSTEME DE PUISSANCE

## 9.1 CHOIX DES CONVERTISSEURS DE TENSION

Afin de distribuer la tension adaptée à chaque composante on utilise des convertisseurs de tension continue : DC-DC. Le satellite en sera équipé de plusieurs, autant qu'il y a de tension différente. Les entreprises IOR Hirel et Crane Aerospace en fabriquent.

	Ior Hirel	Crane Space
Masse (g)	85	30
Power Input (W)	[16;50]	[12;50]
Power Output (W)	up to 25	15
Tension de sortie (V)	{3,3;5;12;15}	{2;3,3;5;12;15;28}
Consommation (W)	[1,68;2,8]	[4;6]
Radiation (kraf)	25	25
Efficacité	82%	79%

Tableau 13 : Comparaison des DC-DC

Dépendamment du besoin on prendra le convertisseur adapté. L'avantage des convertisseurs de Ior Hirel et leur faible consommation, cependant le poids est plus élevé. Les convertisseurs de CraneSpace sont plus légers mais consomme plus.

Nos composantes fonctionnent avec les tensions suivantes en Volt :

	Tension d'opération	Tension dans le satellite
Multandscape 100	5	5
FSM	0,8	0,8
OBC Sirius	[4,5;16]	5
OBC Q8S	[5;16]	5
Traqueur d'étoiles	5 ou 28	28
Capteur solaire & Magnétomètre	[5;12]	5
GPS	5	5
Roue de réaction	5	5
HPD	28	28
Transceiver	[7;18V]	7
Patch chauffant	12 ;28 ;115 ;230	28

Figure 21 : Tension d'alimentation de chaque composant

Nous aurons donc 3 convertisseurs DC-DC : **28V to 7V** ; **28V to 5V** ; **28V to 0,8V**. La batterie fournira une tension de 28V en sortie, voir justification ci-après. On choisit donc les convertisseurs de chez **Ior Hirel** qui consomme 2,2W en moyenne.

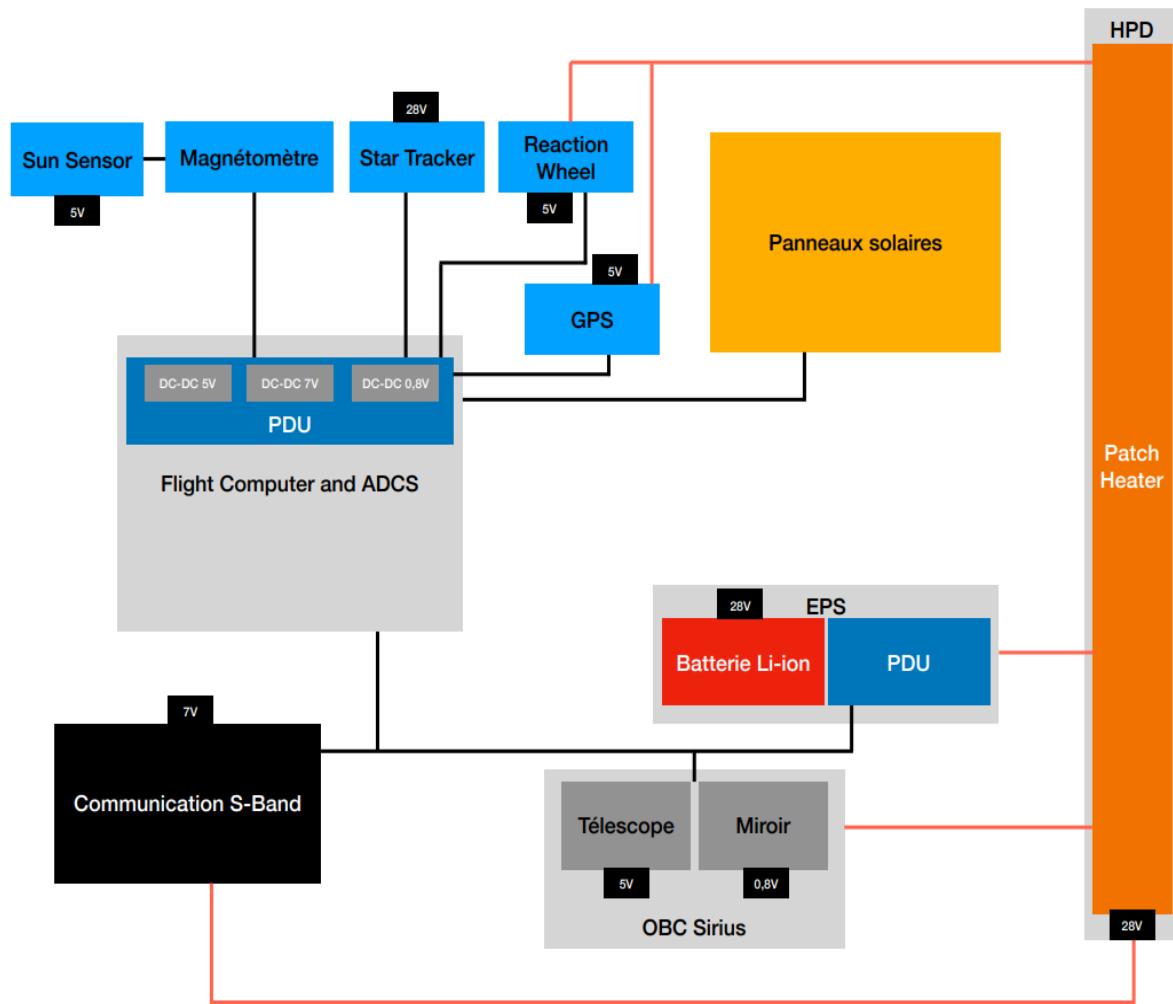


Figure 22: Architecture du système de puissance

Les power distribution unit (**PDU**) permettent de distribuer la tension adaptée à l'aide des DC-DC.

Le fonctionnement du système de puissance est le suivant :

- Lorsque le satellite est **ensoleillé** la puissance est fournie par des **panneaux solaires**. Ils rechargent aussi les batteries. Ces derniers ont une bonne énergie spécifique et sont largement utilisés pour les microsatellites.
- Lorsque le satellite est en **éclipse** le système est alimenté par des **batteries Lithium-Ion**. Elles sont de types de secondaires, donc **rechargeables**. Le type Lithium-Ion offre la meilleure énergie spécifique et le taux le plus bas d'autodécharge.

## 9.2 BUDGET DE PUISSANCE

Dans le cas le plus défavorable, c'est-à-dire lorsque les jours sont les plus courts lors du solstice d'hiver (21,22 décembre) :

- La nuit dure 2036 s
- Le jour dure 3995 s
- La pénombre dure 10 s

- Pour une orbite de 6041 s

Nous savons que la puissance sera maximum lors d'une orbite avec transmission de clé. Le budget de puissance est montré ci-dessous :

System Breakdown	Spacecraft Mode								
	Safe Hold			Nominal			Peak		
Component	Duty Cycle	Power (W)	Total (W)	Duty Cycle	Power (W)	Total (W)	Duty Cycle	Power (W)	Total (W)
Payload									
Telescope	0%	2,4	0	10%	2,4	0,238	10%	5,8	0,58
FSM	0%	0,5	0	10%	0,5	0,050	10%	0,5	0,05
OBC (2)	0%	4,3	0	100%	4,300	4,3	100%	4,3	4,3
Heaters	20%	56	11,2	20%	56,	11,2	20%	56	11,2
Attitude and Control subsystem									
Attitude sensor	100%	0,67	0,67	100%	0,67	0,67	100%	1,408	1,408
Roue de réaction	100%	0,5	0,5	100%	0,5	0,5	100%	4	4
Communication									
Transceiver	10%	6	0,6	10%	6	0,6	100%	12	12
GPS	100%	9	9	100%	9	9	100%	9	9
Total Power									
	22			26,558			42,538		
Marge (20%)	4,4			5,31			8,51		
Total (W)	26,4			31,87			51,05		

Tableau 14: Consommation pour différents modes

Nous ajoutons un transmetteur/récepteur à **Bande S** de chez **IQ Spacecom** pour les calculs préliminaires. Lorsque la transmission et la réception sont activées la consommation est maximale (12W). Aussi nous ajoutons 20% de marge par sécurité et pour prendre en compte le fonctionnement exact des DC-DC, la consommation du moteur qui déploie les panneaux solaires et les capteurs de température. La consommation exact des DC-DC est difficile à estimer puisque toutes les composantes ne fonctionnent pas en même temps et sur la même durée.

Lors de la réception d'une clé la charge utile fonctionne **10 min**, soit 10% du temps de l'orbite. Nous estimons que lors du fonctionnement à pique la communication est constante et on prend les valeurs à pique de chaque composant. Lors du safe hold mode la communication fonctionne pendant 10 min par orbite afin de transférer les dernières clés au sol.

Le calcul des heaters est détaillé plus tard, ces derniers ne fonctionne qu'en éclipse et pour certains composants seulement, on suppose qu'en moyenne ils fonctionnent 20% du temps.

Nous effectuons nos calculs pour le peak mode, cas le plus défavorable. Le Tableau 15 montre les calculs de dimensionnement du système de puissance.

Consommation moyenne	51,05	W
Temps en éclipse Te	0,57	hr
Capacité requise de la batterie	28,87	Whr
Temps au soleil Ts	1,11	hr

Puissance requise pour recharger la batterie	26,01	W
Consommation moyenne	51,05	W
Puissance requise des panneaux	77,06	W

*Tableau 15 : Consommation en éclipse et de jour pour le mode à pique*

Les calculs ne prennent pas en compte les **pertes** introduites par la distribution de puissance ou les convertisseurs de tension.

Nous pouvons donc calculer la puissance de nos panneaux solaires :

$$P_{SA} = P_S + P_e \frac{T_e}{T_s} = 76,06 \text{ W}$$

### 9.3 CHOIX DE LA BATTERIE

Nous pouvons déterminer les **caractéristiques** de notre batterie. La batterie va effectuer en 1 an environ **5500 cycles** de charges/décharges (15 orbites/24h). Afin d'optimiser sa durée de vie on ne veut pas dépasser 20% de profondeur de décharge voir Figure 24. D'autre part nous prenons en compte une potentielle prolongation de la durée de la mission.

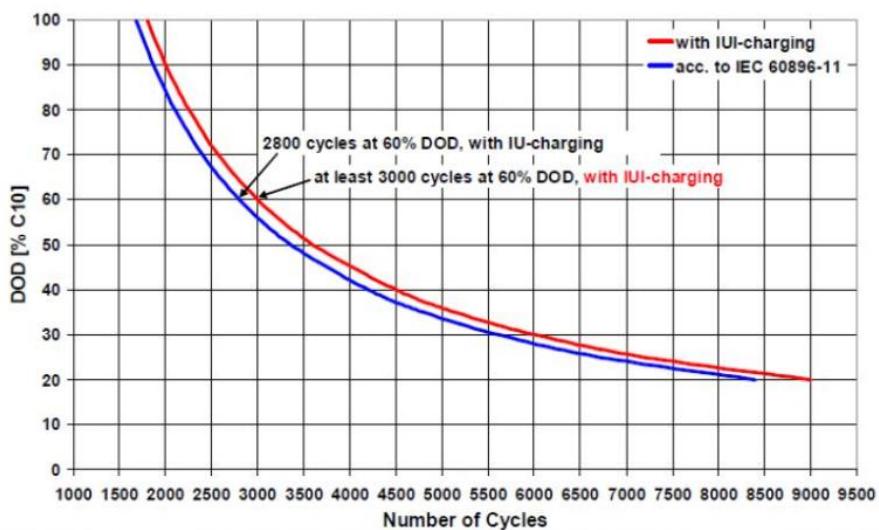


Figure 24: DoD en fonction du nombre de cycles pour une batterie solaire

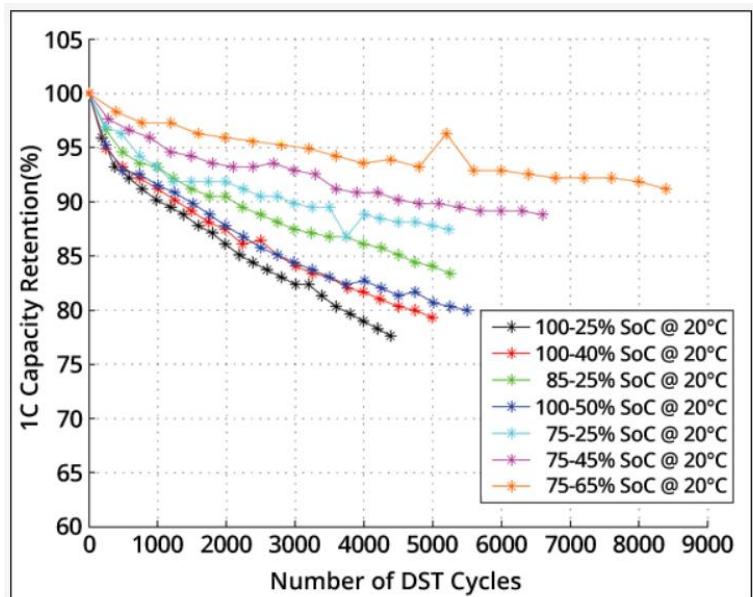


Figure 23: Perte de capacité en fonction de l'utilisation

D'après la Figure 23 pour optimiser la durée de vie il ne faut pas la charger complètement : 75% et la décharger à 65%, soit un DoD de 10%. Pour notre utilisation (5500 cycles) et pour limiter la masse on se limitera à un taux de décharge de **20%**.

La capacité nécessaire devient :

$$Cap = \frac{28,87}{0,2} = \mathbf{144,35 \text{ Wh}}$$

Nous savons que pour des microsatellites la tension distribuée est généralement de **28V**. Nous cherchons donc à avoir une batterie de 28V à 5,1 Ah. Afin de construire sur mesure notre

batterie on utilise des cellules de batteries. L'entreprise **GOMSPACE** et le produit **NanoPower** en fabriquent. Les caractéristiques de la cellule sont montrées en Figure 25.

Parameter	Condition	Min.	Typ.	Max	Unit
<b>Nominal Capacity</b>		2500	2600		mAh
<b>Voltage</b>		2.75	3.6	4.2	V
<b>Current - Charge</b>	0 – +45 °C		1250	2500	mA
<b>Current - Discharge</b>	-20 – +5 °C +5 – +60 °C		1250	1250 3750	mA mA
<b>Temperature – Storage (recommended)</b>	3 months 12 months	-20 -20		45 20	°C °C
<b>Temperature - Operating</b>	Charge Discharge	0 -20		45 60	°C °C
<b>Internal impedance</b>				70	mΩ

Ambient Temperature	Current [mA]				
	250	500	1250	2500	5000
	Relative Discharge Capacity [%]				
5 °C	93	91	89	89	94
15 °C	98	97	94	94	97
25 °C	100	100	98	98	99
35 °C	102	102	100	100	98
45 °C	102	102	101	101	99

Figure 25 : Spécifications de la cellule NanoPower

### 9.3.1 Configuration de la batterie

Pour atteindre 28V à 5,1 Ah il nous faut la configuration suivante :

Nombre de cellules en parallèle :

$$n = \frac{144,35 / 28}{2,6} = 1,98$$

Nombre de cellules en série :

$$n = \frac{28}{3,6} = 7,8$$

On aura donc un pack de batteries avec **8 cellules en série et 2 branches parallèles, soit 16 cellules**.

L'énergie distribuée sera donc :

$$E = 2 \times 2,6 \times 8 \times 3,6 = 149,76 Wh$$

Soit une profondeur de décharge finale de :

$$DoD = \frac{28,87}{149,76} = 19,3\%$$

Aussi chaque cellule pèse 64,5g, la batterie pèse donc **1032 g**. On prêtera attention à charger la batterie avec le plus faible courant afin d'optimiser sa durée de vie, voir Figure 26.

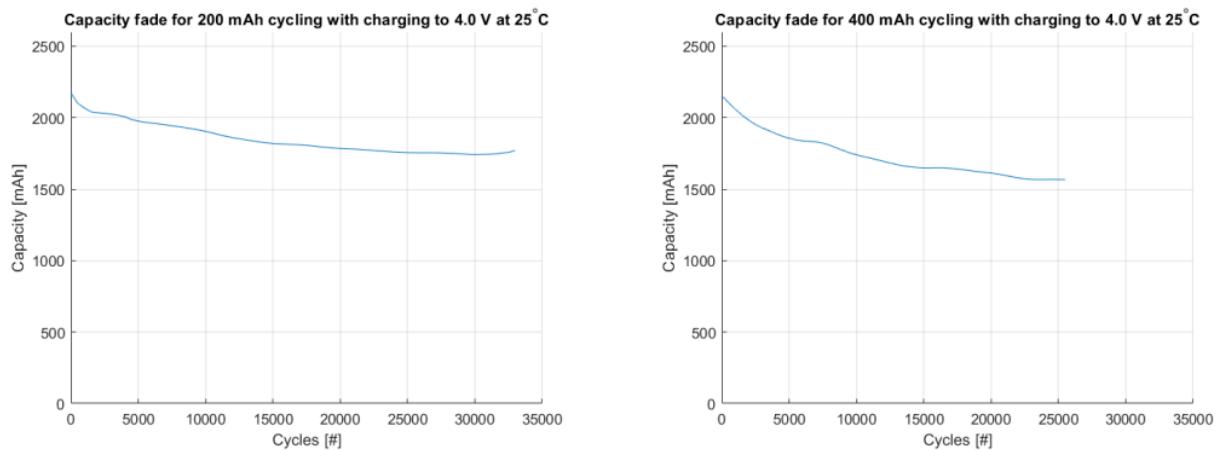


Figure 26 : Evolution de la capacité pour une charge à 200mAh et 400mAh

### 9.3.2 Problèmes potentiels

Pour optimiser la batterie il ne faut pas qu'elle soit confrontée à de trop haute température ( $>20^{\circ}\text{C}$ ). Dans l'espace on sera confronté à ce problème lorsque le satellite passe devant le soleil.

## 9.4 CHOIX DES PANNEAUX SOLAIRES

Nous choisissons les cellules solaires **GaAS** de chez **AzurSpace**, elles offrent un bon rendement et de bonnes caractéristiques en EOL. Il existe des quadruples et triples jonctions. Les quadruples jonctions ont un meilleur rendement en BOL cependant leur rendement en EOL diminue de 10%.

	Quadruple	Triple
$\eta_{BOL}$	31,1%	29,8%
$\eta_{EOL}$	20,1%	26,8%

Tableau 16 : Comparaison des rendements des triples et quadruples jonctions

On choisit donc des cellules triples jonctions avec la surface la plus grande, référence **3G30C**.

$$P_{BOL} = G\eta_{BOL} = 1366 \times 0,298 = 407 \text{ W/m}^2$$

$$P_{EOL} = G\eta_{EOL} = 1366 \times 0,268 = 366 \text{ W/m}^2$$

Ainsi la surface de panneaux solaires est donnée par :

$$A_{SA} = \frac{P_{SA}}{P_{EOL}} = \frac{76,06}{366} = 0,2078 \text{ m}^2$$

Or la surface d'une cellule est de 30,18 cm<sup>2</sup>

$$n_{cell} = \frac{2078}{30,18} = 68,9$$

Soit **69 cellules**

Chaque cellule pèse 2,6g soit une masse totale de **179,4g.**

#### **9.4.1 Configuration des cellules**

Afin de limiter la quantité de DC-DC à utiliser on choisit d'avoir la même tension en sortie que notre batterie c'est-à-dire 28V en fonctionnement nominal. Les caractéristiques d'une cellule sont données dans le Tableau 17 : Propriétés électriques d'une cellule

Vcell EOL (V)	2,246
Icell EOL (A)	0,4274

Tableau 17 : Propriétés électriques d'une cellule

Le nombre de cellules en série est :

$$n = \frac{28}{2,246} = 12,46$$

Soit **13 cellules en série**

Le nombre de cellules en parallèle est :

$$n = \frac{76,06}{28 \times 0,4274} = 6,35$$

Soit **7 cellules en parallèle**

On aura donc **91 cellules (0,2897 m<sup>2</sup>)** pour une puissance totale de :

$$P_{SA} = 13 \times 2,246 \times 7 \times 0,4274 = 87,35 W$$

On décide d'utiliser des panneaux solaires déployables et orientables pour optimiser l'incidence des rayons du soleil. On les place de chaque côté du satellite pour centrer le centre de gravité.

#### **9.4.2 Problèmes potentiels**

Lors du design du satellite on prêtera attention à ce que les panneaux solaires n'entrent pas dans le champ de vision des capteurs. D'autre part les panneaux peuvent être endommagés par des débris c'est pourquoi on a ajouté une marge 40% dans le calcul de puissance.

### **9.5 BILAN DU SYSTEME DE PUISSANCE ET TIMELINE**

Finalement le budget de puissance peut être résumé dans le Tableau 18.

Consommation moyenne	51,05 W
Temps en eclipse <b>T<sub>e</sub></b>	0,57 hr
Capacité requise de la batterie	28,87 Wh
Capacité totale de la batterie	74,88 Wh
DoD	21%
Temps au soleil <b>T<sub>s</sub></b>	1,11 hr
Puissance requise pour recharger la batterie	26,01 W
Consommation moyenne	51,05 W
Puissance requise des panneaux <b>P<sub>sa</sub></b>	77,06 W
Puissance disponible des panneaux	87,35 W
Equilibre de puissance	10,29 W (+12%)

Tableau 18 : Bilan du système de puissance

On trace maintenant l'évolution de la puissance requise en fonction du temps pour une orbite et pour chacun des modes d'opération, voir Figure 27.

- Peu importe le fonctionnement le GPS et les roues de réaction sont en fonctionnement **permanent**. On ajoute aussi le fonctionnement des Heater la nuit.
- En fonctionnement minimum (safe hold) on retransmet au sol les clés stockées ainsi on a un pic de puissance pour la transmission : le transceiver s'active. Ce mode s'active dans le cas d'une défaillance du système optique.
- En fonctionnement nominal on a deux pics de puissance, lorsque qu'on reçoit la clé avec le télescope et lorsqu'on renvoie la clé au sol. C'est le fonctionnement normal du satellite.
- En fonctionnement maximum (peak mode) on a un pic lorsqu'on reçoit la clé, la charge utile ne fonctionne que 10 min. Le transceiver est activé tout le temps au même titre que le GPS, roue de réaction et capteur d'attitude. On active ce mode dans le cas où l'on voudrait transmettre une clé par liaison RF à des stations au sol partout dans le monde.

On fournit en Annexe les tableaux de calculs, voir Figure 53.

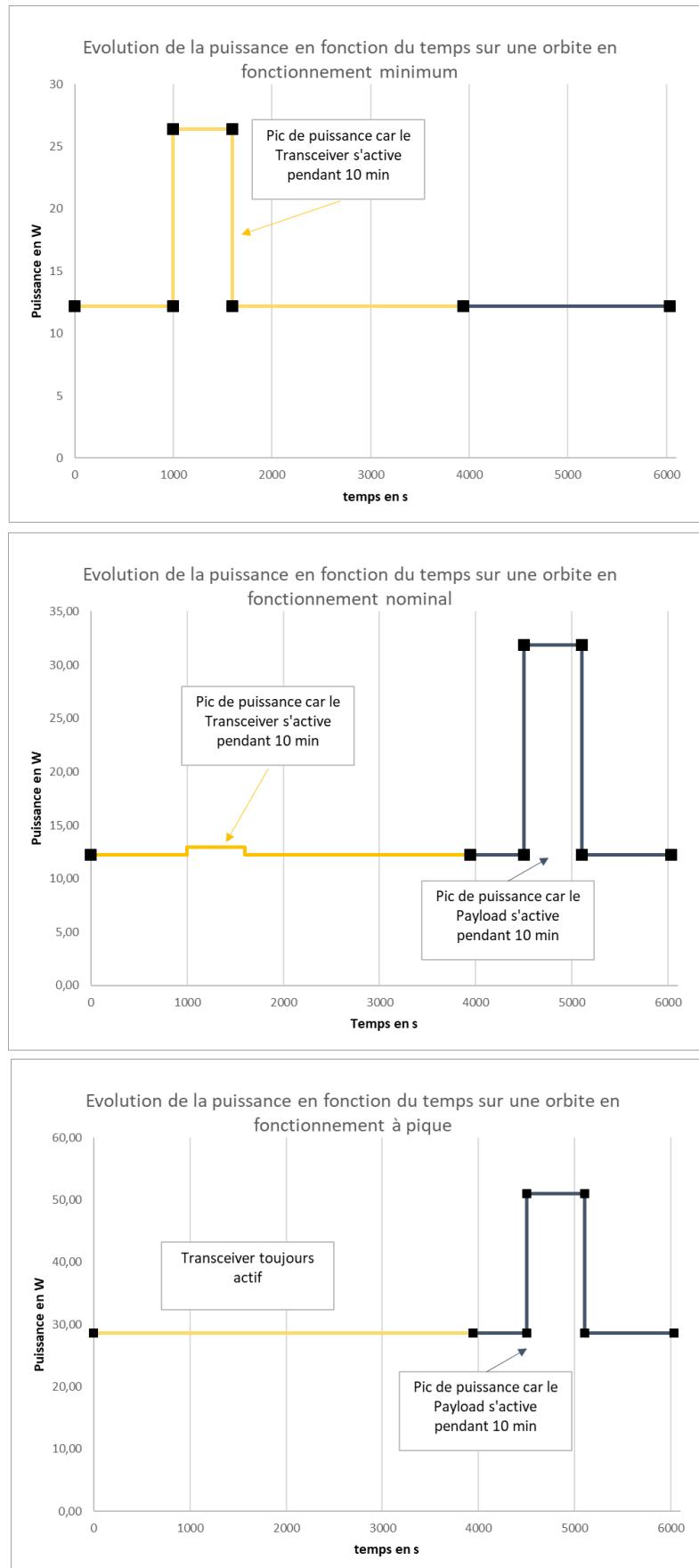


Figure 27 : Timeline de la puissance pour 3 modes

## 10 ANALYSE THERMIQUE

### 10.1 BUDGET DE TEMPERATURE

On liste les températures d'opération de chacun de nos composants :

En éclipse	T opération	
Multiscape 100	-10	50
FSM	-30	60
OBC Sirius	-30	60
Q8S	-40	60
Traqueur d'étoiles	-40	50
Capteur solaire X Magn	-40	80
GPS	-34	71
Roue de réaction	-20	40
Batterie décharge	-20	60
Transceiver	-20	50

Au soleil	T opération	
Multiscape 100	-10	50
FSM	-30	60
OBS Sirius	-30	60
Q8S	-40	60
Traqueur d'étoiles	-40	50
Capteur solaire X Magn	-40	80
GPS	-34	71
Roue de réaction	-20	40
Batteries charge	0	45
Transceiver	-20	50

Tableau 19 : Résumé des températures d'opérations de nos composants

Ainsi pour le **Hot Case** la température doit être comprise entre [0 ;40°C], et pour le **Cold Case** entre [-10 ;40°C].

Le cold case à lieu en éclipse lorsque le minimum de chaleur est dissipé par notre satellite. Les appareils en fonctionnement sont donc le GPS, OBCs et les systèmes de contrôle d'attitude. La puissance dissipée est alors de  $P_{dis} = 14,47 W$  en consommation nominale.

Le hot case à lieu lorsque le satellite voit le soleil et que le maximum de puissance est dissipé. C'est le cas où l'on communique avec une station au sol en RF et en consommation à pique. La puissance dissipée est alors de  $P_{dis} = 30,7 W$ .

On configure l'Excel selon la géométrie de notre satellite. On réalise un premier calcul sans radiateurs. Lors de la conception on a choisi d'utiliser de l'AL 5052-H32 qui est couramment utilisé sur les structures de satellite en LEO. Pour les propriétés de panneaux solaires on se base sur les spécifications pour l'absorptivité et sur le document « Spacecraft Thermal Control Coatings References » de la NASA pour l'émissivité.

Configuration 1	Radiateurs	Structure Externe	Panneaux solaires
$\alpha$	-	0,16	0,91
$\varepsilon$	-	0,03	0,90
$m^2$	0	0,7426	0,1145

Résultats	
Hot Case Temperature	137,4°C
Cold Case Temperature	-55,0°C

Tableau 20 : Résultats de la configuration 1

## 10.2 CHOIX DES RADIATEURS

Pour diminuer la température du Hot case on ajoute des radiateurs sur les surfaces de notre satellite,  $0,2994\ m^2$ , on essaie de maximiser la surface de radiateur sur la face du satellite qui pointe vers l'espace profond. On notera qu'on ne peut placer de radiateurs sur la face  $+Z$ , sinon cela obstruera notre télescope. Nous décidons d'utiliser les radiateurs de l'entreprise **Thermal Management Technologies** qui est spécialisé dans le contrôle thermique des petits satellites.

Radiateurs	
Température d'opération ( $^{\circ}\text{C}$ )	[-20 ;65]
Masse ( $\text{kg}/\text{m}^2$ )	8
Epaisseur (mm)	6,3

Tableau 21: Spécification des radiateurs

Pour améliorer la performance des radiateurs on les recouvre de **Silver Coated FEP tape** de l'entreprise **Sheldal**. C'est notamment ce qui a été fait sur l'ISS. Une épaisseur de  $5\ \mu\text{m}$  semble être un bon compromis après plusieurs essais. Les radiateurs de l'entreprise sont déployables, on utilisera les radiateurs sans le mécanisme déployable.

Parameter (independent of film thickness)	Specified Value
Intermittent temperature range	-185° C to 260° C (-300° F to 500° F)
Continuous temperature range	-185° C to 150° C (-300° F to 300° F)

Standard Item Number	Thickness mil ( $\mu\text{m}$ )	Second Surface Mirror Properties			Typical Weight ( $\text{g}/\text{m}^2$ )	Perforation Item Number
		$\alpha$	$\varepsilon_N$	$\varepsilon_H$		
146399	0.5 (12.5)	$\leq 0.09$	$\geq 0.40$	$\geq 0.40$	28	TBD
146400	1.0 (25)	$\leq 0.09$	$\geq 0.47$	$\geq 0.48$	54	170769
146374	2.0 (51)	$\leq 0.09$	$\geq 0.60$	$\geq 0.60$	109	146376
146401	5.0 (127)	$\leq 0.09$	$\geq 0.75$	$\geq 0.75$	273	170203
146435	10.0 (254)	$\leq 0.10$	$\geq 0.80$	$\geq 0.85$	546	TBD

Tableau 22 : Spécification du revêtement Silver Coated FEP

On refait le calcul avec les radiateurs :

Configuration 2	Radiateurs	Structure Externe	Panneaux solaires
$\alpha$	0,09	0,16	0,91
$\varepsilon$	0,75	0,03	0,90
$m^2$	0,2994	0,4432	0,1145

Résultats	
Hot Case Temperature	40,6°C
Cold Case Temperature	-45,1°C

Tableau 23 : Résultats de la configuration 2

L'ajout des radiateurs nous a permis de rentrer dans nos requis pour le Hot Case.

La masse embarquée par les radiateurs et le revêtement est donc

$$m_{rad} = 8,273 \times 0,2294 = 1,898 \text{ kg}$$

### 10.3 CHOIX DES PROTECTIONS THERMIQUES

Pour améliorer le cold case on décide maintenant de changer le revêtement de la structure externe. Après plusieurs essais il semble que la solution optimale soit pour des valeurs de  $\alpha$  et  $\varepsilon$  les plus faibles possibles. De cette manière toute la chaleur produite par le satellite est conservée en éclipse et tous les rayonnements extérieurs sont réfléchis au soleil. On se base sur ce qui existe déjà, ainsi les protections thermiques **MLI** (multi layer insulation) sont généralement utilisées. On choisit les protections de **Kaneka Corporation** qui équipe notamment le module japonais « KIBO » de l’ISS. Le MLI se compose d’une couche extérieure en **polymide**, une couche intérieure en aluminium. Les MLI offrent également une bonne isolation face au potentiels débris car ils sont un assemblage de couches protectrices. On prendra soin de minimiser la surface de contact entre la structure et la couche isolante.

	Aluminium side	Polymide side
Epaisseur ( $\mu\text{m}$ )	12 ou 25 ou 50	
Masse ( $\text{g}/\text{m}^2$ )	19 ou 38 ou 74	
$\alpha$	0,07	0,34
$\varepsilon$	0,04	0,68

Tableau 24 : Spécifications du MLI

On choisit l’épaisseur maximale de **50  $\mu\text{m}$** , cela offre une protection maximale contre les débris et une meilleure isolation, d’autre part l’ajout de masse est négligeable :

$$m_{MLI} = 74 \times 0,4432 = 32,8 \text{ g}$$

On refait le calcul avec les MLI :

Configuration 3	Radiateurs	Structure Externe MLI	Panneaux solaires
$\alpha$	0,09	0,07	0,91
$\varepsilon$	0,75	0,04	0,90
$m^2$	0,2994	0,4432	0,1145

Résultats	
Hot Case Temperature	39,1°C
Cold Case Temperature	-45,7°C

Tableau 25 : Résultats de la configuration 3

En hot case on atteint la température désirée contrairement au cold case. Les composantes ayant besoin de réguler leur température de manière active sont :

En éclipse	T opération	
Multiscape 100	-10	50
FSM	-30	60
OBC Sirius	-30	60
GPS	-34	71
Roue de réaction	-20	40
Batterie décharge	-20	60
Transceiver	-20	50

Tableau 26: Composants nécessitant des heaters

## 10.4 DIMENSIONNEMENT DES HEATERS

Dans la routine de calcul Excel on ajoute dans la formule du calcul du cold case une nouvelle puissance :  $P_{heaters}$ .

$$T_{sc} = \sqrt[4]{P_{heaters} + Q_{sun} + Q_{Albedo} + P_{dis} + A_{sc \rightarrow Earth} \cdot \bar{\epsilon}_{sc \rightarrow Earth} \cdot \sigma \cdot T_{Earth}^4 + A_{sc \rightarrow Space} \cdot \bar{\epsilon}_{sc \rightarrow Space} \cdot \sigma \cdot T_{Space}^4} \\ A_{sc \rightarrow Earth} \cdot \bar{\epsilon}_{sc \rightarrow Earth} \cdot \sigma + A_{sc \rightarrow Space} \cdot \bar{\epsilon}_{sc \rightarrow Space} \cdot \sigma$$

Ainsi on augmente progressivement la valeur de ce paramètre afin d'obtenir un cold case à -10°C. La puissance nécessaire est :

$$P_{heaters} = 56 W$$

Ce qui revient à une puissance dissipée totale de

$$P_{distot} = 70,47 W$$

Résultats finaux	
Hot Case Temperature	39,1°C
Cold Case Temperature	-9,7°C

On distribue cette puissance avec des patch chauffant flexible qui sont une solution courante notamment pour les batteries. Des instruments comme notre télescope seront plus chauffées que les OBC. L'intérêt est d'avoir une température moyenne de -10°. Afin de bien distribuer la chaleur on décide d'utiliser des patchs avec une faible densité de puissance, de l'ordre de **5 W/patch**. L'entreprise **Omega** en fournit. On décide de l'alimenter en 28V pour limiter le nombre de DC-DC. On choisit des patchs rectangulaires **3inx3in**.

**Heater Wattage Chart**

Size (inch)	Resistance ( $\Omega$ )	Watts (12V)	Amps	Watts (28V)	Amps	Watts (115V)	Watts	Watts (230V)	Amps
0.5 x 2.0	8.8	16.4	1.4	89.1	3.2	1502.8	13.1	6011.4	26.1
0.75 x 2.5	23.5	6.1	0.5	33.4	1.2	562.8	4.9	2251.1	9.8
0.75 x 3.25	33.2	4.3	0.4	23.6	0.8	398.3	3.5	1593.4	6.9
1.0 x 1.0	11.0	13.1	1.1	71.3	2.5	1202.3	10.5	4809.1	20.9
1.0 x 3.0	40.0	3.6	0.3	19.6	0.7	330.6	2.9	1322.5	5.8
1.0 x 6.0	105.9	1.4	0.1	7.4	0.3	124.9	1.1	499.5	2.2
1.5 Dia.	32.8	4.4	0.4	23.9	0.9	403.2	3.5	1612.8	7.0
1.5 x 4.5	120.3	1.2	0.1	6.5	0.2	109.9	1.0	439.7	1.9
1.5 x 8.0	252.0	0.6	0.0	3.1	0.1	52.5	0.5	209.9	0.9
2.0 Dia.	56.4	2.6	0.2	13.9	0.5	234.5	2.0	937.9	4.1
2.0 x 3.0	103.7	1.4	0.1	7.6	0.3	127.5	1.1	510.1	2.2
2.5 x 1.25	42.8	3.4	0.3	18.3	0.7	309.0	2.7	1236.0	5.4
2.5 x 2.5	108.6	1.3	0.1	7.2	0.3	121.8	1.1	487.1	2.1
3.0 Dia.	169.0	0.9	0.1	4.6	0.2	78.3	0.7	313.0	1.4
3.0 x 3.0	153.7	0.9	0.1	5.1	0.2	86.0	0.7	344.2	1.5

*Note: All kit heaters require either a temperature or power controller to regulate heater temperature.*

Tableau 27: Spécifications des patch flexibles chauffant

Le nombre de patch est donc

$$n_{patch} = \frac{56}{5,1} = 11$$

On peut établir la répartition suivante :

En éclipse	T opération	$n_{patch}$
Multandscape 100	-10	50
FSM	-30	60
OBC Sirius	-30	60
GPS	-34	71
Roue de réaction	-20	40
Batterie décharge	-20	60
Transceiver	-20	50

Tableau 28 : Répartition des patchs

La masse n'est pas fournie par le commerçant mais elle reste négligeable, de l'ordre de quelques grammes.

## 10.5 CHOIX DES CAPTEURS DE TEMPERATURE

Néanmoins l'installation de « heaters » demande un **asservissement** basé sur des **capteurs de température**. On utilise des capteurs en platine qui pourront être placés sur les surfaces d'intérêt. Les produits du groupe IST seraient un bon choix, on choisit ceux de la série -200°C +300°C. Leur puissance consommée et leur masse sont négligeables, on prévoit d'en installer 7, un pour chaque composant.

## 10.6 GESTION DE LA TEMPERATURE

Pour gérer le fonctionnement des appareils de chauffage on utilise un **HPD**, a Heater Power Distribution module. Cet outil distribue la puissance nécessaire aux heaters. En effet les heaters n'ont pas besoin d'être en fonctionnement permanent, on les utilisera en éclipse, dès qu'un capteur indique une température trop basse. On choisit le HPD de chez **Terma Space**. Il peut contrôler jusqu'à 16 heaters. Cet appareil a aussi une grande expérience en vol puisque les 4 satellites européen Galileo en sont équipés.

	HPD
Masse (g)	477
Consommation (W)	0,26
Distribution (W)	400
Tension (V)	[28 ;50]
Intensité (A)	5

Tableau 29: Spécification du HPD

On protège le capteur solaire qui comprend un capteur optique et qui pourrait être détérioré avec de trop haute température. La solution la plus commune est l'utilisation de « heat shields » en titane. L'antenne pourra être faite en graphite époxy pour minimiser les effets de distorsion qui pourrait perturber l'efficacité de la communication RF.

## 10.7 PROBLEMES POTENTIELS

Les couvertures MLI ont tendance à baisser en efficacité lorsque que la taille diminue car le transfert de chaleur à travers la couverture augmente plus près des bords de la couverture. D'autre part la méthode de fixation a un impact important sur la performance car la fixation au vaisseau spatial crée un chemin de chaleur.

## 10.8 DISCUSSION AUTOUR DE LA METHODE DE CALCUL

La première analyse a été réalisée avec une surface de panneaux solaires de  $0,1145 \text{ m}^2$ , or la surface finale calculée est  $0,2897 \text{ m}^2$ . Avec cette nouvelle surface on obtient un cold case à  $-27,7^\circ\text{C}$  et un hot case à  $65,1^\circ\text{C}$ . Cependant dans une mission réelle ce sont seulement certains composants qui doivent être à  $-10^\circ\text{C}$ . De plus l'analyse ne prend pas en compte les protections thermiques. Ainsi pour le cold case on accepte une valeur moyenne entre  $[-20 ; -30^\circ\text{C}]$  et pour le hot case entre  $[60 ; 70^\circ\text{C}]$ . On fournit en Annexe le tableau Excel final, voir Figure 54

## 11 ANALYSE DES RAYONNEMENTS

D'après la NASA on sait que pour les différents composants :

Seuil du composant	Environnement
$\text{LET}_{\text{th}} < 10 \text{ MeV.cm}^2/\text{mg}$	Rayonnement cosmique, protons piégés, vents solaires

LETth < 100 MeV.cm <sup>2</sup> /mg	Rayonnement cosmique
LETth > 100 MeV.cm <sup>2</sup> /mg	Pas d'analyse requise

Pour notre analyse nous **considérerons que la plus parts de nos composants sont dans le cas le plus critique, ie un LETth < 10 MeV.cm<sup>2</sup>/mg.**

De plus d'après le document : ECSS-E-ST-10-04C (draft v0.16) on liste les différents effets à évaluer :

Radiation effect	Parameter
Electronic component degradation	Total ionizing dose.
Material degradation	"
Material degradation (bulk damage)	Non-ionizing dose (NIEL).
CCD and sensor degradation	NIEL
Solar cell degradation	NIEL & equivalent fluence.
Single-event upset, latch-up, etc.	LET spectra (ions); proton energy spectra; explicit SEU/SEL rate of devices.
Sensor interference (background signals)	Flux above above energy threshold and/or flux threshold; explicit background rate.
Internal electrostatic charging	Electron flux and fluence; dielectric E-field.

Figure 28 : Effet des radiations à évaluer

Nous nous pencherons donc surtout dans notre cas sur la Total ionizing dose, LET spectra, Proton and electron energy spectra et les fluences.

## 11.1 DESCRIPTION DE L'ENVIRONNEMENT DE RAYONNEMENT

### 11.1.1 Vents solaires et ceinture de Van Allen

Notre orbite LEO implique de passer à plusieurs reprises dans la couche interne de la ceinture de **Van Allen**. Aussi plus l'altitude et l'inclinaison est grande plus le satellite passera de temps à traverser les zones à haute densité de particules. D'autre part la majorité des radiations proviennent des vents solaires et dépendent donc de **l'activité solaire**. Ce comportement peut rapidement être simulé sur Matlab avec la formule suivante :

$$A = 2000.3 + 11 \times (i - 23)$$

Où i est le cycle (>23) et A l'année. On obtient alors :

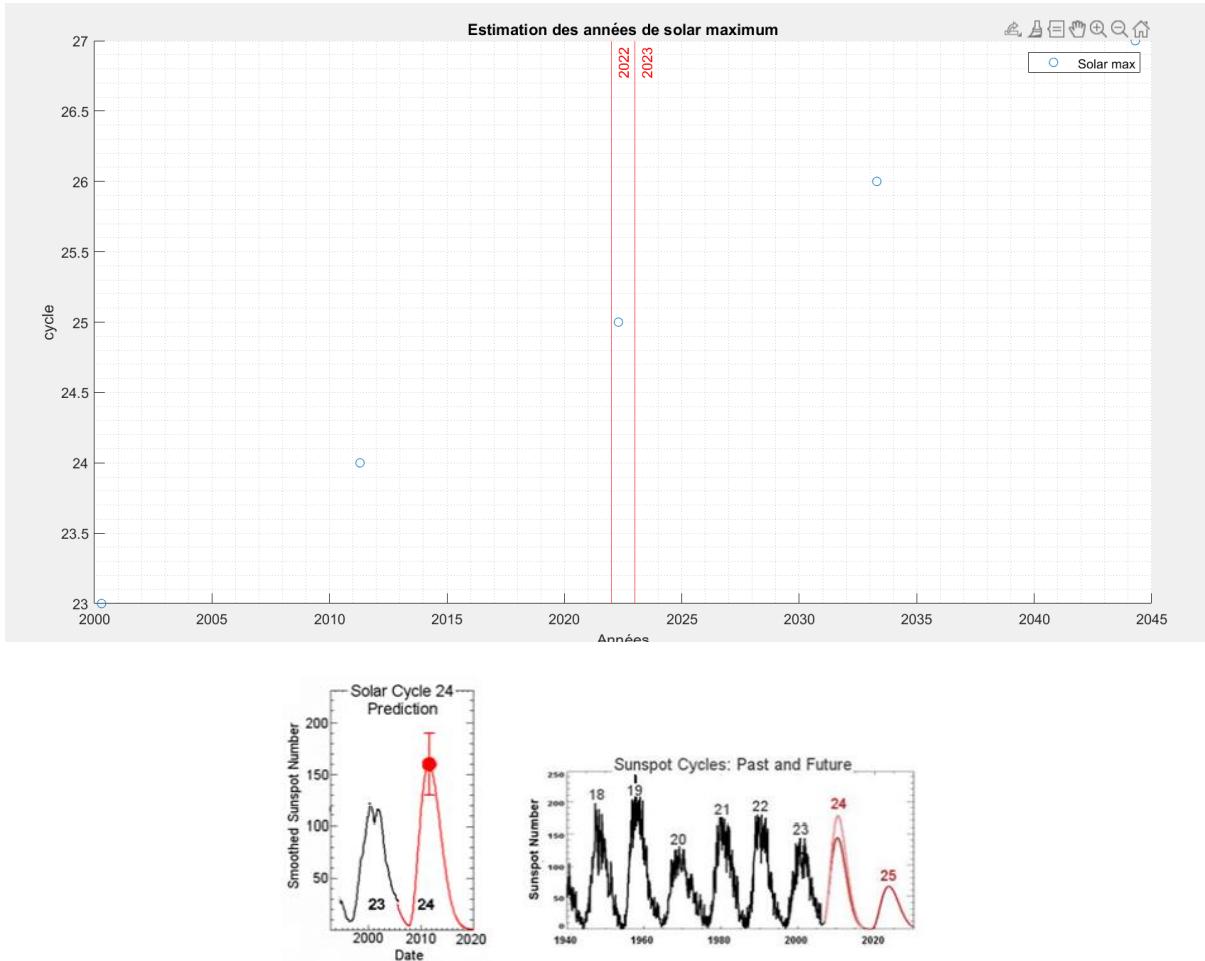


Figure 1. Solar cycles and sunspot number[1]

Figure 29: Estimation de l'activité solaire d'après la référence 3

On remarque alors que nous serons proche de la période du **pic d'activité solaire** (cycle 25) pour notre mission. Il faudra donc être particulièrement vigilant face aux vents solaires. D'autre part nous distinguons deux types de vents solaires : les vents dit « ordinaires » et avec « anomalies ». D'après le document : ECSS-E-ST-10-04C (draft v0.16) on peut estimer le nombre d'événements singuliers (SEE) par une approche **statistique de poisson**. La formule de distribution est alors donnée par :

$$p(n, w * t) = (w * t)^n \frac{e^{w*t}}{n!}$$

Cette formule représente la probabilité  $p$  d'avoir  $n$  événement sur une période de  $T$ . Cette valeur est obtenue à partir de  $w$  qui est la fréquence observée pour l'événement en question. On trace donc les **probabilités** d'avoir des SEE pour un vent solaire « ordinaire ». On liste et on trace pour quelques événements :

Type d'événement	$w$ (/ans)
Vents avec anomalies	0,14
Vents ordinaires	3,43
$> 10 MeV$	6,15

$> 30 \text{ MeV}$	5,4
SEU	0,03

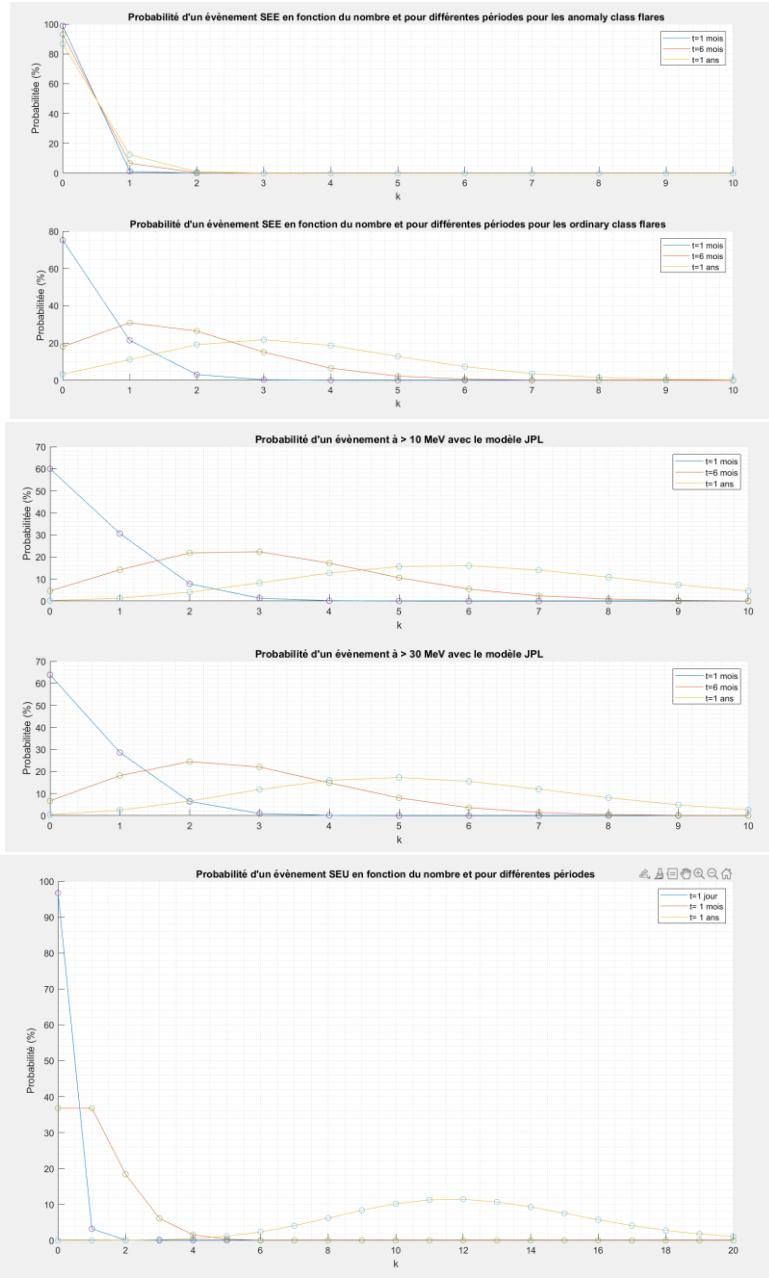


Figure 30: Etude probabiliste des différents types d'événements.

D'après le dernier graphique on a tout de même **36%** de chance d'avoir un SEU en 1 an. On observe également qu'il y a peu de différence entre les événements à plus de  $30 \text{ MeV}$  et  $10 \text{ MeV}$ . Pour les événements exceptionnels comme les vents avec anomalies, une probabilité au-dessus de 95% est observé pour **0 événements**.

### 11.1.2 Environnement de rayonnement sous SPENVIS

On procède de la façon suivante :

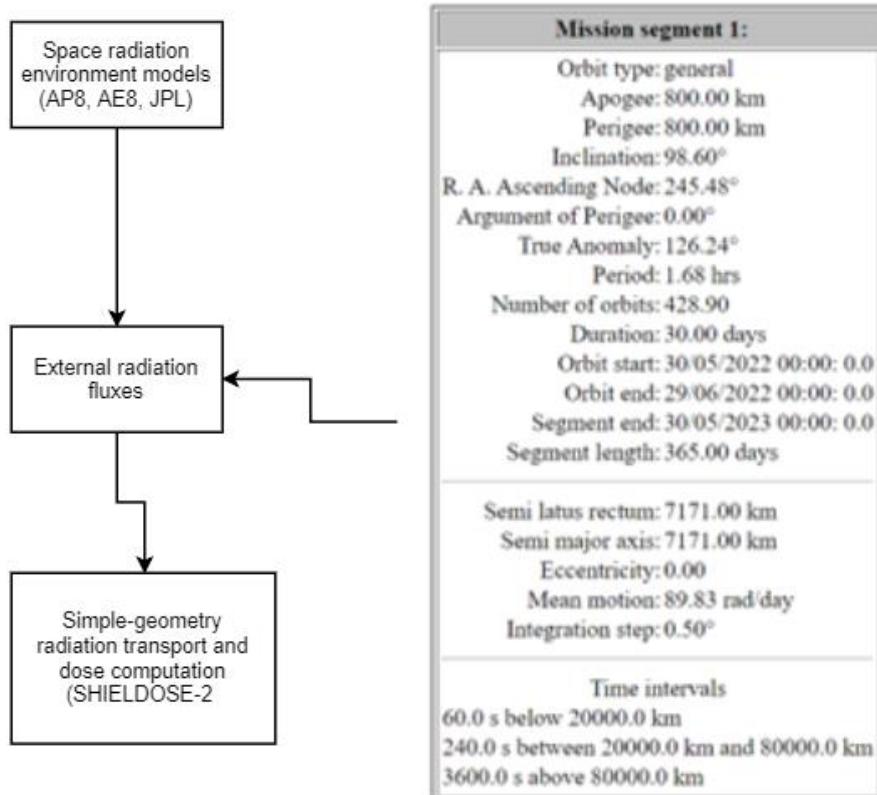


Figure 30: Méthode de calcul sur Spenvis

On rentre en paramètre les caractéristiques de notre orbite. Au vu des **dates de missions et du cycle solaire nous choisirons le modèle maximum**. On s'attend donc à avoir moins d'effets due aux particules piégées dans la ceinture de Van Allen mais plus d'effets dues aux événements solaires. Néanmoins il sera intéressant de traiter le cas du Solar minimum comme cas critique pour les flux d'électrons.

Pour les protons piégés on obtient :

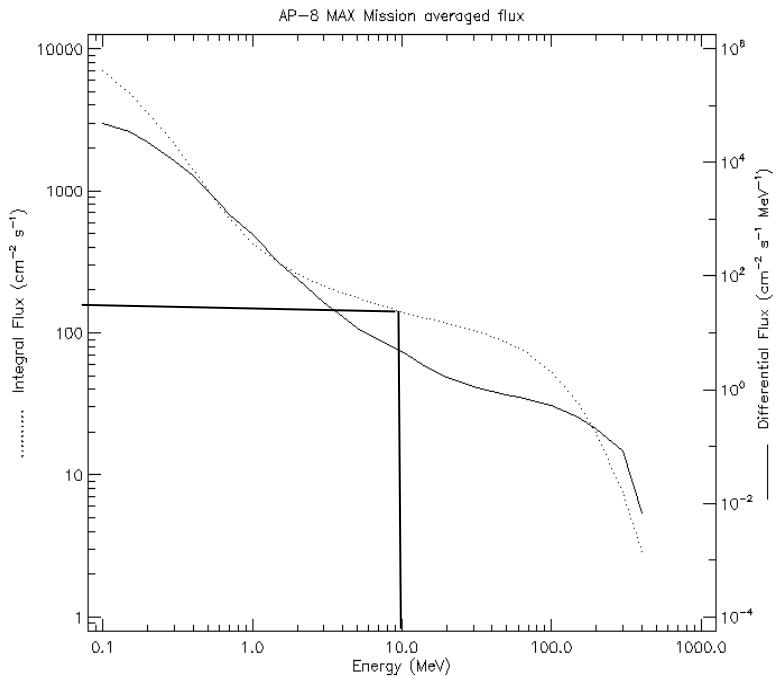
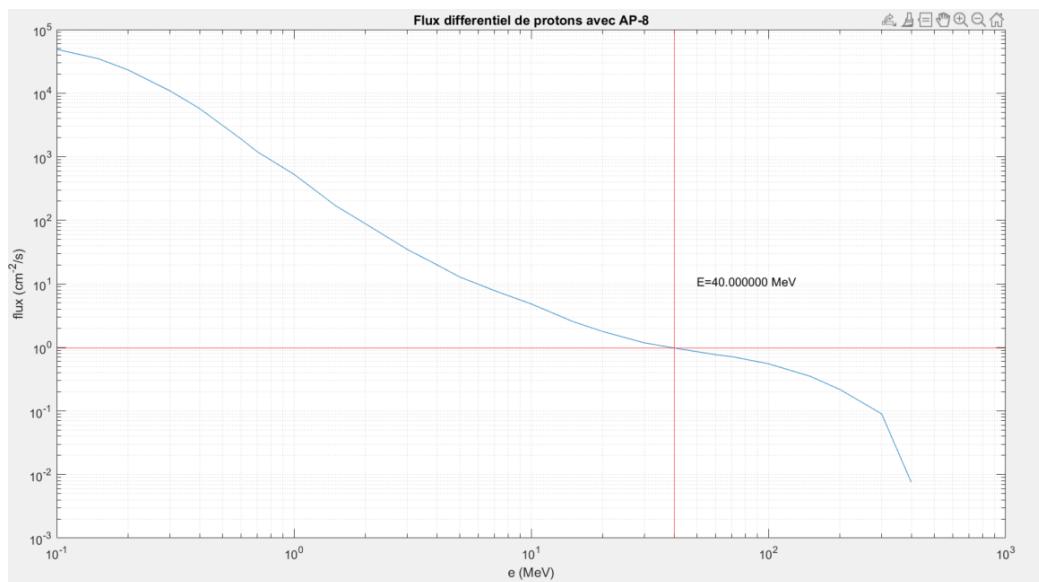


Figure 4 : Moyenne des protons piégés sur l'ensemble de la mission (Solar maximum)

On observe qu'au-dessus de  $10 \text{ MeV}$  il y a environ 160 particules par  $\text{cm}^2$ . Si on prend en compte le fait que nos systèmes électroniques sensibles ont des surfaces d'exposition de l'ordre de quelques  $\mu\text{m}$ , cela donne  $1,6 \times 10^{-6}$  particules par  $\mu\text{m}^2/\text{s}$ . Donc sur toute la mission soit  $1,6 \times 3600 \times 24 \times 365$  on aurait environ 50,5 particules par  $\mu\text{m}^2$ . Avec les statistiques vues précédemment les chances de contact avec des particules de plus haute énergie que  $10 \text{ MeV}$  restent faibles.



On observe que l'on peut mettre un seuil de flux à  $40 \text{ MeV.cm}^2/\text{mg}$  pour avoir 1 particule par  $\text{cm}^2$ . On prendra plutôt la valeur typique de  $37 \text{ MeV.cm}^2/\text{mg}$  qui est la limite utilisée pour sur les **bancs d'essais**.

On regarde maintenant le Solar maximum et minimum pour les flux d'électrons :

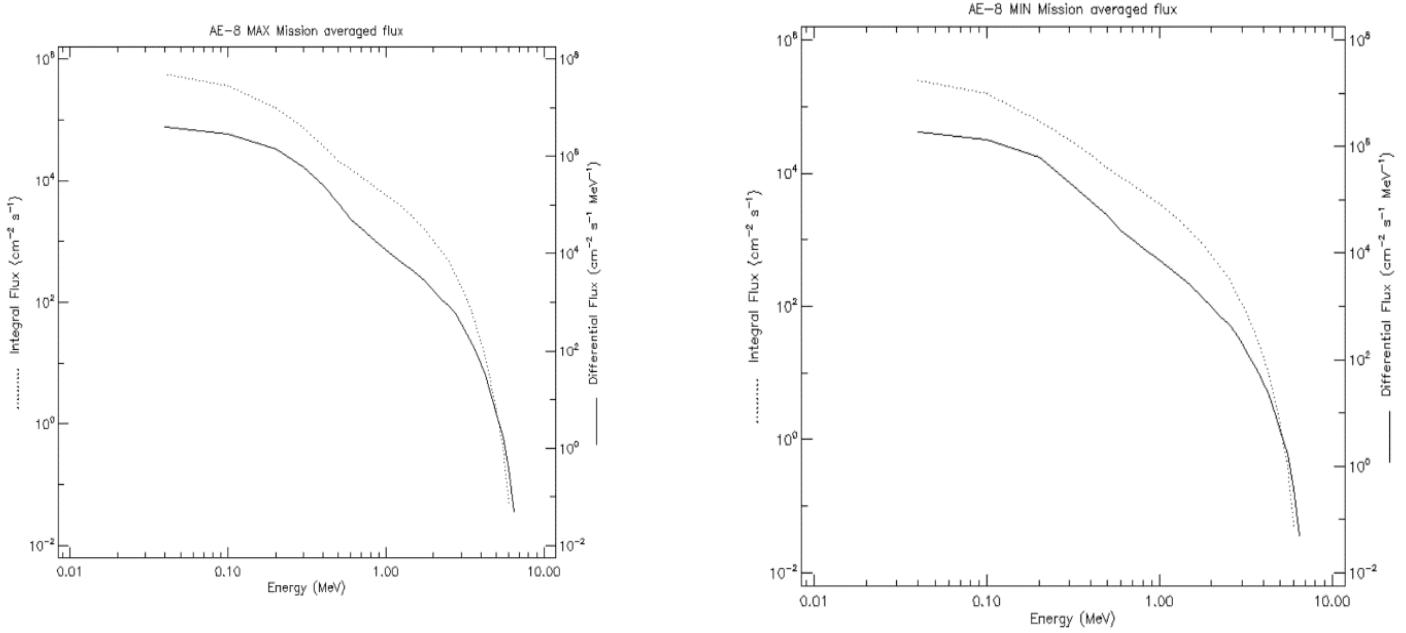


Figure 5 : Moyenne des flux d'électrons piégés (solar min et max)

On observe peu de différence entre le maximum et le minimum. Le minimum semble avoir un flux plus important d'électrons à plus haute Energie. On peut également tracer un plan 2D qui illustre bien les passages du satellite sur l'anomalie du sud de l'atlantique :

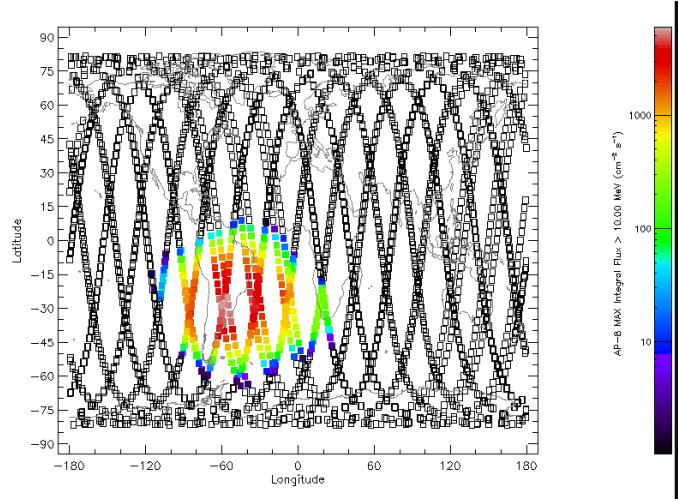


Figure 6.1: Worldmap des Protons piégés ( $E > 10 \text{ MeV}$ )

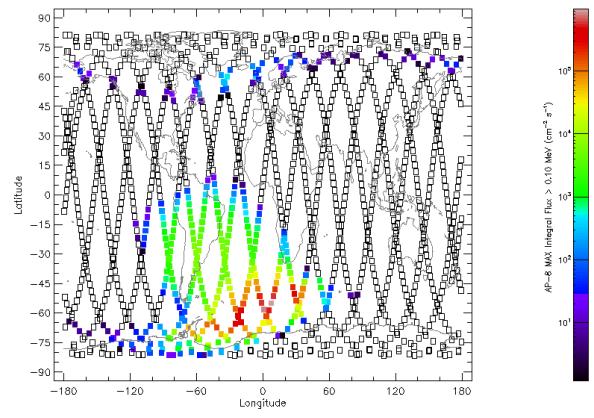


Figure 6.2: Worldmap des Protons piégés ( $E > 0.1 \text{ MeV}$  et solar max)

Même avec un seuil de  $10 \text{ MeV} \cdot \text{cm}^2/\text{mg}$  on voit que l'anomalie du sud de l'atlantique représente un danger pour la mission. Il faudra prévoir un protocole de prévention lors du passage dans les zones où les flux sont les plus intenses. Néanmoins une solution simple serait de programmer une **coupure de l'alimentation** des composants lors du passage sur la SAA car la zone d'opération est principalement sur l'hémisphère nord de l'orbite. On observe maintenant pour des énergies  $< 10 \text{ MeV}$  donc avec un seuil à  $0.1 \text{ MeV}$ . On remarque qu'il existe une zone sur l'hémisphère nord où l'on risque de rencontrer des particules à haute énergie qui représentent un **risque** pour les composants électroniques à l'intérieur du satellite. Or cette zone

se situe sur notre zone d'échange avec les stations. On voit de plus que ce sont des énergies dont les flux correspondants sont de l'ordre de 100 particules  $\text{cm}^2/\text{s}$  et donc plutôt bas. Pour les électrons on remarque que l'on a plutôt des flux importants pour le solar minimum sur la zone d'échange de clefs, donc avec des particules à basse énergie. Ces radiations affecteront principalement les composants de surface.

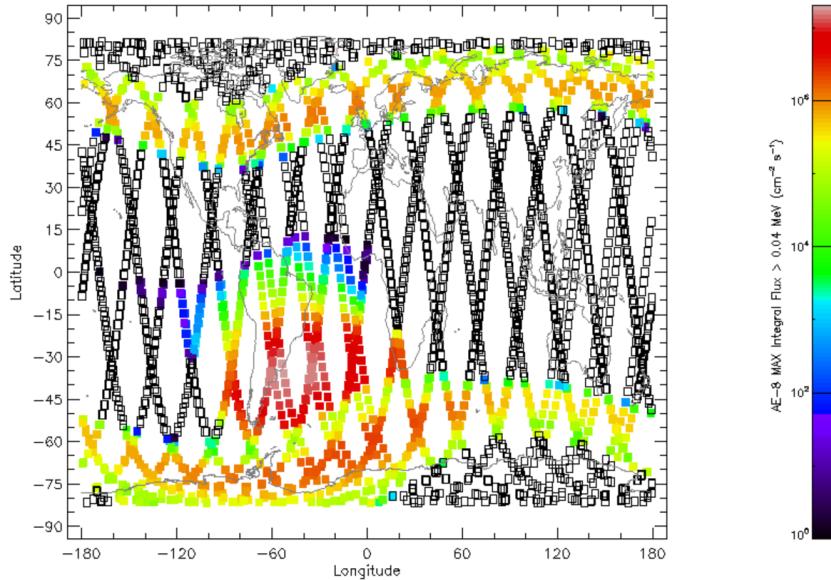


Figure 31: Wolrd Map des flux d'électrons ( $E > 0.1 \text{ MeV}$  et solar min)

On peut également calculer la fluence des **ions lourds** pour compléter l'analyse de l'environnement.

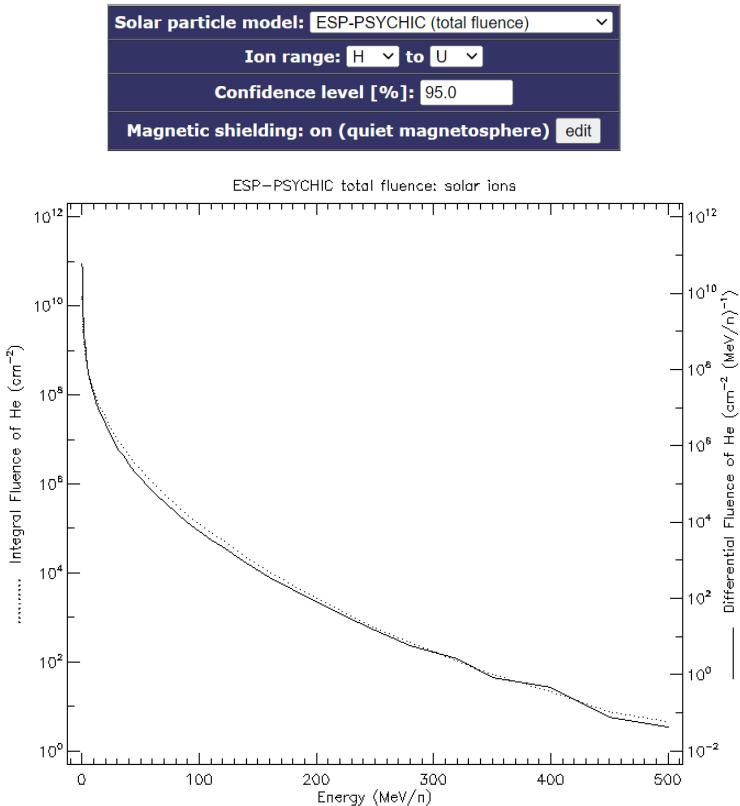


Figure 32 : Etude des ions lourds

## 11.2 PROTECTION CONTRE LES RADIATIONS

### 11.2.1 Budget de rayonnement

D'après la NASA, un **rdm** de 2 est conseillé si on considère que c'est la structure externe du satellite qui servira de bouclier. Le capteur solaire, le traqueur d'étoile ainsi que les panneaux solaires ont été dimensionnés pour les LEO. Les informations précises sur le TID ne sont pas connues mais il est indiqué qu'ils comprennent une **couche protectrice**. Pour les batteries elles ont été endurcies pour les SEE à un seuil de LET de  $37 \text{ MeV.cm}^2/\text{mg}$ .

Composant	TID (kRad)	RDM=2
Télescope	15	7,5
Convertisseur de Tension	25	12,5
GPS	20	10
OBC	20	10
OBC	30	15
Fast steering mirrors	40	20
Roue de réaction	30	15

D'après les données fournies pour les composants et avec un  $rdm = 2$ , on sait que l'on ne doit pas dépasser **7,5 krad**. On peut donc grâce à SHIELDOSE-2 déterminer approximativement l'épaisseur minimale. Ici on obtient une dose (SI) acceptable à partir de

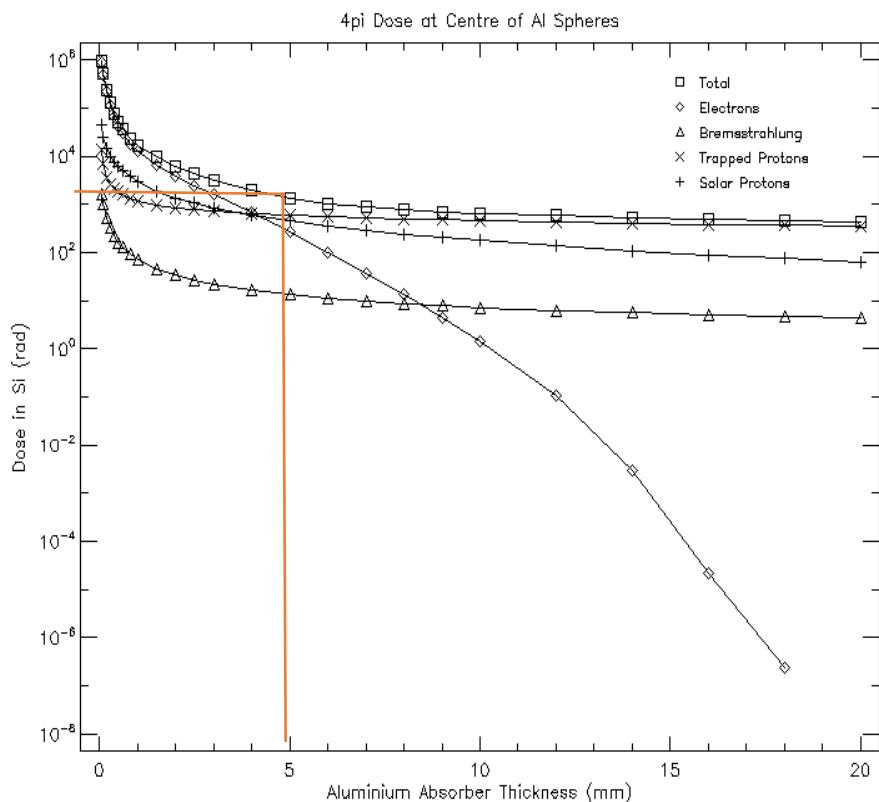


Figure 33 : Choix de l'épaisseur d'aluminium à utiliser

**5 mm** d'épaisseur d'aluminium. La structure de notre satellite aura donc une épaisseur de 5 mm ou plus.

## 12 COMPATIBILITE ELECTROMAGNETIQUE

Pour éviter les couplages par impédances commune, pour les basses fréquences on utilise la méthode de mise à la masse en un seul point. Les composantes tels que les ordinateurs embarqués travaillent à basse fréquence. Pour les hautes fréquences comme la communication bande S on utilisera une mise à la masse multipoints. Pour un câble blindé on raccordera les deux extrémités du blindage à la masse. D'autre part on utilise des paires de fils torsadées pour se protéger du coulage inductif. On peut aussi éloigner le récepteur victime de la source de perturbation et limiter les boucles de masse pour lutter contre le couplage par rayonnement. Afin de s'assurer des solutions adoptées on réalisera des tests.

## 13 OPERATION EN TEMPS REEL

### 13.1 GROUND SEGMENT

#### 13.1.1 *Description du Ground segment*

Nous avons trois stations au sol : à Inuvik, Gatineau et Prince Albert avec lesquels nous communiquons en **RF**. Ce sont ces stations au sol qui envoient toutes les commandes de vol et d'opération au satellite. Les trois stations sont munies d'antennes à **bande S et ou X**. On retrouve aussi tous les logiciels qui contrôlent les antennes afin de pointer précisément le satellite.

Ce sont les experts en **dynamique du vol** qui établissent le plan de vol du satellite dans le centre d'opérations. Ils décident de la station qui établira le **premier contact** avec le satellite après le lancement. Dans le cadre de notre mission le dynamicien aura pour rôle d'identifier les meilleures fenêtres de communication afin de transférer les clés sécurisées depuis le satellite jusqu'au sol.

L'expert en dynamique travaille en étroite collaboration avec **l'expert en opération**. Son rôle est de contrôler le satellite à partir des instructions du dynamicien. Il est aussi responsable des mises à jour logiciel du satellite.

Le **système de contrôle** (Monitoring and control system) reçoit toutes les données de télémetries et les met en forme pour l'expert en dynamique. Toutes ces données sont sauvegardées. Les commandes de vol sont déployées et adaptées pour que le satellite puisse les exécuter.

Finalement on retrouve le **système de données** (Ground data system), c'est l'interface entre les experts, la station et l'utilisateur. Elle inclut la cyber sécurité, les communications entre les experts et des sauvegardes de secours.

#### 13.1.2 *Premier contact*

Etant donné la configuration géographique de nos stations et du site de lancement nous décidons d'établir le premier contact de notre satellite avec la station **Prince Albert** car c'est plus proche du site de lancement.

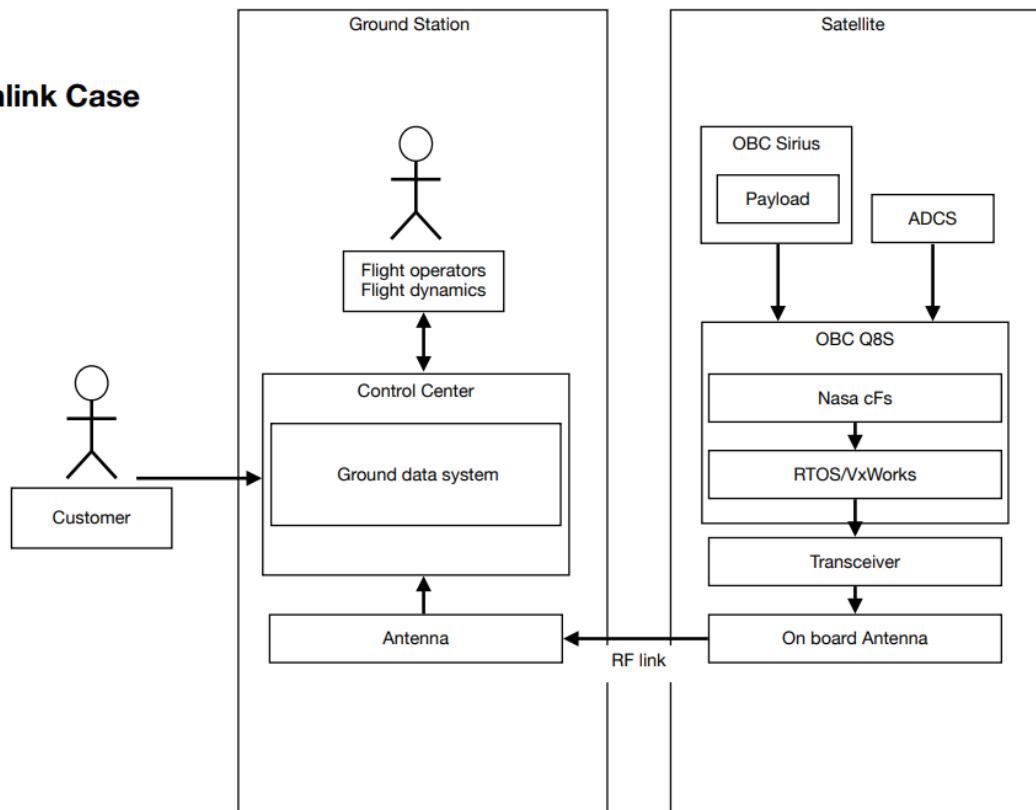


Figure 34 : Disposition géographique des stations par rapport au site de lancement

### 13.1.3 Diagrammes des cas d'utilisations

Pour résumer les relations entre le segment en orbite et celui au sol on crée deux diagrammes de cas d'utilisation, un pour l'**uplink** et un pour le **downlink**

### Downlink Case



### Uplink Case

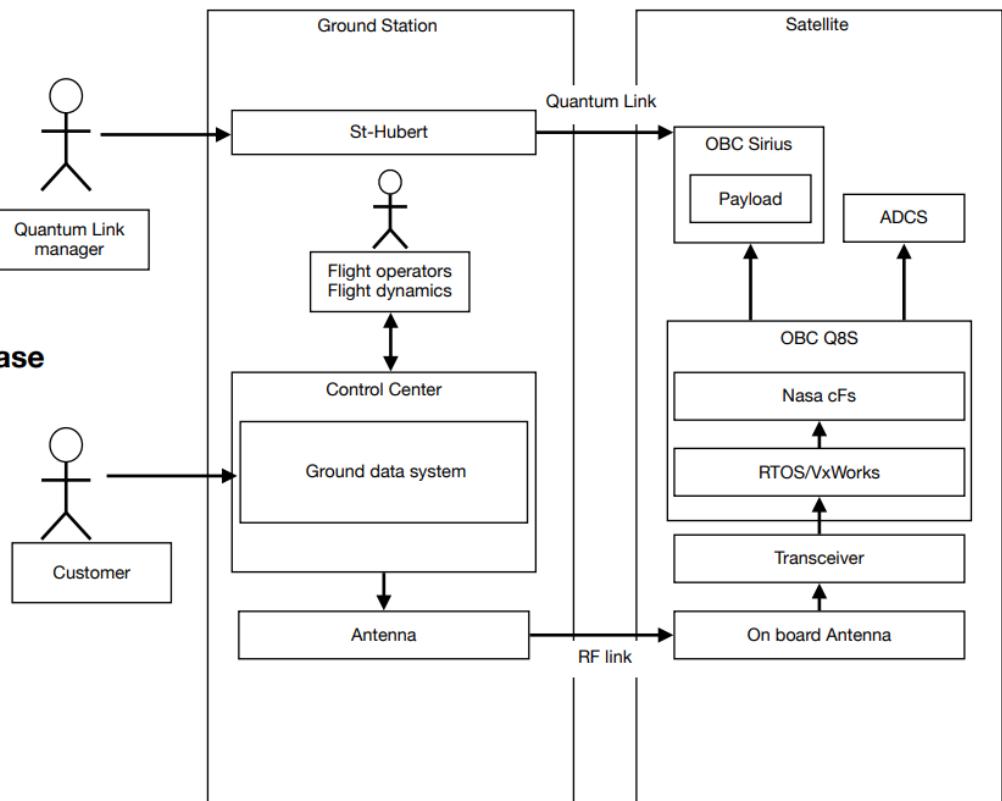


Figure 35: Diagramme des cas d'utilisation

## 13.2 ON ORBIT SEGMENT

### 13.2.1 Choix de l'ordinateur embarqué

Nous utilisons deux ordinateurs dans notre satellite. Le premier sera dédié exclusivement à la gestion du satellite, des données de télémétrie et de commande. Le deuxième sera dédié à la gestion des données d'opérations et de la charge utile. Cela permet de faire de la **redondance**.

### 13.2.2 Gestion du satellite

Nous choisissons la carte **Q8S** de chez **Xiphos Technology**, cette carte remplit tous nos requis. Elle a un contrôle en FPGA donc reprogrammable avec un CPU multi cœur. Elle a une bonne résistance à l'environnement spatial. On retrouve le Triple mode redundancy. La carte est capable de détecter des latch-ups, errors events et failures. Sa plus grande force est son **expérience en vol**. Le processeur est le dernier de la série Q4, Q5, Q6, Q7 qui opère depuis 2002 sur des satellites. Le Q7S est notamment embarqué sur l'**ISS**. Avec ce processeur on a 4GB de données cela permet de stocker des données de contrôles si nécessaire.

Q8S	
Masse (g)	80
Consommation (W)	4
Stockage (GB)	4
Radiation (krad)	30
Température (°C)	[-40 ;60]

Tableau 31: Spécification de l'OBC Q8S

### 13.2.3 Gestion de la charge utile

Notre charge utile génère très peu de données en comparaison au reste du satellite, ainsi il n'est pas nécessaire d'avoir un processeur aussi performant. On utilise l'ordinateur utilisé pour la memory unit, le **Sirius** de chez **AAC Clyde Space**

### 13.2.4 Choix du logiciel de vol et software framework

Après avoir consulté le document « A Comparative Survey on Flight Software Frameworks for ‘New Space’ Nanosatellite Missions », il semble que la solution la plus adaptée pour le Flight Software Framework soit le **NASA cFs**. En effet c'est l'un des seul parmi cette étude qui a une très grande expérience de vol. D'autre part le logiciel est open-Source avec beaucoup de documentation technique et avec une grande fiabilité.

Nos requis nous imposent d'utiliser un système **RTOS**. On décide d'utiliser **Vxworks**. Comme précédemment c'est son expérience de vol qui le rend très attractif. Dernièrement il a été utilisé sur le télescope James Webb.

### 13.2.5 Types de données

Pour notre satellite les données de types **Housekeeping** data sont les données de température, pression, tension, intensité etc. qui sont transmises au sol toutes les 30s à une vitesse de l'ordre de 100 bit/s. On retrouve les données d'**attitude** ce sont les données capturées par nos capteurs. Elles sont transmises au sol toutes les 1 à 4s. Finalement on retrouve les données de notre charge utile. Dans notre cas ce sont les clés sécurisées qui pèsent 90 MB et qui doivent être transmises en une passe de 10 min

Ainsi le débit de donnée est de :

$$D = \frac{90}{10 \times 60} = \mathbf{150 \text{ KB/s}}$$

On reçoit aussi des données du sol, qui doivent être distribués aux bons sous-systèmes (ADCS, charge utile etc.). On utilise une stratégie de vérification des commandes pour certifiées les commandes.

Afin de remplir nos requis les données sont transmises à l'aide d'antennes à bande S ou X depuis le sol. Dans notre étude nous avons choisi d'équiper notre satellite d'un transceiver à bande S dont les plages de fréquences sont :

	Plage de fréquence
Downlink	2,200-2,290 GHz
Uplink	2,025-2,110 GHz

Tableau 32: Définitions des fréquences de downlink et uplink

### 13.2.6 Problèmes potentiels

Il y a une multitude de logiciel pour le segment en orbite et au sol. Ces logiciels doivent communiquer entre eux de manière efficace et sans erreurs de traitement, on prêtera donc attention à vérifier les compatibilités entre les systèmes après chaque mise à jour.

## 14 DESIGN DU SATELLITE

### 14.1 BUDGET DE MASSE

On fait l'inventaire de la masse de chaque composant.

	Masse (g)
Télescope	1100
FSM	400
Ordinateur	130
Batteries	1032
Panneaux solaires	179,4
Capteur solaire	100
Traqueur d'étoiles	185
Roue de réaction	1100
QKD system	1000
GPS	2500
Transceiver	420

Antennes	62
OBC Sirius	130
OBC Q8S	80
Radiateur	1898
MLI	32,2
Masse totale (kg)	10,348

Tableau 33 : Budget de masse

Ce tableau de prend pas en compte les protections thermiques et solaires, le poids de la structure, des supports des panneaux solaires et des câbles. D'après notre modèle CAO, on devrait atteindre 59 kg avec une structure en AL 5052-H32, voir Figure 15. Nous avons 20% de marge.

## 14.2 SYSTEME D'AXES

Nous avons choisi notre système d'axe afin de lier la géométrie du satellite et les capteurs, voir Figure 36. En effet l'axe X traverse le centre du télescope, du traqueur d'étoiles et de la structure et pointe vers les stations. L'axe Y pointe dans la direction opposée du moment angulaire. L'axe Z pointe vers le centre de la terre. On essaie de placer le centre de gravité au centre du parallélépipède. Le satellite doit s'orienter afin que l'axe X se superpose avec le vecteur qui pointe vers St-Hubert (voir ) afin de recevoir la clé.

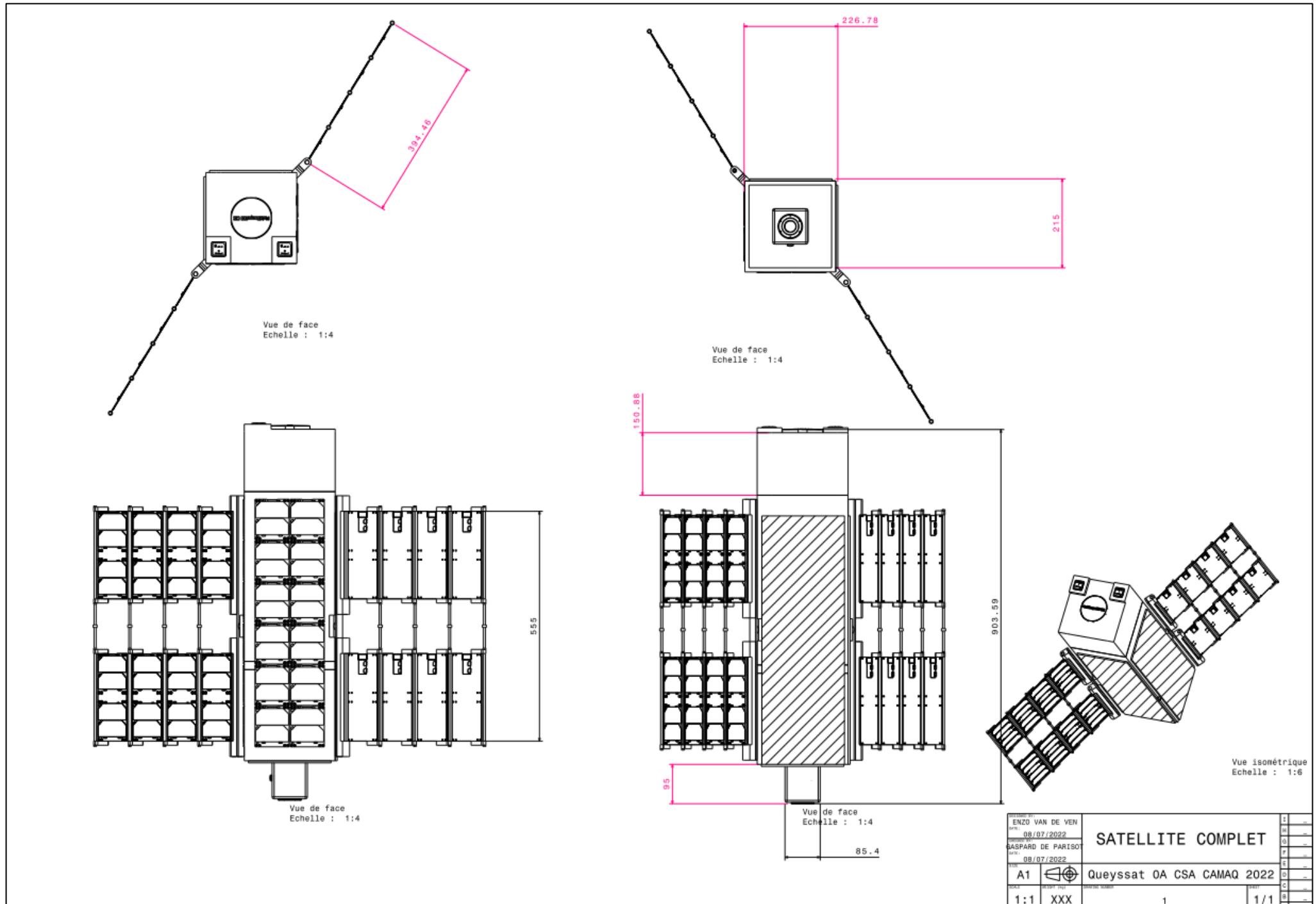


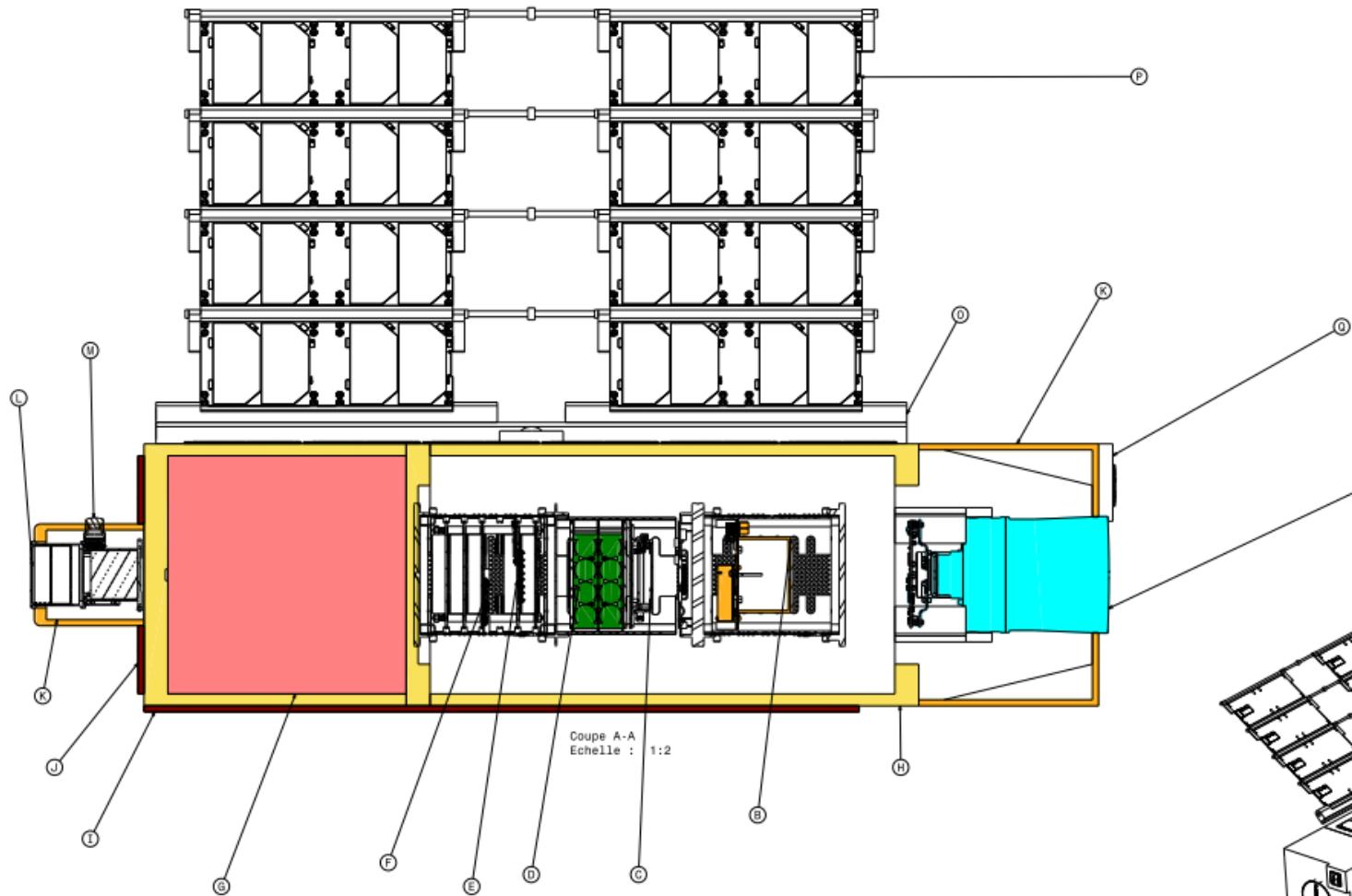
Figure 36: Représentation du système d'axe

## 14.3 DESCRIPTION DU MODELE

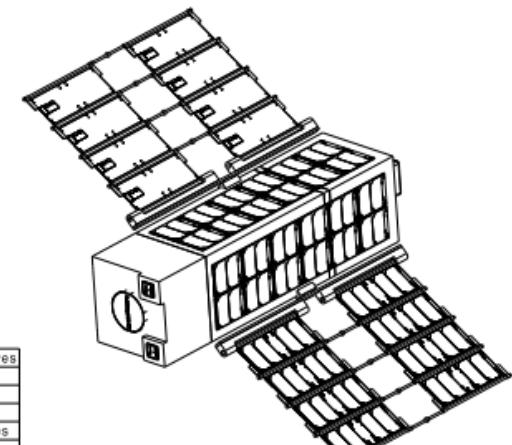
On choisit de placer le champ de vision du traqueur d'étoiles et du télescope dans des directions opposées, ainsi lorsque le télescope pointe vers la terre le traqueur d'étoiles pointera toujours vers l'espace. On place les roues de réaction proche du centre de gravité du télescope afin de limiter les couples que doivent compenser les roues.

Figure 37: Plan du satellite vu iso





Références	Composant	Commentaires
A	Télescope	
B	Reaction wheel	
C	GPS	
D	Batteries	16 cellules
E	HPD	
F	OBC QBS	
G	Bloc QKD	
H	MLI	
I, J	Radiateur	
K	Sunshield + MLI	
L	Startraker	
M	Sunsensor	
N	Sunshield	
O	Moteurs panneaux solaires	
P	Cellule panneaux solaires	91 cellules
Q	Antenne RF	S band



Vue isométrique  
Echelle : 1:6

ENZO VAN DE VEN	SATELLITE COMPLET	D
08/07/2022		R
GASPARD DE PARISOT		G
08/07/2022		F
		E
		D
		C
		B
		A
A1	Queyssat OA CSA CAMAQ 2022	
1:1 XXX		
	1	1/1

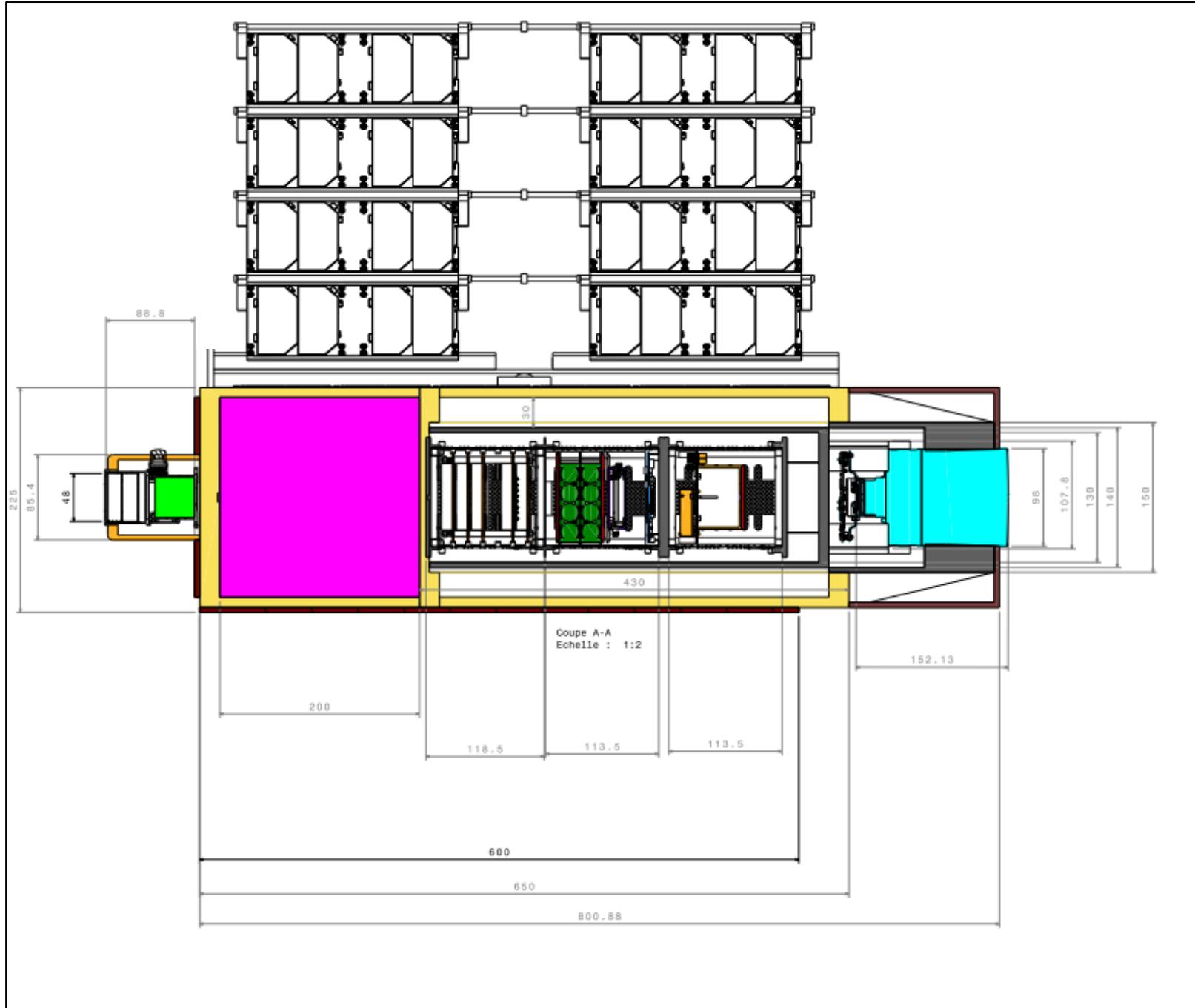


Figure 38 : Vues du satellite complet coupe transversale

### 14.3.1 Bloc électronique

Afin de faciliter le changement des pièces électroniques, on conçoit un “bloc électronique”. Ce bloc sera au cœur du satellite. Il contient : la réaction Wheel, le système de contrôle (incluant l’OBC Q8S et GPS), l’unité de puissance (batteries). Le bloc est modulable et déplaçable ce qui permet un bon positionnement du CG sur le repère de la réaction.

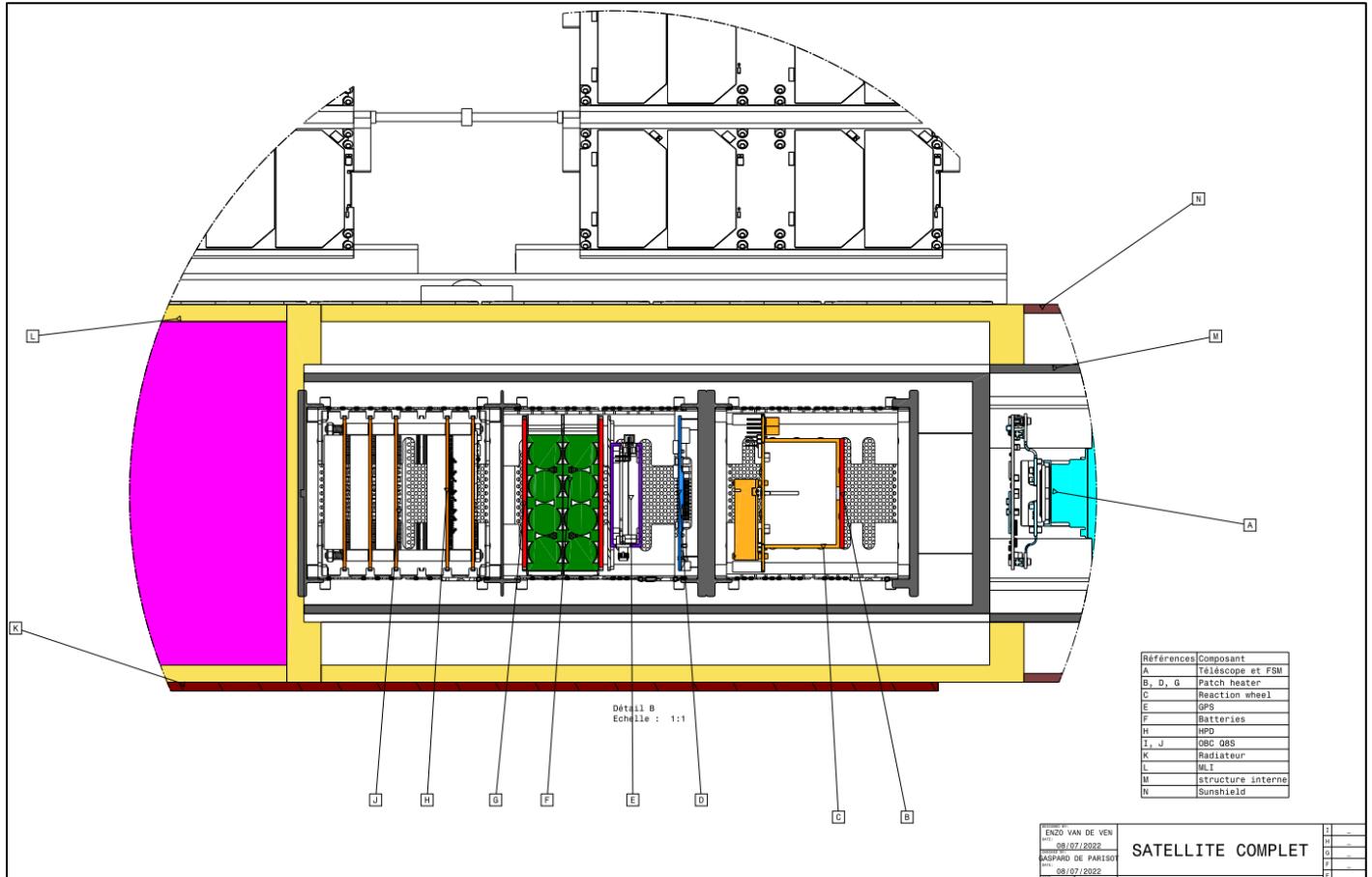


Figure 39 : Bloc électrique du satellite

### 14.3.2 Capteurs et système QKD

Le bloc pour le traitement du lien quantique est fourni par CAMAQ. Il est représenté par un bloc gris de 200x200x200mm d’une masse de 1 kg. Nous importons notre système de contrôle d’attitude (roue de réaction) et notre télescope, voir Figure 43. Le bloc QKD system est placé à l’arrière du système optique comme demandé par CAMAQ. Le placement à cet endroit sous-entend qu’une liaison optique (fibre optique) devra être dimensionnée. L’arrière du satellite est dédié au traqueur d’étoiles et au capteur solaire (Figure 42). Comme mentionné précédemment les patch de communication (Figure 41) sont placés à côté du télescope.

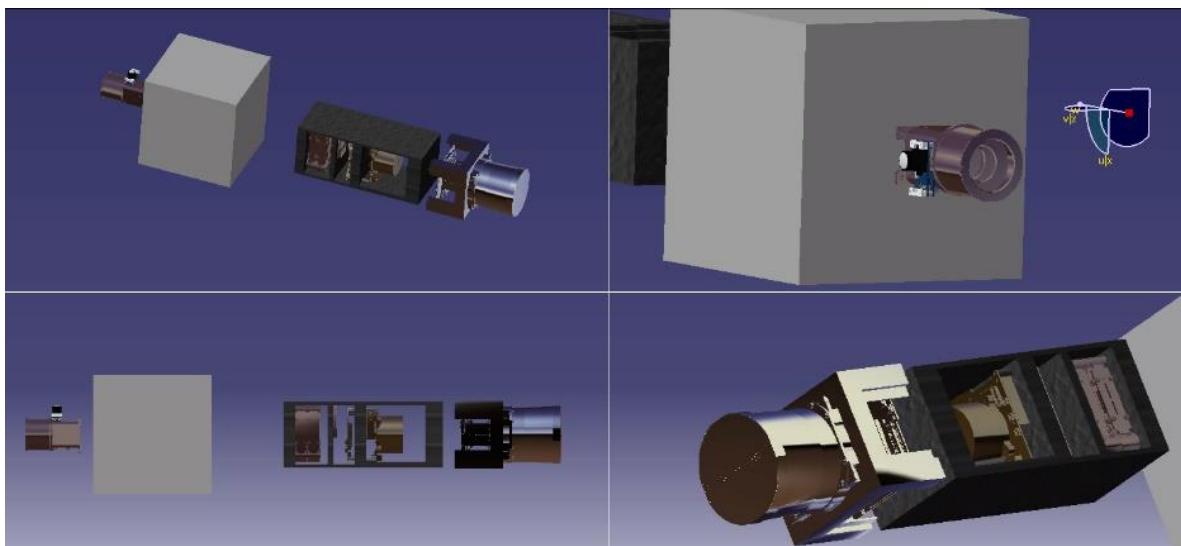


Figure 40 : CAO des capteurs et système QKD

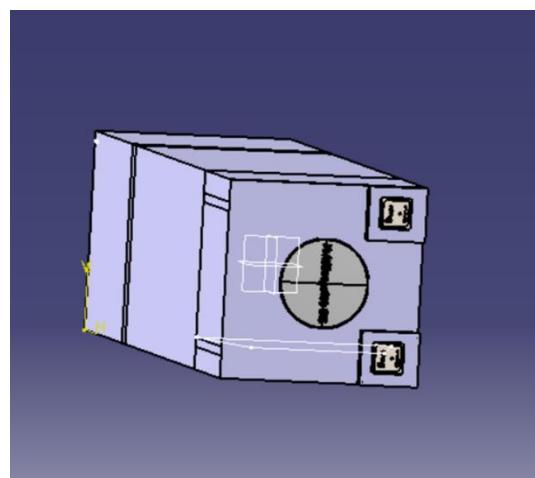


Figure 41 : CAO placement des antennes

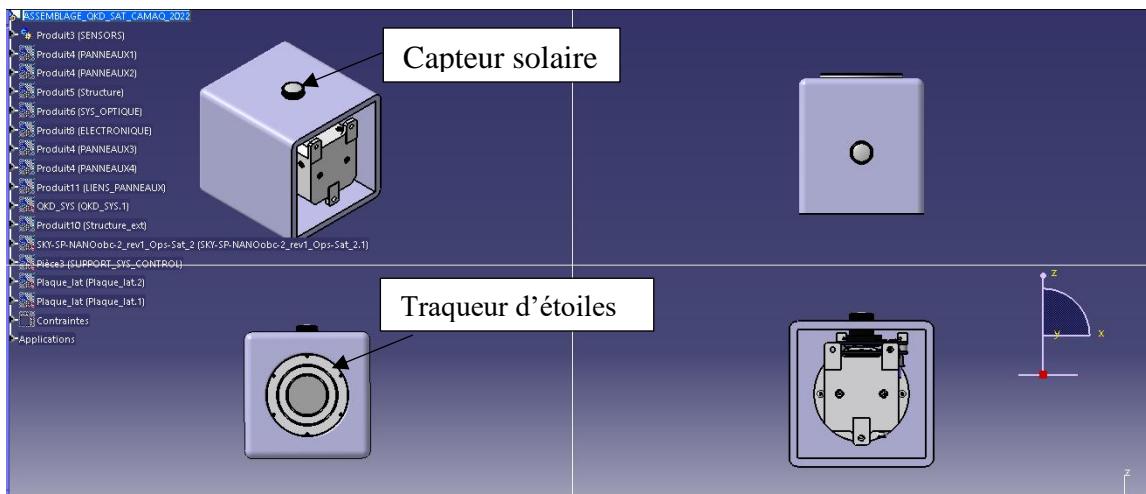


Figure 42 : CAO du traqueur d'étoiles et du capteur solaire

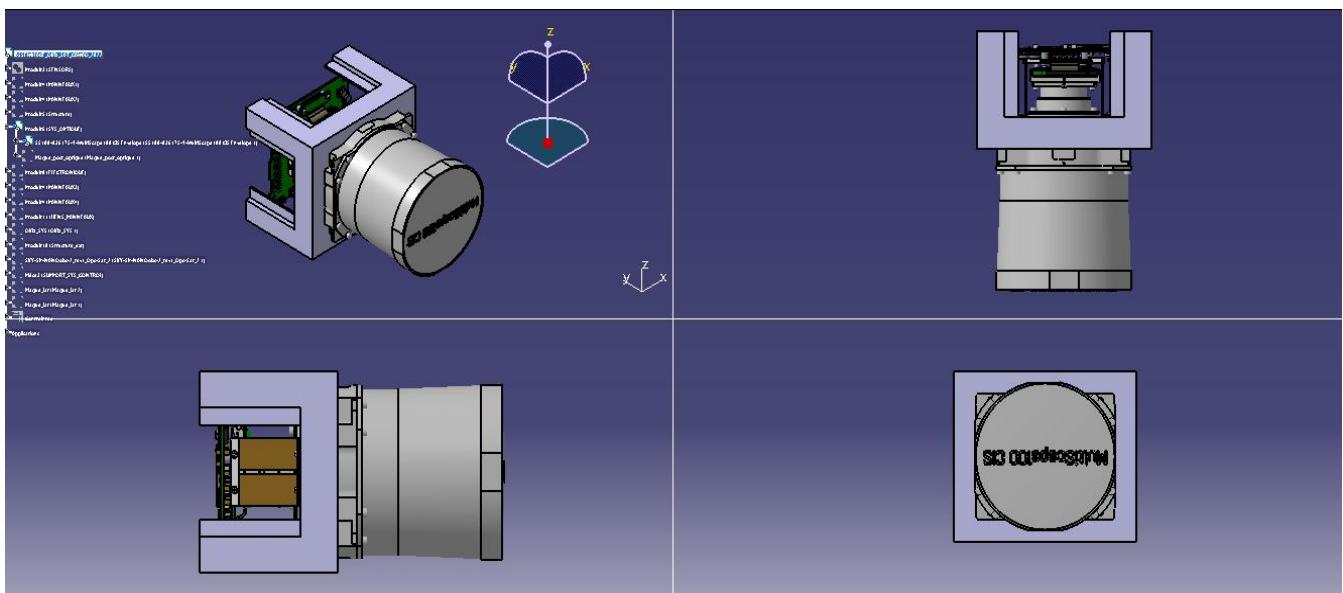


Figure 43 : CAO du télescope

#### 14.3.3 Structure interne

La structure interne permet de maintenir la charge utile en place. On prête attention à ce que la structure conçue n'encombre pas le montage. On aura donc une structure ouverte. Cela donne accès aux systèmes électriques pour le montage. On ajoute ensuite les plaques latérales permettant de fermer la structure. On ajoute des grilles thermiques pour dissiper la chaleur.

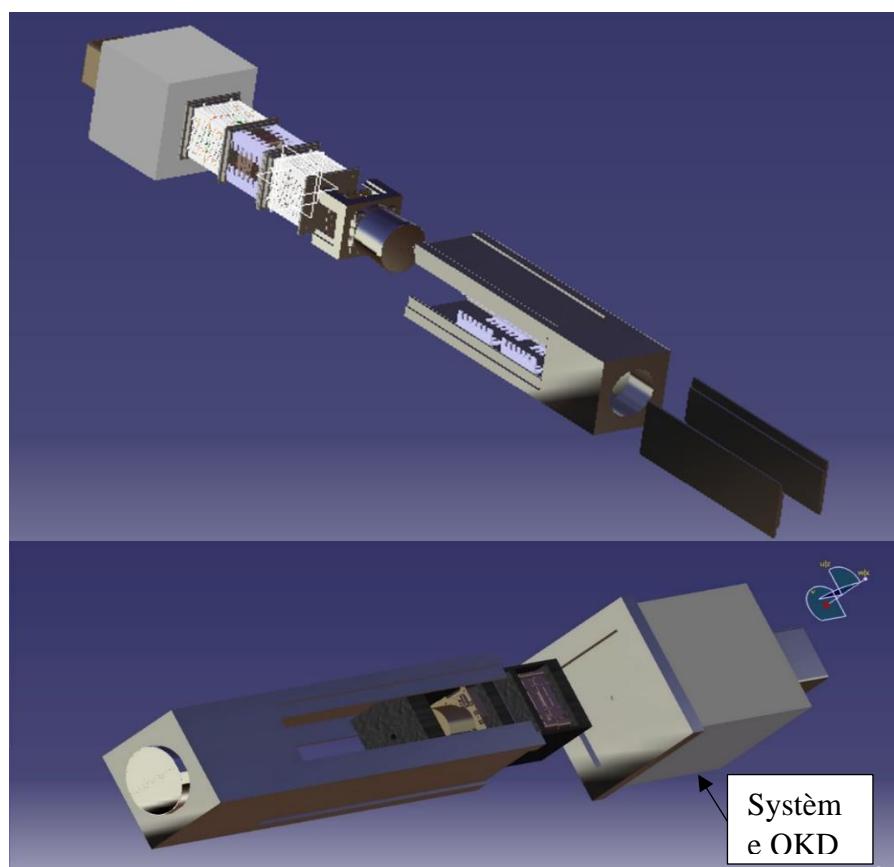


Figure 44 : Structure interne avec fermetures

Finalement on ajoute la structure qui contiendra le système QKD et qui permettra l'encastrement de l'électronique embarquée et donc son maintien en place. Cet encastrement régit de ce fait l'alignement et positionnement des composants par rapport à l'axe central (direction en Y) du satellite. On ajoute une structure externe au capteur solaire et au traqueur d'étoiles.

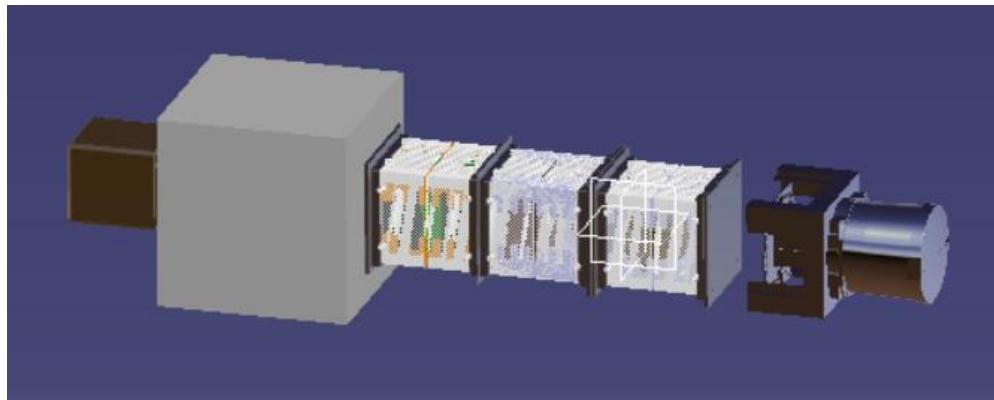


Figure 45 : Structure interne avec grilles thermique

#### 14.3.4 Structure externe

La structure externe permet de protéger les composantes électroniques critiques tel que le système de control d'attitude ou les batteries. L'espacement entre la structure externe et interne sera dédié au système d'isolation et aux câblages dans la suite de l'étude. Le fait d'avoir plusieurs couches avant le système d'électronique embarqué offre une sécurité face au risque d'impact avec des débris en orbite. On retrouve aussi les radiateurs et MLI.

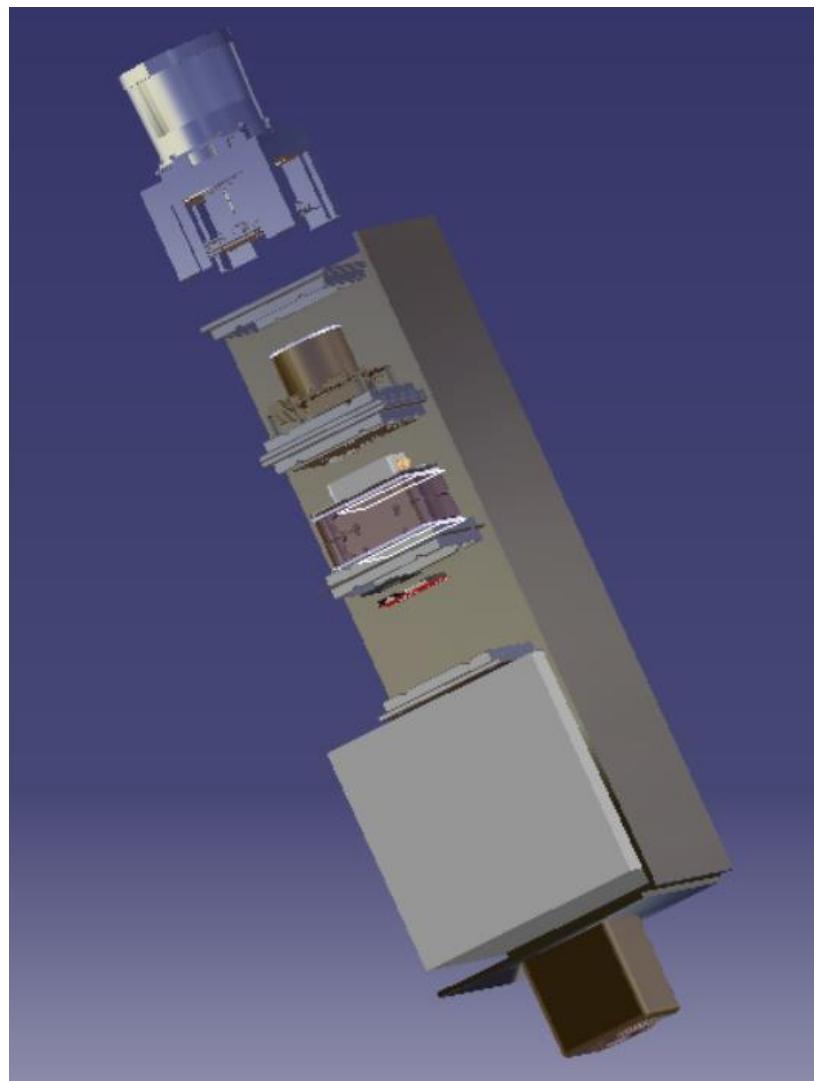
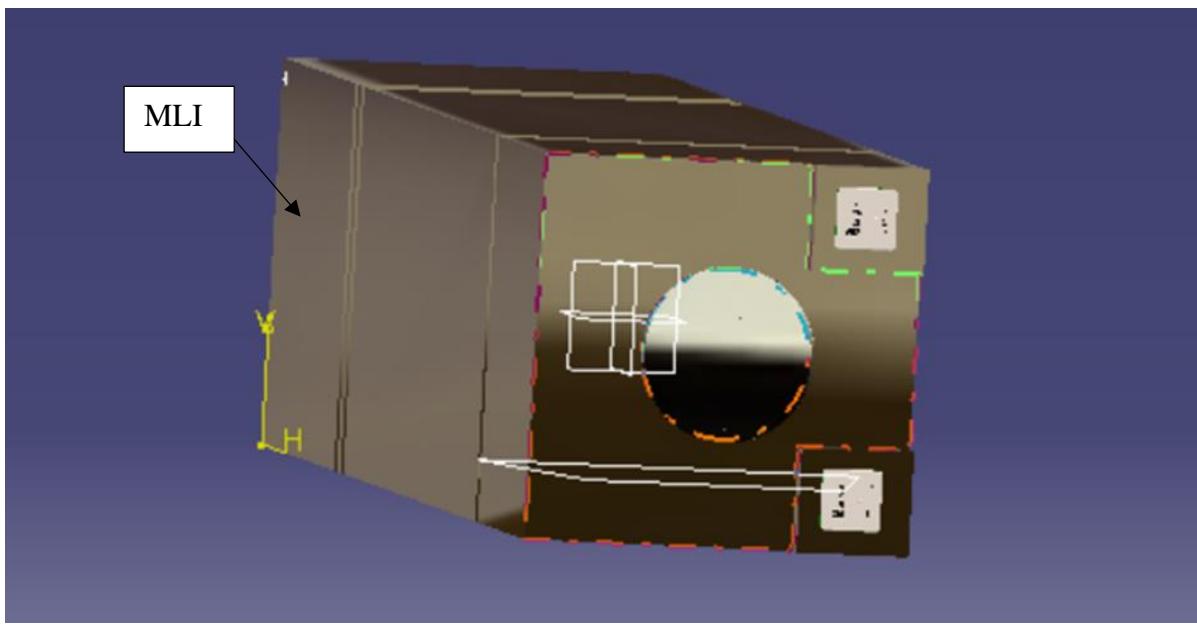
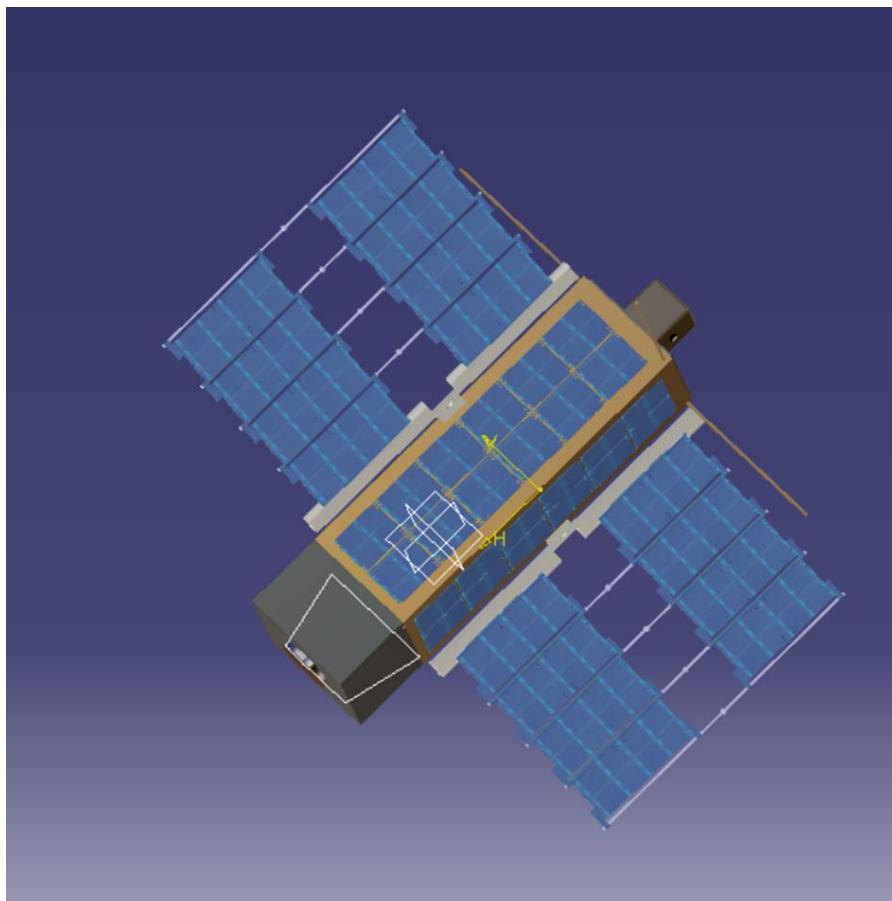


Figure 46 : Structure externe

#### **14.3.5 Panneaux solaires**

Pour la conception des panneaux nous avons importé des modèles de cellules. On place les cellules sur des panneaux avec des liens pivots entre eux. Ces liens permettent d'assembler les panneaux et de rajouter des cellules au besoin, pour les prochaines phases.



*Figure 47 : Assemblage des panneaux solaires*

#### **14.3.6 Assemblage**

Le design semble à première vue réalisable néanmoins il reste dans un le cadre d'une phase 0A. Nous avons décidé de laisser de l'espace dans le satellite pour y ajouter des cellules de batteries au besoin mais également des capteurs, cartes d'acquisition, stockage de mémoire redondants. On remarque finalement qu'avec ce modèle, le capteur optique est dans la même direction que l'axe des pivots des panneaux, l'axe du traqueur d'étoiles et perpendiculaire à l'axe du capteur solaire. Cela permet d'assurer que le télescope pointe vers la terre, les panneaux solaires et le capteur solaire vers le soleil et le traqueur d'étoiles vers les étoiles. Néanmoins on décèle de possibles problèmes avec l'emplacement de l'antenne et des capteurs. En effet, on risque d'avoir des réflexions sur les panneaux solaires qui peuvent venir perturber le capteur solaire. De plus, les panneaux solaires sont conçus de façon que le satellite ne puisse pas être en rotation autour de l'axe du télescope. Ainsi on risque d'avoir un coté du satellite plus exposé

au soleil et donc qui s'échauffe plus. Il faudra alors adapter la structure externe et l'emplacement des composants à cet effet.

#### 14.4 COMPATIBILITE AVEC LE LANCEUR

Finalement on montre en Figure 48 l'espace qu'occupera notre satellite dans la capsule du LauncherOne. Le **ridesharing** serait intéressant au vu de la place disponible. Dans le lanceur les panneaux solaires sont plaqués contre le satellite, ils se déployeront une fois en orbite.

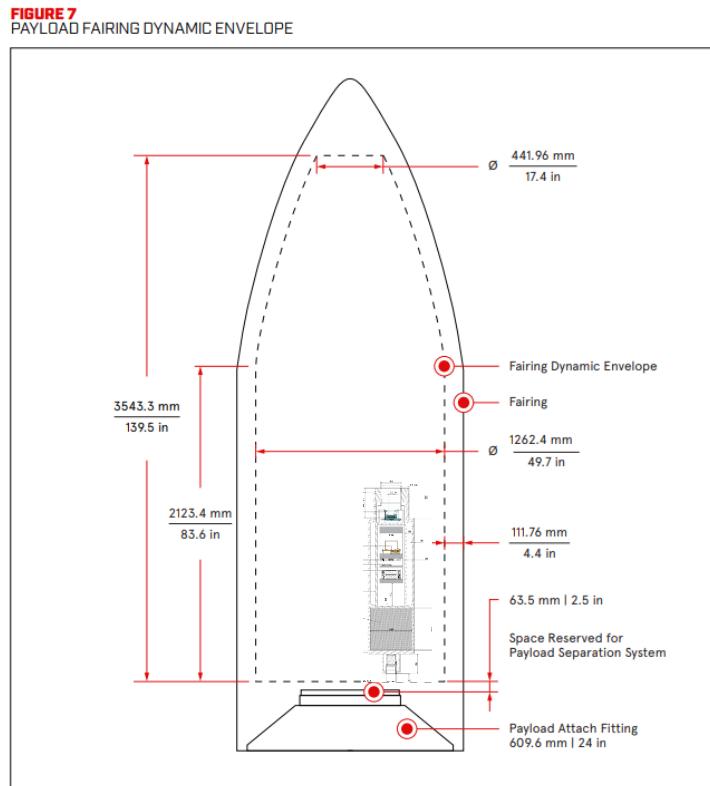


Figure 48 : Espace qu'occupera notre satellite dans la capsule

## CONCLUSION

Ce 4<sup>e</sup> rapport conclut notre étude sur la faisabilité du projet QUEYSSat. De nombreux aspects de conception de satellite ont été abordés tels que, l'orbite, la communication, le lancement, l'analyse thermique etc.

## ANNEXE

	Géosynchrone	Géostationnaire	Polaire	Héliosynchrone	Molniya	Toundra
Eccentricité	$0 < e < 1$	0	0	0	0,8	0,2-0,3
Inclinaison orbitale	0	$0^\circ$	$90^\circ$	$> 96^\circ$	$63,4^\circ$	$63,4^\circ$
Période Orbitale	23h56	23h56	23h56	[1h18 ; 2h00]	12h	24h
Altitude (km)	35 786	35 786	200 à 1680 km	200 à 1680 km	600 à 40000km	25000 à 40000km

Tableau 34 : Comparatif des types d'orbite

Facility-St\_Hubert-To-Satellite-S1000, Satellite-S400, Satellite-S600, Satellite-S800: Access Summary Report

#### St\_Hubert-To-S1000

	Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (sec)
Min Duration	86	12 Dec 2022 18:48:03.612	12 Dec 2022 18:48:39.063	35.451
Max Duration	103	15 Dec 2022 04:57:51.750	15 Dec 2022 05:15:22.574	1050.824
Mean Duration				808.571
Total Duration				178694.165

#### St\_Hubert-To-S400

	Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (sec)
Min Duration	63	13 Dec 2022 13:59:47.677	13 Dec 2022 14:01:07.090	79.412
Max Duration	11	3 Dec 2022 15:59:53.327	3 Dec 2022 16:10:07.306	613.980
Mean Duration				480.793
Total Duration				73080.473

#### St\_Hubert-To-S600

	Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (sec)
Min Duration	121	20 Dec 2022 18:24:01.523	20 Dec 2022 18:24:29.429	27.906
Max Duration	151	25 Dec 2022 16:04:47.424	25 Dec 2022 16:17:38.073	770.649
Mean Duration				596.155
Total Duration				108500.196

#### St\_Hubert-To-S800

	Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (sec)
Min Duration	123	19 Dec 2022 12:52:18.530	19 Dec 2022 12:52:46.800	28.270
Max Duration	93	15 Dec 2022 04:52:30.937	15 Dec 2022 05:07:41.656	910.719
Mean Duration				705.041
Total Duration				141008.177

#### Global Statistics

	Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (sec)
Min Duration	121	20 Dec 2022 18:24:01.523	20 Dec 2022 18:24:29.429	27.906
Max Duration	103	15 Dec 2022 04:57:51.750	15 Dec 2022 05:15:22.574	1050.824
Mean Duration				663.951
Total Duration				501283.012

Figure 49 :Comparaison des temps d'accès en fonction de l'altitude au mois de décembre

Les deux graphes ci-dessous approfondissent l'analyse de l'orbite

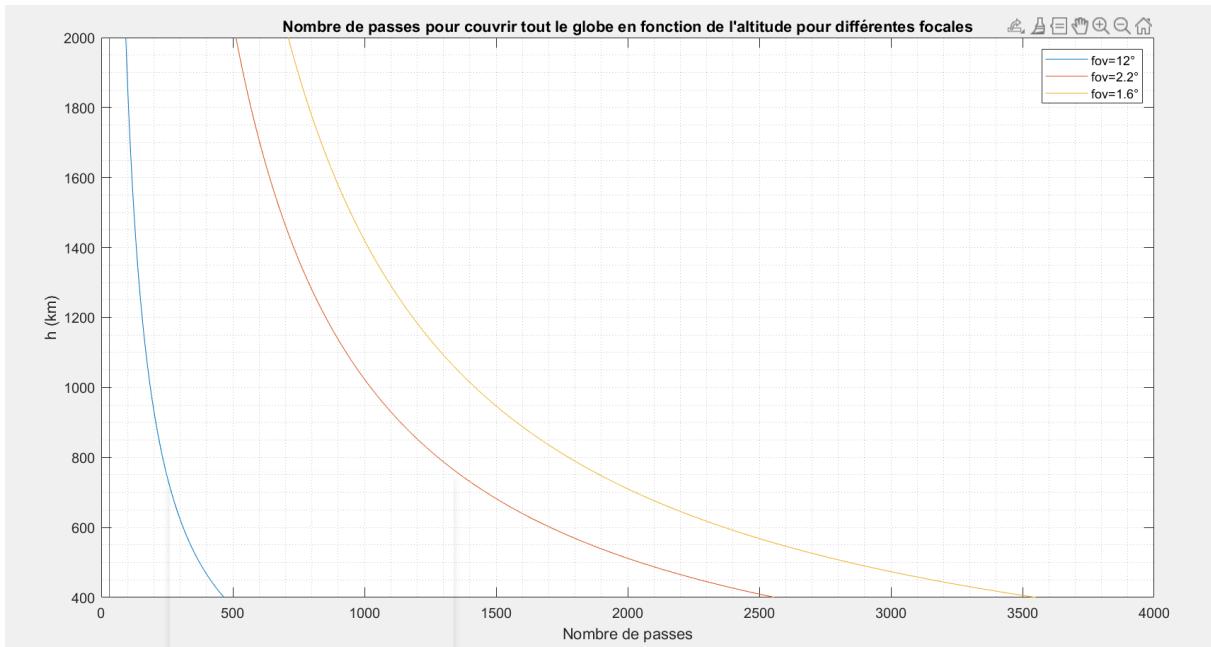


Figure 50 : Nombre de passe pour couvrir le globe en fonction de l'altitude pour 3 focales

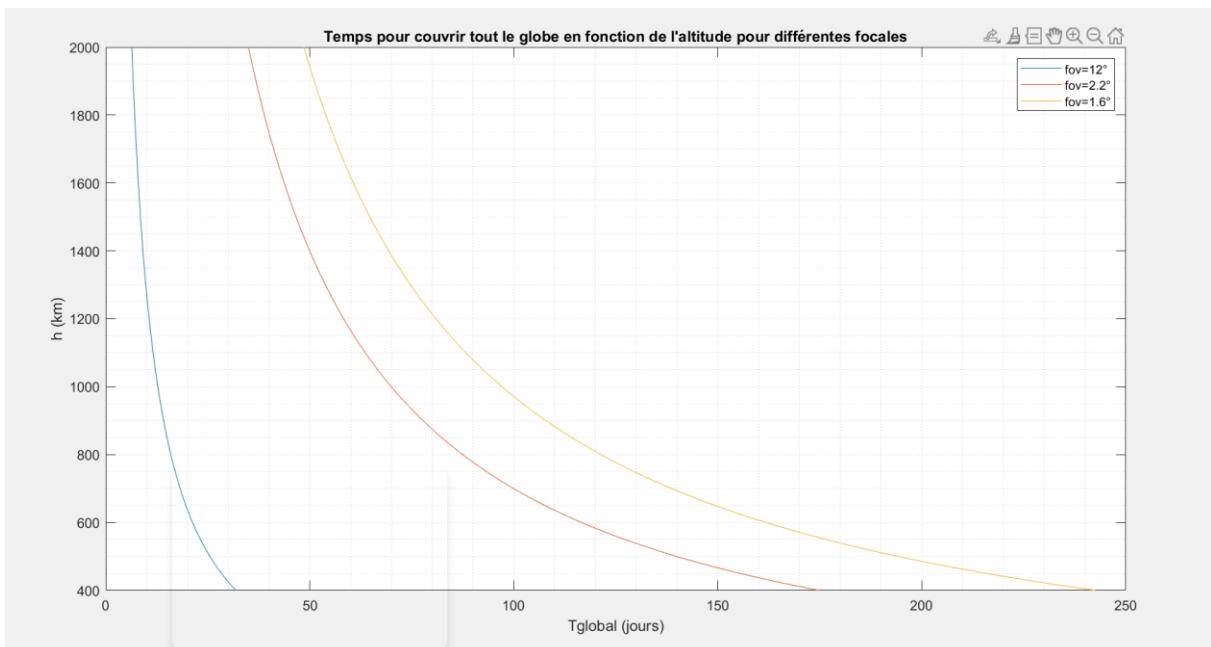


Figure 51 : Temps pour couvrir tout le globe en fonction de l'altitude pour 3 focales

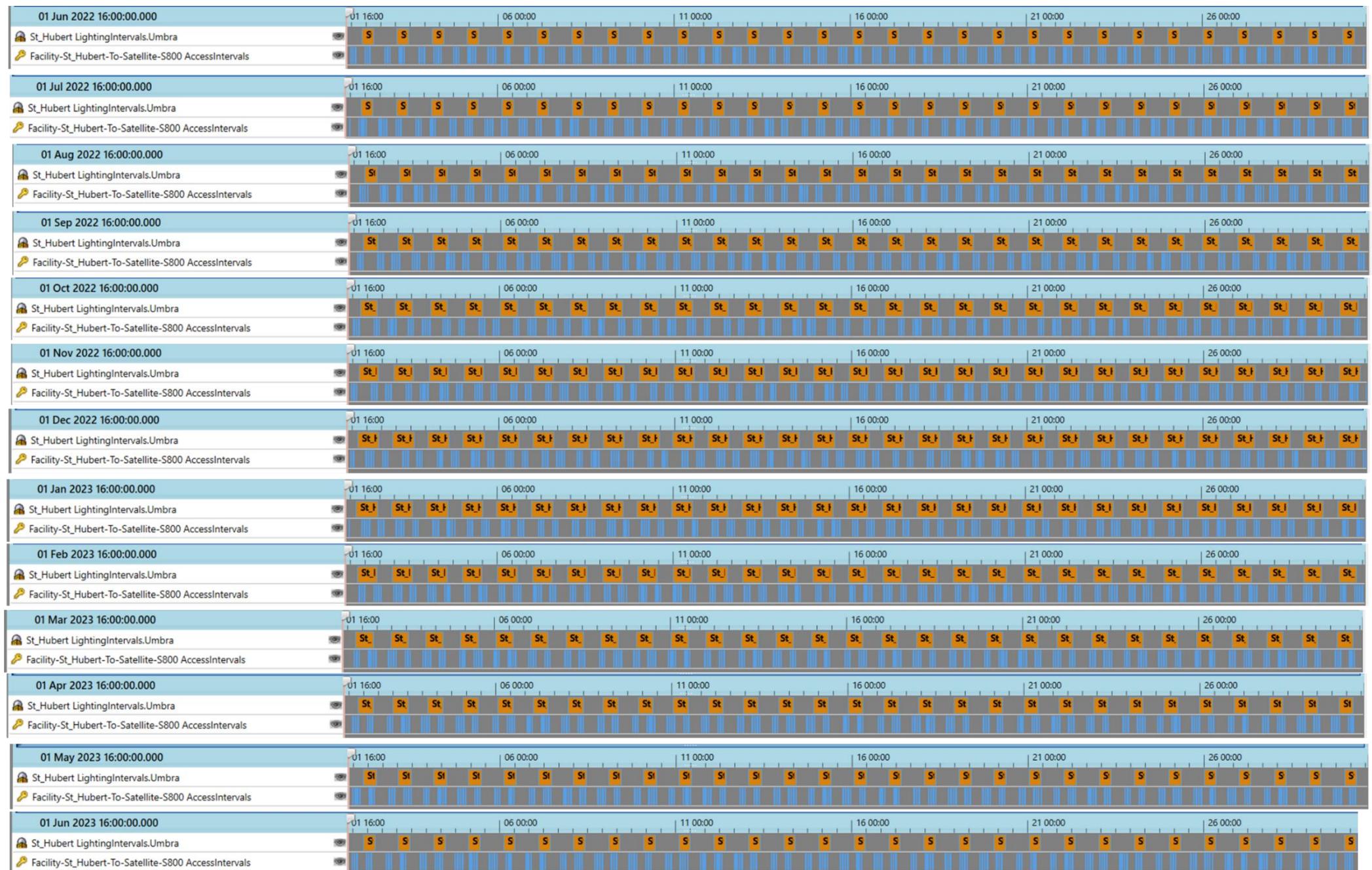


Figure 52 : Accès du satellite pour tous les mois de l'année de Juin 2022 à Juin 2023

Puissance lors de la transmission de nuit									
System Breakdown	Spacecraft Mode								
	Safe Hold			Nominal			Peak		
	Component	Duty Cycle	Power (W)	Total (W)	Duty Cycle	Power (W)	Total (W)	Duty Cycle	Power (W)
Payload									
Telescope	0%	2,4	0	10%	2,4	0,238	10%	5,8	0,58
FSM	0%	0,5	0	10%	0,5	0,050	10%	0,5	0,05
OBC (2)	0%	4,3	0	100%	4,300	4,300	100%	4,3	4,3
Heaters	20%	56	11,2	20%	56,000	11,200	20%	56	11,2
Attitude and Control subsystem									
Attitude sensor	100%	0,67	0,67	100%	0,67	0,67	100%	1,408	1,408
Reaction Wheel	100%	0,5	0,5	100%	0,5	0,5	100%	4	4
Communication									
Transceiver	10%	6	0,6	10%	6	0,6	100%	12	12
GPS	100%	9	9	100%	9	9	100%	9	9
Total Power									
		21,97			26,558			42,538	
Marge (20%)		4,394			5,31			8,51	
Total (W)		26,364			31,87			51,05	

Puissance de jour									
System Breakdown	Spacecraft Mode								
	Safe Hold			Nominal			Peak		
	Component	Duty Cycle	Power (W)	Total (W)	Duty Cycle	Power (W)	Total (W)	Duty Cycle	Power (W)
Payload									
Telescope	0%	2,4	0	0%	2,4	0,000	0%	5,8	0
FSM	0%	0,5	0	0%	0,5	0,000	0%	0,5	0
Memory unit	0%	1,3	0	0%	0,288	0,000	0%	0,288	0
Heaters	0%	56	0	0%	56,000	0,000	0%	56	0
Attitude and Control subsystem									
Attitude sensor	100%	0,67	0,67	100%	0,67	0,67	100%	1,408	1,408
Reaction Wheel	100%	0,5	0,5	100%	0,5	0,5	100%	1,4	1,4
Communication									
Transceiver	0%	6	0	0 ou 100%	6	0	100%	12	12
GPS	100%	9	9	100%	9	9	100%	9	9
Total Power									
		10,17			10,170			23,808	
Marge (20%)		2,034			2,034			4,7616	
Total (W)		12,204			12,20			28,57	

Figure 53 : Détail des calculs de la timeline

## Spacecraft Physical Parameters:

x axis satellite dim., a =	0.2200 m
y axis satellite dim., b =	0.2200 m
z axis satellite dim., c =	0.0640 m
Area of one x panel, Ax = b*c =	0.1901 m <sup>2</sup>
Area of one y panel, Ay = a*c =	0.1901 m <sup>2</sup>
Area of one z panel, Az = a*b =	0.0484 m <sup>2</sup>
Total Spacecraft Area, $A_{SC} = 2(Ax+Ay+Az)$ =	0.8571 m <sup>2</sup>

Input Boxes => [red box]

+x Radiator Area, Arx1 =	0.09560 m <sup>2</sup>
-x Radiator Area, Arx2 =	0.09560 m <sup>2</sup>
+y Radiator Area, Ary1 =	0.09560 m <sup>2</sup>
-y Radiator Area, Ary2 =	0.08500 m <sup>2</sup>
+z Radiator Area, Arz1 =	0.00000 m <sup>2</sup>
-z Radiator Area, Arz2 =	0.04840 m <sup>2</sup>

+x Solar Panel Area, Apx1 =	0.00000 m <sup>2</sup>
-x Solar Panel Area, Apx2 =	0.00000 m <sup>2</sup>
+y Solar Panel Area, Apy1 =	0.2897 m <sup>2</sup>
-y Solar Panel Area, Apy2 =	0.00000 m <sup>2</sup>
+z Solar Panel Area, Apz1 =	0.00000 m <sup>2</sup>
-z Solar Panel Area, Apz2 =	0.00000 m <sup>2</sup>

+x Structure Area, Asx1 =	0.1341 m <sup>2</sup>
-x Structure Area, Asx2 =	0.1351 m <sup>2</sup>
+y Structure Area, Asy1 =	-0.1546 m <sup>2</sup>
-y Structure Area, Asy2 =	0.1051 m <sup>2</sup>
+z Structure Area, Asz1 =	0.0484 m <sup>2</sup>
-z Structure Area, Asz2 =	0.00000 m <sup>2</sup>

Input Boxes => [red box]

## Spacecraft Components Thermo-Optical Properties:

Component a/e Properties	
Solar Absorptivity of Radiators, $\alpha_r$ =	0.09
IR Emissivity of Radiators, $\epsilon_r$ =	0.75

Silver Coated FEP sheldal.com

Solar Absorptivity of Solar Panels,  $\alpha_p$  =

IR Emissivity of Solar Panels,  $\epsilon_p$  =

Solar Absorptivity of External Structures,  $\alpha_s$  =

IR Emissivity of External Structures,  $\epsilon_s$  =

Average Panel a/e Properties	
$\alpha_i$	0.249
$\epsilon_i$	0.245
+x Panel =>	0.076
-x Panel =>	0.076
+y Panel =>	1.356
-y Panel =>	0.357
+z Panel =>	0.040
-z Panel =>	0.750

Average Areas a/e Properties	
$\alpha_i$	1.356
$\epsilon_i$	1.556
Exposed to Sun =>	0.090
Exposed to Earth =>	0.750
Exposed to Deep Space =>	0.467
	0.704

$$\bar{\alpha}_i = \frac{\sum A_j \cdot \alpha_j}{\sum A_j}; \quad \bar{\epsilon}_i = \frac{\sum A_j \cdot \epsilon_j}{\sum A_j}$$

## Spacecraft View Factors:

### Space Craft Surface View Factors with respect to the Sun

View Factor Incident Angle (deg)	View Factor
$F(+x)_{Sun} = \cos[\alpha(\theta)]$	90.0000
$F(-x)_{Sun} = \cos[\alpha(\theta)]$	90.0000
$F(+y)_{Sun} = \cos[\alpha(\theta)]$	0.0000
$F(-y)_{Sun} = \cos[\alpha(\theta)]$	90.0000
$F(+z)_{Sun} = \cos[\alpha(\theta)]$	90.0000
$F(-z)_{Sun} = \cos[\alpha(\theta)]$	90.0000

### Space Craft Surface View Factors with respect to the Earth

View Factor Incident Angle (deg)	View Factor
$F(+x)_{Earth} =$	0.218407
$F(-x)_{Earth} =$	90.0000
$F(+y)_{Earth} =$	0.218407
$F(-y)_{Earth} =$	90.0000
$F(+z)_{Earth} =$	Shadowed
$F(-z)_{Earth} =$	0.789325

### Space Craft Surface View Factors with respect to the Space

View Factor	View Factor
$F(+x)_{Space} = 1 - F(-x)_{Earth}$	0.781593
$F(-x)_{Space} = 1 - F(+x)_{Earth}$	0.781593
$F(+y)_{Space} = 1 - F(-y)_{Earth}$	0.781593
$F(-y)_{Space} = 1 - F(+y)_{Earth}$	0.781593
$F(+z)_{Space} = 1 - F(+z)_{Earth}$	1
$F(-z)_{Space} = 1 - F(-z)_{Earth}$	0.210675

### Spacecraft Areas

Exposed to Sun =>	$A_{SC-Sun} = \Sigma A_i \cdot F(i)_{Sun}$
Exposed to Earth =>	$A_{SC-Earth} = \Sigma A_i \cdot F(i)_{Earth}$
posed to Deep Space =>	$A_{SC-Space} = \Sigma A_i \cdot (1 - F(i)_{Earth})$

## Average Spacecraft Temperature:

$$T_{SC} = \sqrt{\frac{Q_{Sun} + Q_{Albedo} + P_{dis} + A_{SC-Earth} \cdot \epsilon_{SC-Earth} \cdot \sigma \cdot T_{Earth}^4 + A_{SC-Space} \cdot \epsilon_{SC-Space} \cdot \sigma \cdot T_{Space}^4}{\sigma \cdot A_{SC-Earth} + \sigma \cdot A_{SC-Space} + \epsilon_{SC-Space}}}$$

Stefan-Boltzmann Constant;  $\sigma = 5.669E-08 \text{ W/m}^2/\text{K}^4$

Deep Space Temperature,  $T_{Space} = 3 \text{ K}$

Solar Constant,  $S = 1400 \text{ W/m}^2$

Albedo,  $a = 0.3$

Earth Temperature,  $T_{Earth} = 10^\circ \text{C}$

$283 \text{ K}$

Total Satellite Dissipated Power,  $P_{dis \text{ Hot Case}} = 30.7 \text{ W}$

Total Satellite Dissipated Power,  $P_{dis \text{ Cold Case}} = 14.47 \text{ W}$

P heaters = 56

P dis avec heaters = 70.47

Input Boxes => [red box]

## View Factor Calculations to Earth

For an Angled Surface	For a Frontal Surface	For a Level Surface
Earth Radius, R	6371.0000 km	6371.0000 km
Orbit Altitude	800.0000 km	800.0000 km
H	7171.0000 km	7171.0000 km
$h$	1.12556984	1.12556984
$\arccos(1/h)$	0.476862148 rad	0.789324831
$\beta$	0.789324831 rad	
If $\beta \leq \arccos(1/h)$	Dont use this value	
$F_{ij} =$	0.55813694	
If $\beta > \arccos(1/h)$	Use this value	
$x =$	0.516629015	
$y =$	-0.36531188	
$F_{ij} =$	0.548248544	

From a small planar surface tilted to a sphere of radius  $R$ , at a distance  $H$  from centres, with  $h=H/R$ ; the tilting angle  $\beta$

is between the normal and the line of centres.

$F_{ij} = \frac{\cos \beta}{h^2}$

-if  $|\beta| < \arccos(1/h)$  (i.e. plane not cutting the sphere),

$F_{ij} = \frac{1}{\pi h^2} (\cos \beta \arccos y - x \sin \beta \sqrt{1-y^2})$

+  $\frac{1}{\pi} \arctan \left( \frac{\sin \beta \sqrt{1-y^2}}{x} \right)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

$F_{ij} =$

$\frac{\cos \beta}{h^2}$

-if  $|\beta| > \arccos(1/h)$  (i.e. plane cutting the sphere),

$F_{ij} = \frac{1}{\pi h^2} (\cos \beta \arccos y - x \sin \beta \sqrt{1-y^2})$

+  $\frac{1}{\pi} \arctan \left( \frac{\sin \beta \sqrt{1-y^2}}{x} \right)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt{h^2 - 1}$ ,  $y = z \cot(\beta)$

with  $x = \sqrt$

## REFERENCES

Liens ayant servi au choix du type d'orbite

- [https://en.wikipedia.org/wiki/Sun-synchronous\\_orbit](https://en.wikipedia.org/wiki/Sun-synchronous_orbit)
- [https://en.wikipedia.org/wiki/Molniya\\_orbit](https://en.wikipedia.org/wiki/Molniya_orbit)
- [https://en.wikipedia.org/wiki/Geosynchronous\\_orbit](https://en.wikipedia.org/wiki/Geosynchronous_orbit)
- [https://en.wikipedia.org/wiki/Geostationary\\_orbit](https://en.wikipedia.org/wiki/Geostationary_orbit)
- [https://en.wikipedia.org/wiki/Tundra\\_orbit](https://en.wikipedia.org/wiki/Tundra_orbit)

Liens ayant servi au choix du télescope avec spécifications

- <https://satsearch.co/products/kairospace-22mm-optical-system?fbclid=IwAR28eGxe0VINJwWqq7hLn5u-wkz7mGNKDgN8Lj1dI59MeI0Qw8FA56k57U>
- <https://satsearch.co/products/simera-sense-hyperscape100>
- <https://satsearch.co/products/simera-sense-multiscape200-cis>
- <https://satsearch.co/products/simera-sense-multiscape100-cis>

Lien ayant servi au choix du fast steering mirror avec spécifications

- <https://bluehalo.com/product/fast-steering-mirror-fsm/>
- <https://satsearch.co/products/applied-technology-associates-fast-steering-mirrors>

Lien de l'ordinateur et du stockage de mémoire

- <https://www.aac-clyde.space/what-we-do/space-products-components/command-data-handling>

Liens ayant servi au choix du lanceur avec manuel

- <https://www.virginorbitns.com/>
- <https://www.rocketlabusa.com/launch/electron/>
- <https://rideshare.spacex.com/search?orbitClassification=2&launchDate=2022-10-10&payloadMass=100>

Lien du capteur solaire et du magnétomètre

- <https://www.solar-mems.com/solar-tracking/>

Liens ayant servi au choix du traqueur d'étoiles

- <https://www.rocketlabusa.com/space-systems/satellite-components/star-trackers/>
- <https://satsearch.co/products/bluecanyontech-standard-nst-star-tracker>

Liens ayant servi au choix des roues de réaction

- <https://satsearch.co/products/berlin-space-tech-rwa05>
- <https://satsearch.co/products/tamagawa-seiki-reaction-wheel-for-microsatellite>

Liens ayant servi au choix des DC-DC

- [http://www.irf.com/parametric-search/\\_N~1njrxc?refined=true&Dy=1&Ntk=P\\_Code&Ntt=\\*&m3l\\*s\\*&Nty=1](http://www.irf.com/parametric-search/_N~1njrxc?refined=true&Dy=1&Ntk=P_Code&Ntt=*&m3l*s*&Nty=1)
- <https://www.craneae.com/interpoint-mhf-series-plus>

Lien du GPS avec spécification

- <https://satsearch.co/products/general-dynamics-sentinel-m-code-gps-receiver>

Lien des panneaux solaires avec spécification

- <http://www.azurspace.com/index.php/en/products/products-space/space-solar-cells>

Lien des cellules de batterie avec spécification

- <https://gomspace.com/shop/subsystems/power/nanopower-bp4.aspx>

Lien de l'OBC Q8S avec spécification

- <https://xiphos.com/products/>

Lien des radiateurs avec spécification

- <https://www.tmt-ipe.com/spacecraft-radiators>

Lien du revêtement des radiateurs avec spécification

- <https://www.sheldahl.com/markets/sheldahl-aerospace-technologessat>

Lien des MLI avec spécification

- <https://makesat.com/en/products/multi-layer-insulation-mli-super-insulation-si>

Lien des heaters avec spécification

- <https://www.omega.com/en-us/industrial-heaters/surface-heaters/flexible-heaters/khr-khly-kh/p/KH-412-5>

Lien du HPD avec spécification

- <https://satsearch.co/products/terma-heater-power-distribution-module>

Lien des capteurs de température avec spécification

- <https://www.ist-ag.com/en/products-services/temperature-sensors>

Lien ayant servi au choix du transceiver band S

- <https://www.iq-spacecom.com/products/slink-phy>

Lien ayant servi au choix des antennes

- <https://www.iq-spacecom.com/products/antenna-s-band>

Documents d'informations générales :

- « SATELLITE COMMUNICATION-AN INTRODUCTION », s. d.
- Graziani, Filippo. « Micro & Nano satellites present and future », s. d.
- Di Domizio, Davide, et Pablo Gaudenzi. « A Model for Preliminary Design Procedures of Satellite Systems », s. d.
- J. KRAMER, HERBERT, et P. CRACKNELL. « An overview of small satellites in remote sensing », s. d.
- LEPAGE, Anne Claire. « Introduction aux télécommunications par satellites ». Telecom Paris Tech, s. d.
- KENDALL, MEURPHY. « LASER COMMUNICATION RELAY DEMONSTRATION (LCRD) ». NASA, s. d.  
<https://esc.gsfc.nasa.gov/projects/LCRD?tab=optical%20infusion>.
- Dr. JOHN, J. DEGAN. « The History and Future of Satellite Laser Ranging ». NASA, Sigma Space, s. d. [https://ilrs.gsfc.nasa.gov/docs/2006/degnan\\_0603.pdf](https://ilrs.gsfc.nasa.gov/docs/2006/degnan_0603.pdf).
- « Faisceau gaussien ». Wikipédia, s. d. <https://fr.wikipedia.org/wiki/Faisceau>
- « Spacecraft Thermal Control Coatings References ». Lonny Kauder, NASA.
- « Spacecraft Thermal Control Handbook Volume 1». David G. Gilmore, Second Edition.
- <https://batteryuniversity.com/article/bu-808-how-to-prolong-lithium-based-batteries> Hughes, Peter C. Spacecraft attitude dynamics, s.d
- Techniques de l'ingénieur. « Compatibilité électromagnétique-Modes de transmission ». Gui-Gérard CHAMPIT s.d.
- « State-of-the-Art Small Spacecraft Technology ». NASA s.d.
- <https://radhome.gsfc.nasa.gov/radhome/papers/seespec.htm>. Nasa
- <https://llis.nasa.gov/lesson/792> Nasa.
- [https://www.researchgate.net/publication/224250492\\_Design\\_and\\_analyse\\_space\\_radiation\\_shielding\\_for\\_a\\_Nanosatellite\\_in\\_low\\_earth\\_orbit\\_LEO](https://www.researchgate.net/publication/224250492_Design_and_analyse_space_radiation_shielding_for_a_Nanosatellite_in_low_earth_orbit_LEO)