



Projet de dimensionnement

Etude de la plateforme dans le cadre du développement du CubeSat 3U

Jamil Usman & Seridj Kevin

Table des matières

Introduction	3
1. Projet CubeSats	4
1.1 Objectifs scientifiques	4
1.2 Planification d'un programme spatiale	4
1.3 Organisation	5
2. La Plateforme	6
2.1 Définition	6
2.2 Les composants	6
2.3 Le CubeSat 3U dimensions, poids, caractéristiques	7
2.4 Le système de lancement	8
2.5 Les panneaux solaires	9
2.5.1 Les satellites AGCAM	9
3 Les radiations	11
3.1 L'origine des particules	11
3.1.1 Les particules solaires	11
3.1.2 Les particules cosmiques	14
3.1.3 Les particules piégées	15
3.1.3.1 Les ceintures de radiations (Van Allen)	15
3.1.3.2 L'anomalie Atlantique Sud	16
3.2 Dose de radiation	17
4 Comparaison des composants ISISpace et ClydeSpace	19
4.1 EPS	19
4.1.1 Les batteries	19
4.1.2 Les Panneaux solaires	21
4.1.3 PDM	23
4.1.4 Power System	23
4.2 Onboard Computer	26
4.3 Structure	27
Conclusion	28
Bibliographie & Contactes	29

Introduction

En 1999, les Universités de Stanford et Caltech ont démarré le programme CubeSAT, afin de permettre aux personnes, aux universités et aux entreprises de lancer dans l'espace des expériences scientifiques à un coût réduit.

Ce programme, qui s'est avéré un grand succès, a ainsi donné la possibilité à divers organismes de pouvoir concevoir leur propre satellite. Aujourd'hui des pays tels que le Japon, les Etats-Unis, l'Allemagne et le Danemark ont déjà lancé plus d'un CubeSat dans l'espace. Pour la France, à l'heure actuelle on ne compte qu'un seul projet. Il s'agit du CubeSat Robusta conçue par les étudiants de l'université de Montpellier.

En 2012, dans le cadre du LabEx(laboratoire d'excellence) UnivEarthS, l'université Paris Diderot s'est vue proposer un projet CubeSAT . L'objectif étant de faire réaliser par 5 générations d'étudiants un satellite qui soit prêt à lancer d'ici 5 ans. Ce projet s'appuie sur l'expertise scientifique et technique des laboratoires en sciences de la Terre et de l'Univers de Paris Diderot (AIM, APC et IPGP). Il est également soutenu par le CNES (Centre national d'études spatiales) qui en est le partenaire.

Pour la première année, il s'agissait de dimensionner et également d'identifier les sous-systèmes du satellite .Pour cela plusieurs groupes ont été formés pour répartir le travail. Les principaux sujets d'étude étaient : la charge utile, la plateforme, l'orbitographie et la télémétrie. Ainsi chaque groupe a travaillé sur un sujet particulier.

Dans ce dossier nous allons présenter le travail de recherche que nous avons mené pour ce CubeSat. Le sujet d'étude, que nous avons choisi de traiter, était la plateforme. Nous allons donc montrer à travers ce dossier tous les résultats que nous avons obtenus.

1. Le Projet CubeSat

1.1 Objectifs scientifiques

Le projet confié aux étudiants de l'Université Denis Diderot, est de développer un satellite capable de faire des mesures dans des zones de l'espace présentant une population importante de particules (électrons).

La mission proposée consiste plus précisément à étudier le flux et le spectre des électrons de 1-20 MeV et des gammas dans l'Anomalie Sud-Atlantique et les cornets polaires. En effet, ces deux zones présentent un affaiblissement du champ magnétique terrestre, et par conséquent un accroissement de la densité de particules énergétiques.

Le CubeSat une fois lancé, sera placé sur une orbite basse, et pourra en plus des mesures citées précédemment enregistrer le flux gamma en provenance du soleil. Les données recueillies seront utilisées pour mieux comprendre la magnétosphère terrestre, ainsi que ses relations avec l'activité solaire, et pour la météo spatiale.

1.2 Planification d'un programme spatiale

La gestion d'un projet spatiale se décompose en plusieurs phases, on distingue ainsi :

- La phase 0 : Premières études de faisabilité et de dimensionnement.
- La phase d'étude de concept (phase A): On exprime et finalise les besoins. On étudie des solutions et pour chacune d'entre elles, on évalue la faisabilité en identifiant les contraintes liées aux coûts, opérations, plannings et organisation.
- La phase de définition préliminaire (Phase B): Il s'agit d'une phase où l'on sélectionne les solutions techniques pour les concepts déterminés en phase A. On confirme la faisabilité technique par l'étude des techniques, technologies réduisant les risques de développement, par l'évaluation des coûts, et par l'établissement d'un plan de mangement complet.
- La phase de définition détaillée (Phase C): On étudie la solution technique retenue et on conçoit l'engin de façon détaillée.
- La phase de construction (Phase D): On fabrique le système et on test ces différents composants pour vérifier leurs performances.
- Les phases E/F : Elles comprennent le lancement du véhicule, la réception et l'analyse des données, et la clôture du projet.

Le projet CubeSat a démarré vers la deuxième moitié de l'année 2012. Le planning qui a été mis en place par les superviseurs prévoit la phase 0/A jusqu'à fin juin 2013. Durant cette période l'objectif est de faire un dimensionnement préliminaire du satellite. Il s'agit d'identifier et de caractériser la mission, de rechercher des solutions en prenant en compte les contraintes opérationnelles et donc d'évaluer leurs faisabilités.

1.3 Organisation

La première étape du projet était d'établir des groupes de travail afin de pouvoir traiter simultanément plusieurs sous-systèmes de l'engin spatial. Parmi les sujets proposés, on avait un groupe qui s'occupait de la charge utile, un autre de l'orbitographie et un de la plateforme.

Dans la constitution de ces groupes on comptait des étudiants de l'école d'ingénieur Denis Diderot, mais également des étudiants en provenance de diverses formations de l'Université Paris 7 tel que de Master, de Licence...

Une fois le travail réparti, chaque groupe se devait d'étudier sa partie et d'en faire connaître ces résultats lors d'une réunion qui se tenait une fois par mois. Pour mener leurs recherches ils pouvaient compter sur l'expérience des chercheurs et ingénieurs des laboratoires spatiaux d'UnivEarthS (AIM, APC et IPGP).

Concernant notre sujet d'étude, nous avons organisé notre travail de la façon suivante :

- Etude des différentes plateformes pour CubeSat en fonction des dimensions, du poids et des matériaux.
- Etude des systèmes de lancement, et de leurs fonctionnements.
- Etude des autres projets nanosat pour comprendre notamment la disposition des panneaux solaires.
- Tenues en radiation et en température des composants électroniques embarqués.
- Comparaison des produits de deux fournisseurs pour l'établissement du budget.

2. La Plateforme

2.1 Définition

Le plateforme ou module de service est une structure d'accueil pour les principaux sous-ensembles fonctionnels du satellite.

Elle assure les fonctions :

- d'interface mécanique avec le lanceur
- de génération et stockage de l'énergie
- de contrôle de l'attitude du satellite (orientation dans l'espace) et de son orbite (position dans l'espace),
- de gestion des informations recueillies sur l'état de tous les sous-ensembles au moyen d'une intelligence embarquée, le logiciel de vol,
- de liaisons avec le sol pour le suivi (télémétrie), le contrôle (télécommande) et la localisation par le sol,
- d'embarquement des charges utiles, garantissant une grande stabilité de positionnement.

2.2 Les composants

Les composants qui vont s'insérer dans la structure sont de deux types :

Interne:

- Les capteurs de positions
- La batterie
- Une carte (ordinateur de bord)
- Instrument permettant la communication au sol

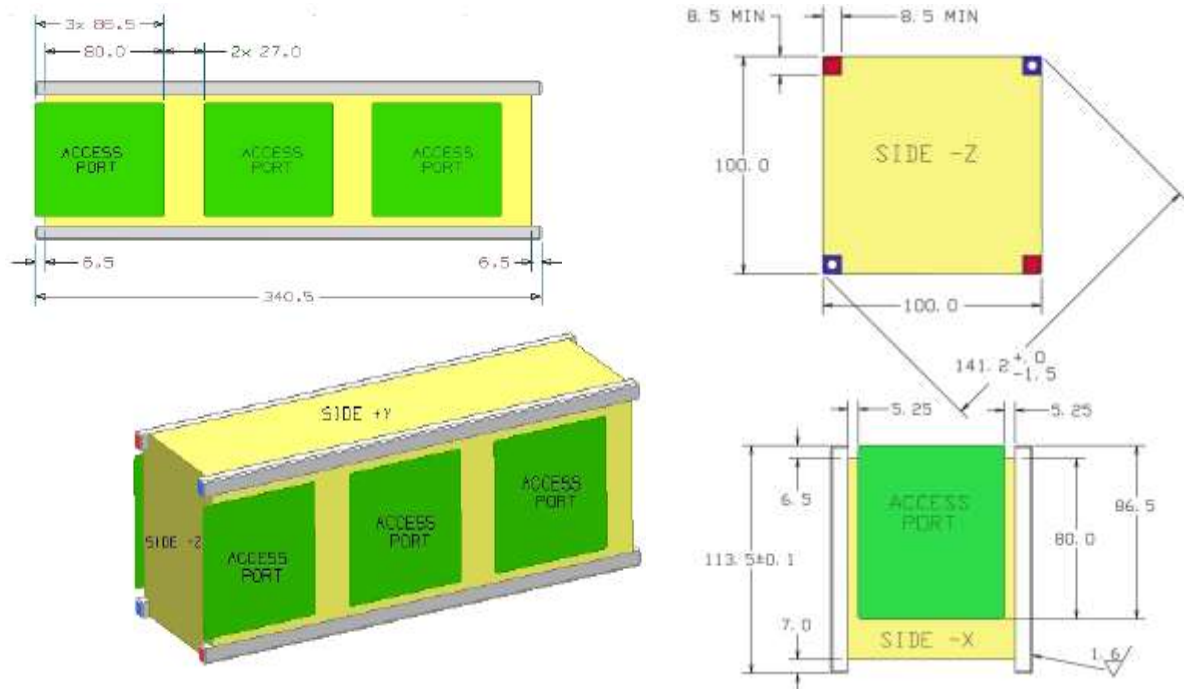
Externe:

- Les panneaux solaires
- Deux antennes

Lors du choix de ces composants, il est indispensable de tenir compte de l'espace accueil disponible, mais également du poids total que la plateforme peut supporter. Toutes ces caractéristiques sont évoquées dans la partie suivante.

2.3 Le CubeSat 3U dimensions, poids, caractéristiques

Les dimensions externes et internes du CubeSat 3U qui sont présentées sur les schémas suivants sont des dimensions standards :



Un CubeSat 3U comparé à un CubeSat 1U présente une longueur et un volume d'accueil 3 fois plus important.



- Dimension : 10cmx10cmx10cm
- Volume : 1 Litre
- Masse : 1.33 kg



- Dimension : 30cmx10cmx10cm
- Volume : 3 Litre
- Masse : < 4kg

Les masses qui sont indiquées ci-dessus représentent les masses que la plateforme + la charge utiles ne doivent pas dépasser. Ceux sont des limites imposées par les fournisseurs de CubeSat.

2.4 Le système de lancement

Le système de lancement pour le CubeSat est le Poly Picosat Orbital Deployer, ou P-Pod. Il s'agit d'un système de lancement standard, conçu seulement pour les CubeSats. Il permet au CubeSat de pouvoir intégrer un lanceur en tant que passager secondaire.

Le P-Pod a été développé pour assurer la sécurité des CubeSats et celle du satellite principale. Il joue le rôle d'interface entre le lanceur et les satellites, son volume permet d'accueillir soit 3 CubeSat 1U ou 1 CubeSat 3U.



Le P-Pod comme on peut le voir ci-dessus est équipé d'une porte et d'un ressort compressé dans le fond.

Le principe de fonctionnement de ce déployeur est assez simple : lorsque le lanceur a atteint l'altitude désirée, un signal déclenche l'ouverture de la porte, et le ressort qui était comprimé se décontracte et expulse le satellite hors du P-Pod.

2.5 Les panneaux solaires

La source d'énergie principale présente dans l'espace est l'énergie solaire. C'est une source continue et inépuisable qu'un satellite peut capter grâce à des panneaux solaires et utiliser pour assurer son fonctionnement.

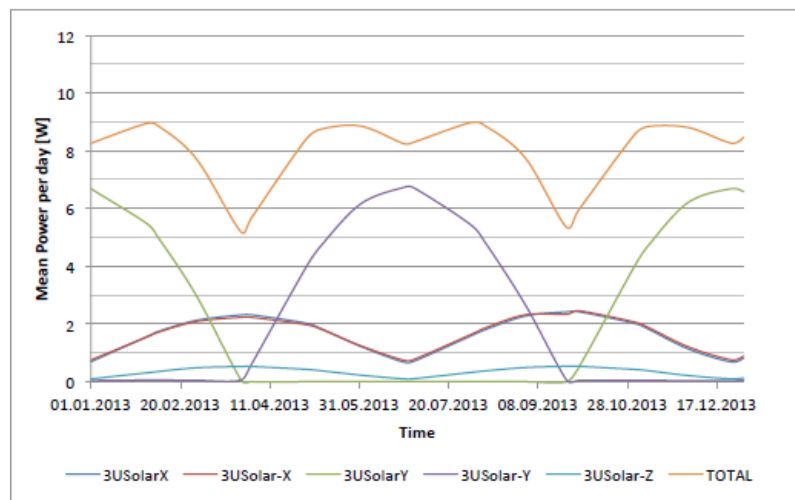
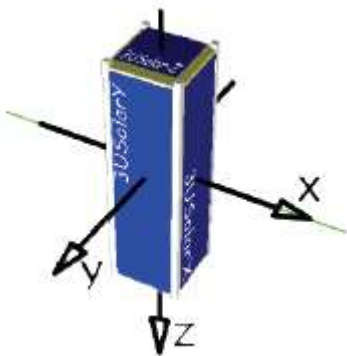
Dans le dimensionnement d'un satellite, il est essentiel de connaître ces besoins en puissance électrique. En effet, cela permet de déterminer le nombre de panneaux solaires à placer sur le satellite, et ainsi assurer la fourniture d'énergie.

Dans cette partie, nous allons présenter l'étude que nous avons menée sur les systèmes de puissances spatiaux utilisés sur des projets de CubeSats 3U. Durant cette étude nous avons cherché des éléments de réponse à certaines questions essentielles :

- Où peut-on mettre des panneaux solaires sur un CubeSat ? Et combien ?
- Quelles sont les contraintes ?

2.5.1 Le satellite AGCAM

Il s'agit d'un CubeSat 3U, il est représenté ci-dessous avec ces 3 axes, sa trajectoire est parallèle à l'axe X.



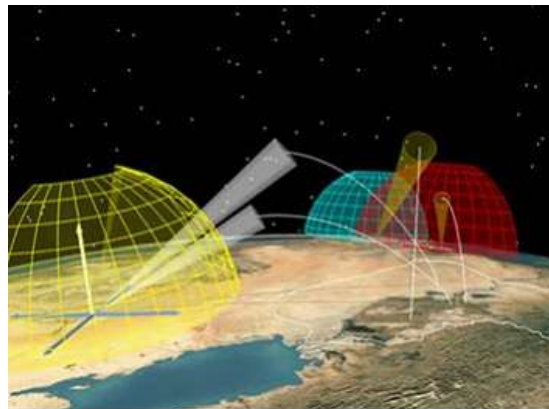
Sur le graphe on peut lire la puissance moyenne reçue par chacune des faces. Ce satellite possédait au départ des panneaux solaires sur 5 faces : 3UsolarX, 3Usolar -X, 3UsolarY, 3Usolar-Y et 3Usolar-Z. Les étudiants qui le conçoivent ont décidé de retirer les panneaux solaires sur la face -Y. Ils ont constaté que les faces Y et -Y ne pouvaient détecter

le flux solaire en même temps. En effet le graphe montre que tous les six mois seulement une des deux faces reçoit la puissance solaire.

Ainsi pour économiser en terme de poids et de coût, le satellite effectue une rotation pour placer l'axe Y en face du soleil. Selon cette configuration le satellite produit en moyenne 8W par jour.

Dans le dimensionnement du satellite AGCAM, le logiciel « Satellite tool Kit » à été utilisé pour simuler l'énergie solaire détectée par chaque surface du CubeSat durant une année.

Il s'agit d'un logiciel qui permet de modéliser le comportement d'un satellite sur une orbite. Nous pensons qu'il serait intéressant que ce programme soit mis à la disposition des étudiants.



En fonction du nombre de panneaux solaires, et de l'orbite on pourra simuler le comportement de notre CubeSat, ainsi choisir suivant les modèles présentés ci-dessous le mieux adapté en terme de coût, d'énergie et de poids pour notre projet.



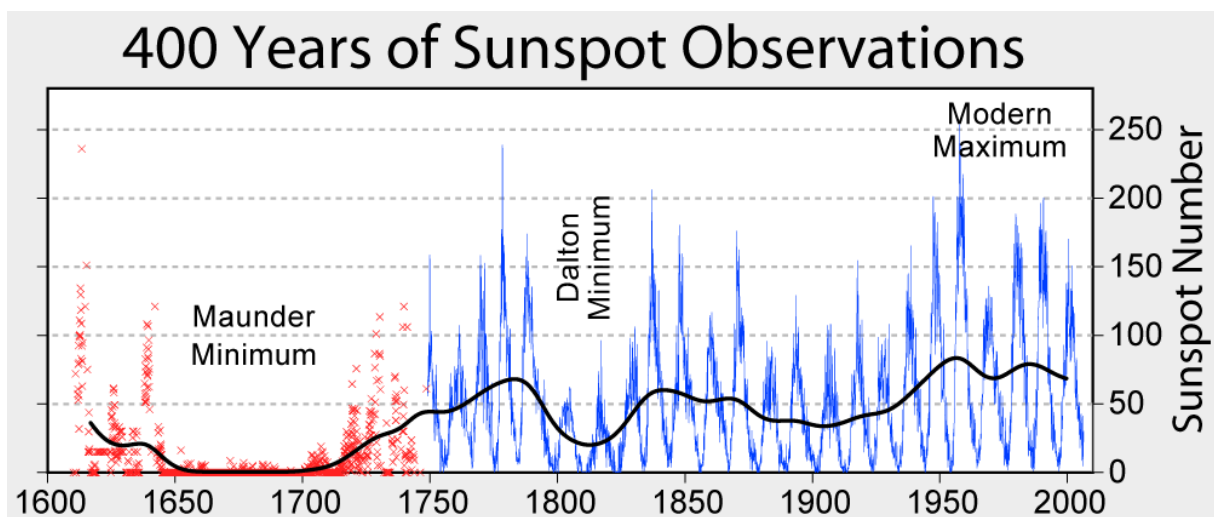
3. Les Radiations

3.1. L'origine des particules

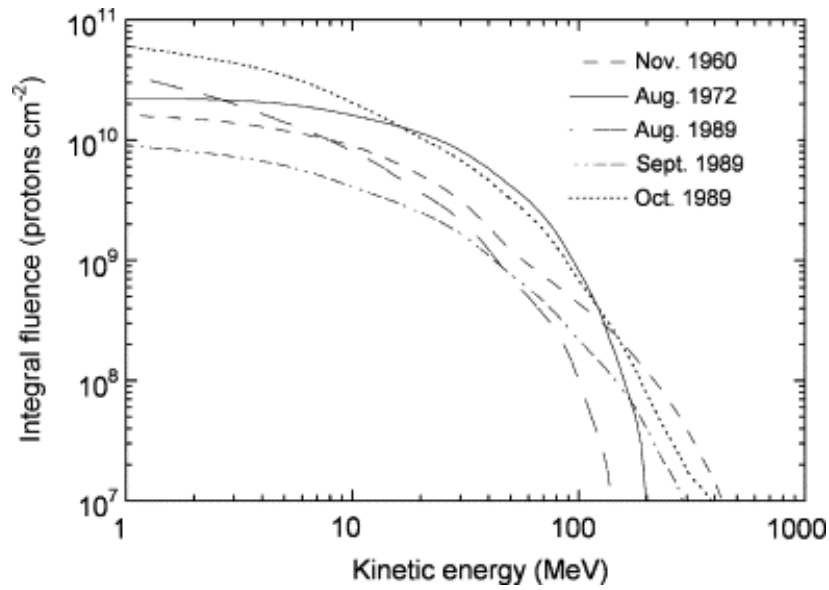
Les particules proviennent de divers endroits et elles sont causées par différents phénomènes. Afin de pouvoir dimensionner au mieux notre CubeSat, nous avons trouvé important de dénombrer les différentes sources de radiation.

3.1.1) Les particules solaires

Ce graphe représente les cycles solaires depuis 400 ans. On remarque bien que les cycles se suivent mais ne se ressemblent pas. On peut voir des cycles périodique de $11 \text{ ans} \pm 2 \text{ ans}$. Avec en moyenne 7 ans de soleil actif et 4 ans de soleil calme.

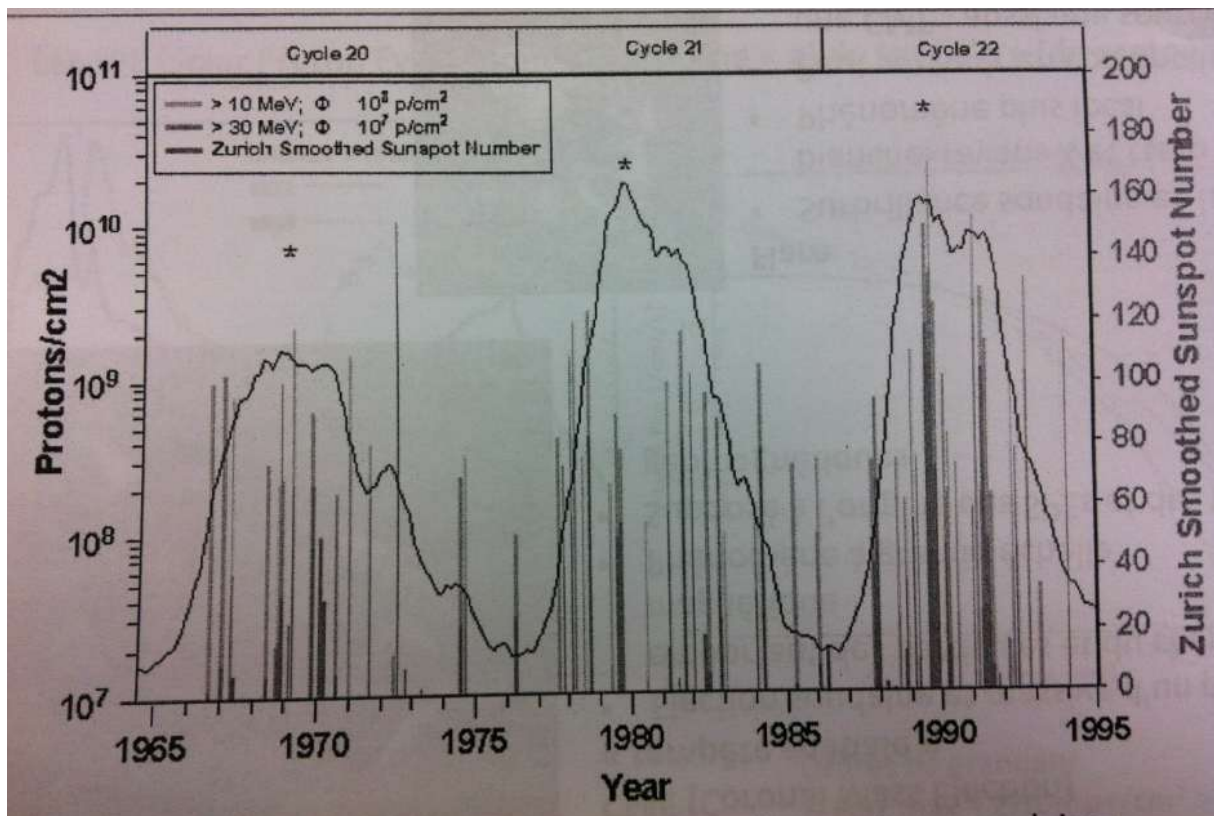


Ces événements solaires sont comme une « pluie spatiale » de protons. Elles sont de différents types, c'est-à-dire qu'elles peuvent être graduel (jours riches en protons) ou bien impulsif (heures riches en protons et ions). Pour avoir une idée de l'ordre de grandeur de leurs flux, on présente le graphe suivant :



On estime un flux maximum à environ $2 \cdot 10^{10}$ p+/cm² pour des énergies supérieures à 10 MeV. Et on a des flux qui ont une énergie maximum allant de 300 MeV à 1 GeV.

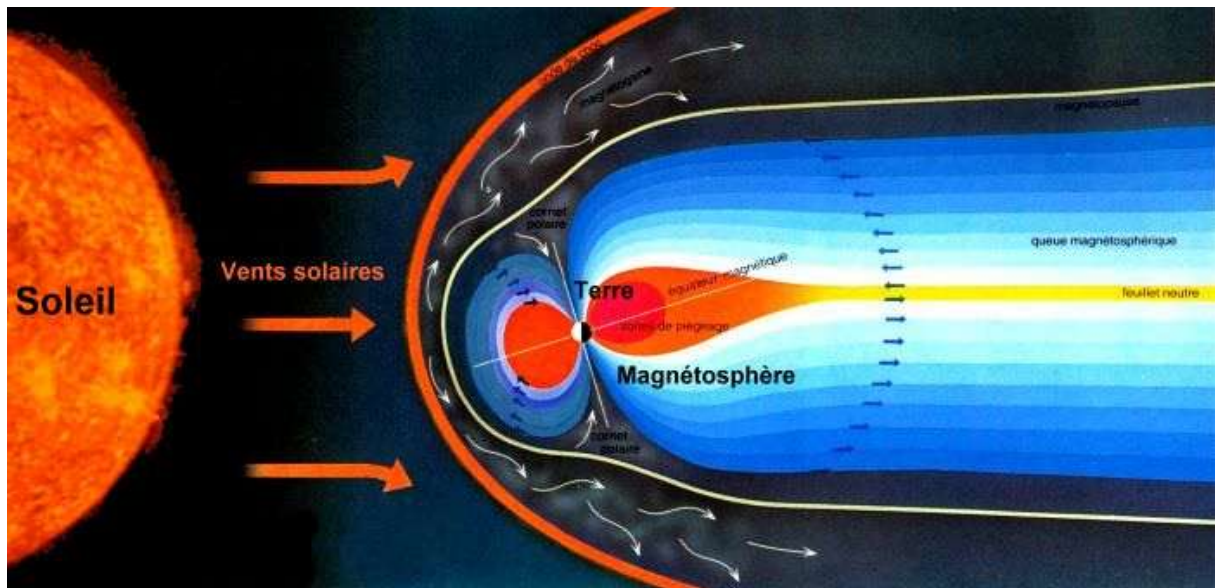
On remarque sur le graphe ci-dessous que les SPEs (Solar Proton Event) sont plus fréquents pendant les maximums solaires, mais ces événements peuvent aussi survenir lors des minimums solaires (cependant ils restent peu fréquents).



Nous allons maintenant parler de l'effet de bouclier magnétique. Il existe un endroit qui s'appelle la magnétopause, cet endroit est le lieu où le vent solaire interagit avec le champ magnétique.

Le blindage magnétosphérique :

Sur cette courbe, on peut voir que la magnétosphère protège relativement bien la terre à l'exception des pôles.



La terre est relativement bien protégée des SPEs par son champ magnétique (bouclier magnétosphérique). De plus le vent solaire (émission continue de faible énergie différente des SPEs) déforme la magnétosphère. On a une compression du côté jour et une forte élongation du côté nuit. Tout cela crée des phénomènes de reconnexion magnétique au niveau de la queue de la magnétosphère. Ce qui a pour conséquences de permettre à des particules d'y pénétrer.

Pour résumer, on a :

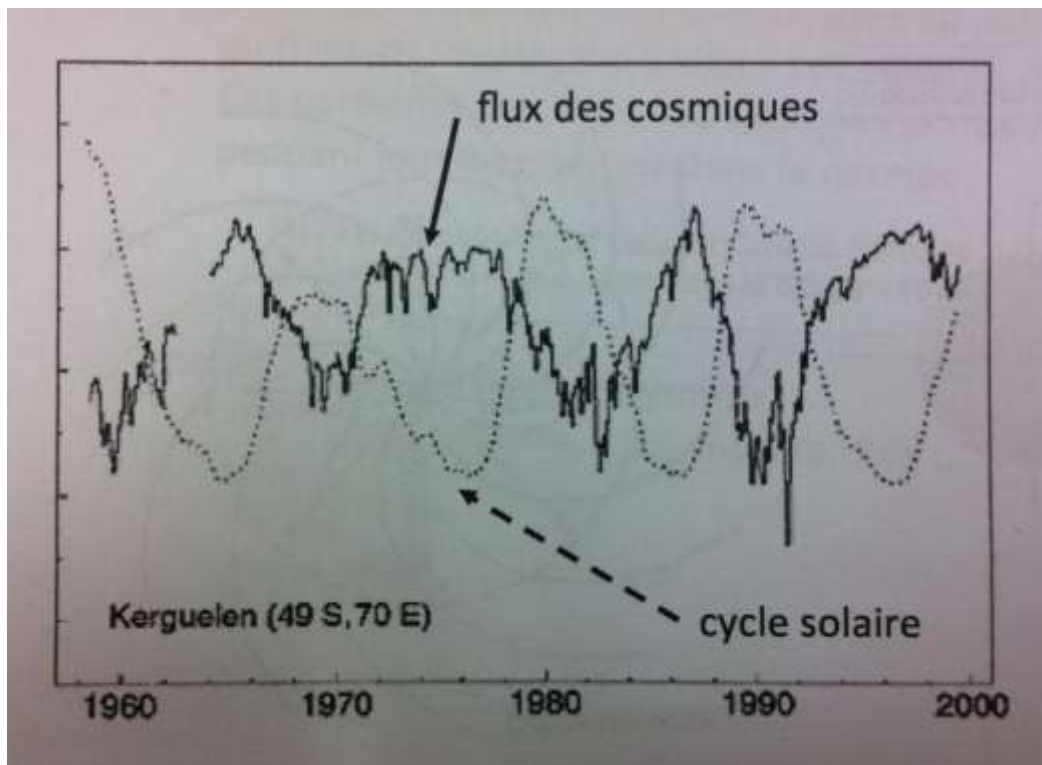
- Le soleil émet des particules énergétiques (<GeV) en grand nombre ($> 10^9/cm^2$) dont les flux sont très variables
- L'activité solaire obéit à un cycle de 11 ans (7ans actif et 4ans calme)
- Les événements solaires sont de différents types : en durée (quelques heures ou plusieurs jours), en fréquence (plus en maximum solaire et quelques uns pendant les minimum solaire) et en espèces de particules (riches en protons ou en ions)
- La magnétosphère offre une protection naturelle, sauf près des pôles (cornets polaires)

3.1.2) Les particules cosmiques

Au même titre que le soleil, les autres étoiles émettent aussi des particules que l'on retrouve au voisinage terrestre. Ces particules sont appelées « rayons » cosmiques. Ce sont des noyaux produit par les étoiles.

Ces particules sont très énergétiques (\gg GeV) car elles ont subi de nombreuses accélérations pendant leur long périple dans le cosmos.

Cependant on peut voir sur la courbe suivante que le flux de ces particules cosmiques varie en fonction du cycle solaire. Lorsque le soleil est calme, son champ magnétique rétrécit et de ce fait on n'est moins protégé des particules cosmiques. Mais lorsque le soleil est actif, son champ magnétique s'agrandit et de ce fait il y a moins de particules cosmiques.



Pour atteindre le voisinage terrestre, les particules cosmiques doivent subir le blindage magnétique offert par l'héliosphère (Soleil) puis par la magnétosphère (Terre).

Remarque : Il est donc primordial de réaliser notre mission durant une période où le soleil est actif afin de réduire le flux des cosmiques qui sont des particules très énergétiques.

3.1.3) Les particules piégées

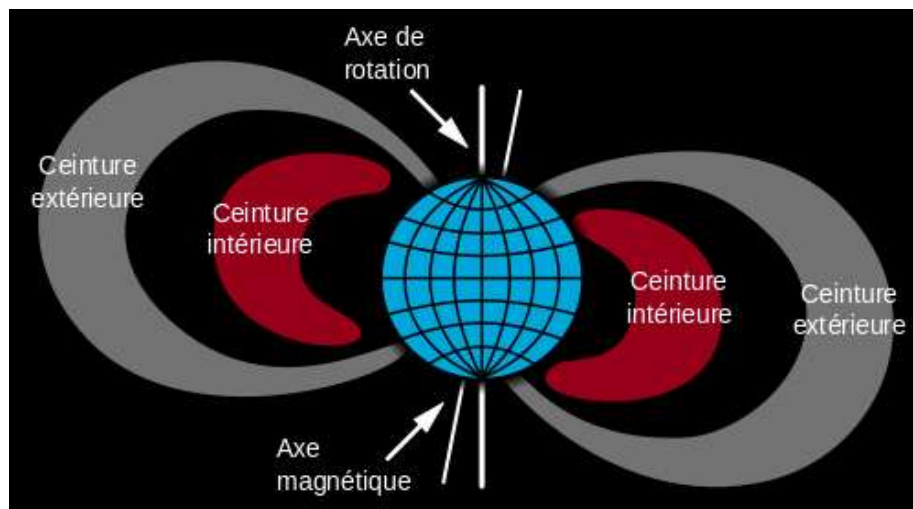
3.1.3.1) Ceintures de radiations (Van Allen)

Ces ceintures sont composées de particules qui ont été piégées par le champ magnétique terrestre. Il existe deux ceintures, la première est la ceinture interne et la seconde est la ceinture externe.

Cette première ceinture est située entre 700 km et 10 000 km d'altitude. Elle est peuplée de protons et d'électrons issus de l'impact des ions cosmiques et solaires sur l'atmosphère. Ces particules sont très énergétiques (> 100 MeV, avec jusqu'à plus de 10 000 particules / cm^2 / s).

La ceinture externe est située entre 13 000 km et 65 000 km d'altitude. Elle est peuplée d'électrons. Ces particules sont aussi très énergétiques (< 5 MeV, avec jusqu'à plus de 1 000 particules / cm^2 / s).

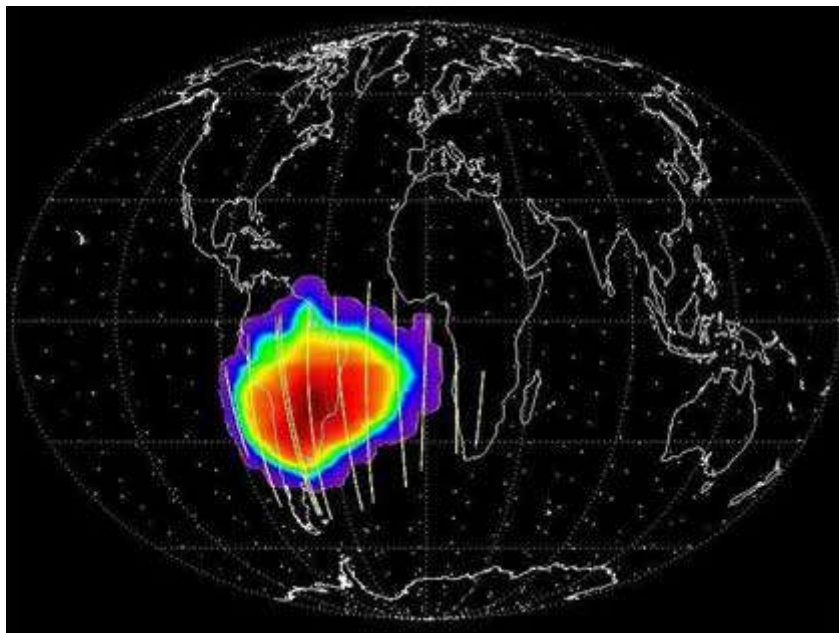
De plus, les particules constituant ces deux ceintures se déplacent à très grande vitesse entre le pôle nord et sud magnétique au sein des ceintures.



Remarque : Il est donc important de prendre en compte cette ceinture interne, car notre mission ne sera pas loin de celle-ci. On espère être à une orbite polaire de 600 km.

3.1.3.2) L'Anomalie Sud Atlantique

Cette anomalie est due à la ceinture de Van Allen interne. C'est le lieu où la ceinture interne est la plus proche de la surface terrestre. Ceci est causé par le fait qu'il y a un décentrement d'environ 500 km du dipôle magnétique terrestre. Et comme les lobes des ceintures de Van Allen sont disposés symétriquement par rapport à l'axe du magnétisme terrestre. C'est ce qu'il fait que la ceinture interne est plus proche de la surface terrestre au niveau du Brésil.



Pour résumer, on a :

- Rayons cosmiques : très énergétiques (\gg GeV), par contre elles sont moins nombreuses (2-4/cm²/s pour les protons)
- Pour atteindre le voisinage terrestre, les particules cosmiques doivent subir le blindage magnétique offert par l'héliosphère (Soleil)
- Le flux des cosmiques est anti-corrélé avec le cycle solaire
- Le champ magnétique terrestre joue le rôle de bouclier vis-à-vis des particules spatiales solaires et cosmiques (ce bouclier piège les particules moins énergétiques dans les **ceintures de Van Allen**)
- Le bas de la ceinture interne de Van Allen est plus proche de la Terre au-dessus d'une région située au large du Brésil (en altitude), c'est l'anomalie sud atlantique.

3.2) Dose de radiation

Après avoir vu brièvement les différents types de particules nous allons nous pencher sur la dose de radiation que subira notre CubeSat. Pour cela nous allons nous inspirer d'une étude effectuée par des étudiants américains dans le cadre du design et de l'analyse d'une mission CubeSat.

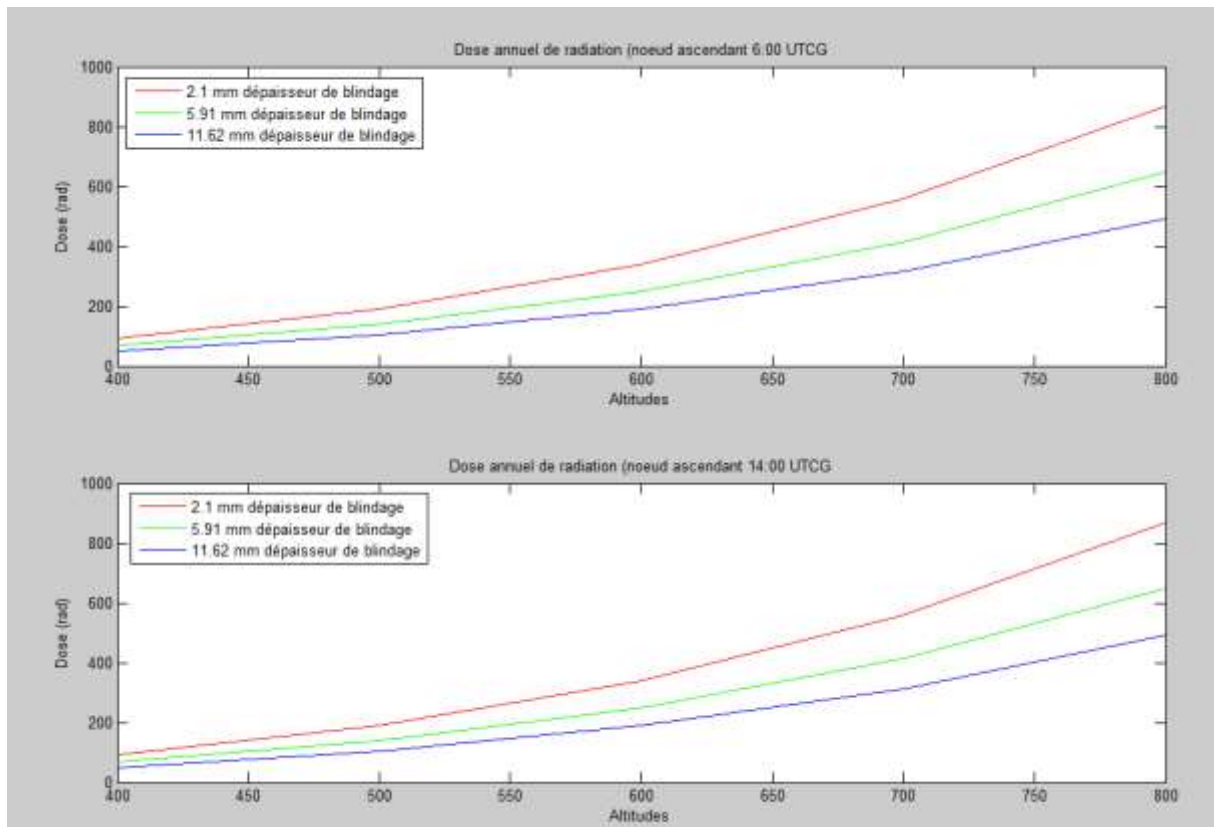
Dans notre analyse préliminaire de dose de radiation, deux orbites sont utilisées. Les deux sont des orbites polaires héliosynchrones, l'une avec un nœud ascendant à 6:00:00.000 UTCG et l'autre avait un nœud ascendant à 14:00:00.000 UTCG. Ces orbites sont analysées avec un pas de 60 secondes sur un an à partir du 1 janvier 2011 00:00:00.000 UTCG au 1 janvier 2012 00:00:00.000 UTCG. Chaque orbite est analysée à cinq altitudes différentes (400km, 500km, 600km, 700 km, et 800km), pour un total de 10 scénarios.

Total Annual Radiation Dose at Varying Shielding Thicknesses

Ascending Node	Altitude (km)	Total Annual Dose (rads) at Shielding Thickness of 82.5 Mils (2.10 mm)	Total Annual Dose (rads) at Shielding Thickness of 232.5 Mils (5.91 mm)	Total Annual Dose (rads) at Shielding Thickness of 457.5 Mils (11.62 mm)
<i>6:00:00.000 UTCG</i>	<i>400</i>	92.51	66.69	49.95
	<i>500</i>	188.4	137.5	103.4
	<i>600</i>	339.1	250.2	188.9
	<i>700</i>	557.2	414.8	314
	<i>800</i>	868.5	650.9	493.7
<i>14:00:00.000 UTCG</i>	<i>400</i>	93.26	66.82	50.07
	<i>500</i>	188.9	137.5	103.3
	<i>600</i>	339.8	249.9	188.7
	<i>700</i>	557.0	413.7	313.0
	<i>800</i>	869.5	650.6	493.6

Nous espérons avoir une altitude de croisière d'environ 600 km. Il est tout de même intéressant de prendre des extrêmes, c'est-à-dire que notre altitude sera aux alentours de 550 km et 650 km d'altitudes.

Ces courbes représentent la dose de radiation en fonction de l'altitude pour nos deux orbites. On a tracé ces courbes pour trois épaisseurs d'aluminium différentes.



Si on considère que notre altitude de vol se situe entre 550 et 650 km. De plus, dans un premier temps nous allons considérer qu'on a une épaisseur de blindage de 2.1 mm d'aluminium (blindage standard pour tous les composants).

On déduit que notre CubeSat sera exposé à une dose moyenne annuelle de 448.4 rad. Si on considère que la durée de notre mission est estimée à 2 ans. On peut supposer que notre CubeSat totalisera une dose de radiation de 896.8 rad.

Pour conclure, il nous suffit maintenant de connaître la résistance aux radiations de tous nos composants afin de voir s'ils survivront à cette dose estimée. Si cela n'est pas le cas, on pourra augmenter l'épaisseur du blindage d'aluminium sur les composants les plus sensibles.

4. Comparaison des composants ISISpace et ClydeSpace

On a analysé deux principaux fournisseurs de composant pour CubeSat : ISISpace et Clyde Space. Afin de mener à bien notre projet, il est naturel de les comparer afin de bien choisir nos composants. Le choix des articles (modules) est déterminé selon nos besoins en termes de performance, de fiabilité, de résistance aux radiations et de prix.

Remarque : Les composants Clyde Space sont testés pour le spatiale tandis que les composants ISISpace ne le sont pas.

4.1 EPS (Electrical Power System)

Le choix d'une batterie et du module de distribution nécessite de connaître les besoins en consommation électrique des différents composants. Même si à l'heure actuelle nous ne disposons pas de ces informations, nous allons comparer les performances de certains produits.

4.1.1 Les batteries

- Batteries (Clyde Space SBAT2-30)



Integrated battery heater with thermostat to maintain battery temperature above 0°C

Capacity at -10°C, 0°C, 20°C and 50°C

Voltage max 8.4

Charge current 1875 mA

Dimensions 95.885 x 90.17 x 20.44 mm³

Masse 256g

Prix 3 550 \$ (2640 €)

- **Batteries (Gomspace) : NanoPower BP-4**

ISISpace nous propose la même batterie au même prix



Operational temperature: -10°C to +60°C

Voltage max 8.4 V

Masse: 240g

Dimension: 94 x 88 x 20 mm³

Prix 1500 €

Electrical Specifications:

- Capacity: 5200mA
- Voltage: 6.0 - 8.4V
- Charge current: 2500mA - 5000mA
- Discharge current: 0 - 7500mA

Ces deux batteries sont sensiblement identiques. Leurs température de fonctionnement est similaire, leurs tensions maximales, ainsi que leurs masses.

Cependant celle de Clyde Space, nous présente l'avantage de posséder un chauffeur de batterie intégré à celle-ci afin de maintenir sa température à environ 0°C. Cette fonction reste tout de même en option chez ISISpace. De plus, on pourra remarquer qu'elle coûte plus chère. Cela est dû au fait qu'elle a été testée pour le spatiale.

Remarque : Pour avoir plus de détails sur les composants il faut consulter les datasheets

4.1.2 Les Panneaux solaires

Afin d'assurer l'autonomie de notre CubeSat, il est indispensable d'avoir des panneaux solaires. En effet ils constituent les composants essentiels de détections du flux solaire, évoqués dans le chapitre 2.5. Cependant nous n'avons pas encore choisit la configuration des panneaux solaires car cela va dépendre de l'orbite qu'on va choisir. On doit aussi savoir si on va laisser le CubeSat faire ce qu'il veut, où bien si on va l'orienter durant sa trajectoire. Mais, on peut tout de même présenter quelques articles afin d'avoir un dimensionnement du composant.

Remarque : ISISpace ne propose pas de panneaux solaires pour les cotés du CubeSat

- **Panneaux solaires ISISpace (pour le haut ou le bas du CubeSat)**

- Power Delivered:

1U: 2.3 W

3U: 6.9 W

- Supply Voltage: 3V (5V and 8V on demand)

- Cell Material: GaAs

- Cell Efficiency: 28%

- Mass

1U: 50g

3U: 150g

- Panel Thickness:

Top/Bottom: 1.7 mm

Side Panel: 2 mm

Operating Temperature: -40 to +125°C

Radiation Tolerance: 2 years minimum in LEO

Prix 2 500 €

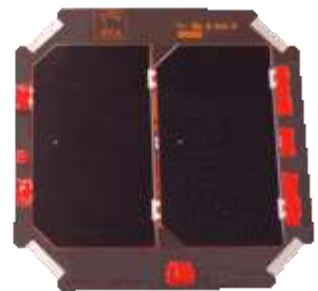


Remarque : Avec ce panneau, deux configurations sont possibles :

- 1- Soit en utiliser un pour la surface inférieure ou supérieure de notre CubeSat.
- 2- Soit aligner trois panneaux pour constituer un coté de notre CubeSat 3U. Etant donné qu'un panneau nous revient à 2 500 €, Il faudra compter 7 500 € pour faire un seul des quatre cotés de notre CubeSat.

- **Panneaux solaires ClydeSpace (pour le haut ou le bas du CubeSat)**

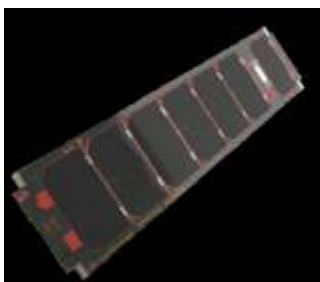
		1U	
Power @ 28°C & Mass		2.1W	42g
Embedded MTQ	(1.6mm PCB)	0.08A/m ²	44g
Option & Mass	(2.4mm PCB)	0.1A/m ²	60g*
Single Deployed Power @28°C		4.2W	
2 Sided Deployed		6.2W	
Double Deployed Power @ 28°C		4.2W	
2 Sided Deployed		8.3W	



Compatible avec structure ISISpace

Prix 2600 \$ (1933 €)

- **Panneaux solaires ClydeSpace (pour les cotés du CubeSat)**



Rendement de 28.3 %

Compatible avec structure ISISpace

Masse 190g

Prix 5 550 \$ (4 090 €)

		3U	
Power @ 28°C & Mass		7.3W	135g
Embedded MTQ	(1.6mm PCB)	0.17A/m ²	160g
Option & Mass	(2.4mm PCB)	0.22A/m ²	190g*
Single Deployed Power @28°C		14.6W	
2 Sided Deployed		21.9W	
Double Deployed Power @ 28°C		14.6W	
2 Sided Deployed		29.2W	

On peut constater qu'en terme de performance, ISISpace nous fournit le meilleur panneau solaire (1U). Cependant, il ne faut pas perdre de vue que leur tolérance aux radiations n'a pas été testée. Alors que les composants Clyde Space sont certifiés pour le spatiale. Il est

donc plus judicieux de choisir le composant que Clyde Space nous propose afin d'avoir un composant fonctionnel dans l'espace. De plus, en ce qui concerne les cotés de notre CubeSat, Clyde Space reste celui qui nous fourni le meilleur matériel (pour la qualité des performances, de la resistance aux radiations et pour son prix).

Remarque : On pourra toujours consulter les datasheets afin d'avoir plus de détails sur les caractéristiques de ces composants.

4.1.3 PDM

- **PDM (Power Distribution Module)**

Ce module va nous permettre de contrôler tous les sous-systèmes de la charge utile. Il possède 24 commutateurs qui permettent de séparer la distribution d'électricité. De plus chaque commutateur fournit télémétrie, courant et protection contre les surintensités.



The PDM has 24 power switches at 4 different voltages (3.3V, 5V, Battery voltage and 12V).

Masse 70g

Prix 7 750 \$ (5 760 €)

(Voir datasheet)

Remarque : Ce composant est proposé par ClydeSpace

4.1.4 Power System (PS)

- **PS (Clyde Space)**

Ce module est composé de plusieurs régulateurs de charge de batterie. Cependant ce module est compatible uniquement avec la batterie que ClydeSpace nous propose. Car il fonctionne pour des batteries de lithium polymère.

Performance

- Maximum Available Current: 2.5 A
- Power efficiency: 95%
- Max BCR efficiency:
 - 8W: 90%
 - 3W: 79%
- BCR configuration:
 - 2 x 8W BUCK
 - 1 x 3W SEPIC



Prix 4 500\$ (3 350 €)

Product Properties

- Operating Temperature: -40 to +85°C
- Radiation Tolerance: 10kRad
- Mass: 83g
- Height: 15.3 mm

Variant	BCR Configuration	Height (mm)	Mass (g)	Battery (Whr)	Rad Tol (kRad)	Quiescent Power Draw (W)	BCR Eff	Nom. Reg Eff	Max I (A)	Operating Temp (°C)
1U EPS	CS-1UEPS2-NB CS-1UEPS2-10 CS-1UEPS2-20	12.7 15.4 22.0	83 163 229	- 10 20	10	<0.1	3W - 79%	5V - 96%	5V - 2.5A 3.3V - 2.5A* (4A is optional – limited by header pin rating)	-40 / +85
1.5U EPS	CS-1U5EPS2-NB CS-1U5EPS2-10 CS-1U5EPS2-20	12.7 15.4 22.0	85 165 231	- 10 20			4.5W - 83% 3W - 79%			
2U EPS	CS-2UEPS2-NB CS-2UEPS2-10 CS-2UEPS2-20	12.7 15.4 22.0	87 167 233	- 10 20			6W - 89% 3W - 79%			
3U EPS	CS-3UEPS2-NB	15.3	83				12W - 90% 3W - 79%			
XU EPS	CS-XUEPS2-41	15.3	133				12W - 90%			
	CS-XUEPS2-42	15.3	137				12V - 90%			
	CS-XUEPS2-60	15.3	139				12V - 90%			

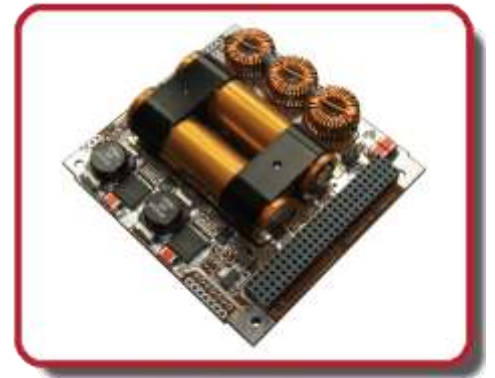
- PS (ISISpace) NanoPower P31U Power Supply

Performance

- 93% average input converter efficiency
- Power consumption: 250 mW
- Two regulated power buses: 3.3V@5A and 5V@4A
- Lithium-Ion Cells:
 - Voltage: 3.7V typ. (3.0V min. to 4.2V max.)
 - Charge current: 1250 mA typ. (2500 mA max.)
 - Discharge current: 500 mA typ. (3750 mA max.)
 - Charge temperature: -5 to 45°C
 - Discharge temperature: -20 to 60°C
 - Storage temperature: -20 to 20°C
 - Internal impedance: 70 mOhm

Product Properties

- Dimensions: 96mm x 90mm x (16 to 26) mm
- PCB material: FR4 Tg180 (HAL finish)
- IPC-A-610 Class 3 assembly
- Mass without batteries: 105g
- Mass with batteries: 200g



Prix 3 300 €

Ce module est compatible uniquement avec la batterie que gomspace (ou ISISpace) nous propose. Car il fonctionne pour des batteries de lithium-ion.

Ce module sera choisi en fonction de la batterie. Cependant, on peut voir que sur ces modules on peut y ajouter des batteries et faire un module 2 en 1 (batterie + régulateur de charge de batterie)

Remarque : Le choix de ces composants n'est pas encore fait.

4.2 Onboard Computer

L'ordinateur de bord est le composant qui gère le fonctionnement du satellite, et assure également le stockage et le transfert des données vers l'émetteur.

- Onboard Computer (Gomspace) - NanoMind A712C

- Temperature tolerance -40 to 85°C
- Polyimide PCB with high thermal tolerance
- Dimensions (l x w x h): 96mm x 90mm x 10mm
- 3.3V single supply voltage
- Mass 50-55g, depending on chosen options

Prix 4 750 €



- Onboard Computer (ClydeSpace)

- Temperature tolerance -25°C to 85°C
- Dimensions (l x w x h): 96mm x 90mm x 12mm
- 5V single supply voltage
- Mass 62g

Prix : \$10,000.00 (7 438 €)



Nous avons joint à ce dossier, les datasheets de ces deux composants. Ces documents apportent des renseignements sur les processeurs, les fréquences, les mémoires de stockage, de ces ordinateurs de bord.

Nous avons choisi de présenter ces deux produits, car ce sont des composants standards proposés par les deux grands fournisseurs.

Pour notre CubeSat, il faudra en plus des données inscrites ci-dessus, connaître les besoins en termes de performances pour choisir l'ordinateur le plus approprié.

4.3 Structure

La structure de notre CubeSat n'est pour le moment pas disponible chez Clyde Space. Voici celle qu'ISISpace propose pour notre 3U.

Characteristic	Value	Unit
Part production tolerances	0.1	mm
Maximum supported mass (total)	6000	Gram
Property	Value	Unit
Primary Structure Mass	300	gram
Primary + Secondary Structure Mass	580	gram
Outside Envelope (l x w x h)	100 x 100 x 340.5	mm
Inside Envelope (l x w x h) per module (3 x)	98.4 x 98.4 x 98.4	mm
Thermal Range (min - max)	-40 to +80	°C



Prix : 3 800 €

Cette structure a été développée en respectant les normes d'un CubeSat 3U standard (cf. 2.3 dimensions).

Concernant les structures de ClydeSpace, actuellement leur site internet est en maintenance, voir le lien suivant :

http://www.clyde-space.com/cubesat_shop/cubesat_platforms

Même si la plateforme ISISpace convient pour notre projet, il serait préférable de connaître les produits de Clyde Space, pour pouvoir comparer les performances et les coûts.

Conclusion

A travers ce rapport nous pouvons distinguer plusieurs grandes parties. Une première, où nous présentons la plateforme et les composants qui s'y intègrent. Cette étude préliminaire que nous avons effectuée nous a permis de mieux comprendre les limites du satellite en termes de dimensions, du volume et du poids qu'une structure 3U peut supporter.

Puis notre intérêt s'est porté sur les panneaux solaires, pour lesquels nous avons estimé important que les responsables du projet mettent à la disposition des étudiants le logiciel STK. En effet, nous pensons que le choix du nombre et du type de panneaux solaires seraient déterminant à travers une simulation effectuée par le logiciel.

Ensuite nous avons donné un aperçu de l'environnement dans lequel serait lancé le satellite. Cette étude s'est avérée indispensable, car nous voulions comprendre l'influence des particules sur les composants électroniques qui seraient embarquées dans l'engin spatiale.

Pour finir, nous avons comparé différents composants afin de choisir ceux qui seraient les plus appropriés à notre mission. Concernant les panneaux solaires, ceux que ClydeSpace et ISISpace proposent ont des performances comparables. Du fait que les produits Clyde Space sont testés pour le spatiale, ainsi en choisissant leurs panneaux solaires nous avons une garantie d'avoir une résistance aux radiations avec un coût relativement moindre.

La structure est un choix qui s'impose étant donné que celle présentée est la seule dont on a pu avoir les caractéristiques.

Pour ce qui est des autres composants, les choix ne sont pas encore établis, il conviendra notamment d'étudier les besoins spécifiés par les autres groupes (orbitographie, télémétrie et charge utile).

Notre travail constitue seulement un début de dimensionnement de la plateforme. Les informations que nous avons fournies doivent permettre aux participants qui vont poursuivre le projet d'étudier les solutions proposées et de choisir celles qu'ils estimeront les plus convenables pour le satellite.

Bibliographie & Contacts

Bibliographie :

- CubeSat Components from- Clyde Space -*Document No.:* CS-RP-161I.docx
- Design and Analysis of Subsystems for a CubeSat Mission- *Andrew Oliva*
- CubeSat Design Specification – California-Polytechnic State University
- The CubeSat: The Picosatellite Standard for Research and Education - Dr. Jordi Puig-Suari
- Soo Jung Kim Pang A chacun son satellite – Pour la Science 2011

Site internet :

- www.cubesatshop.com
- www.clyde-space.com
- www.gomspace.com
- www.cubesatkit.com
- <http://www.ies.univ-montp2.fr/robusta/satellite/>

Contacts

- ISISpace : Julien Hennequin j.hennequin@isispace.nl
- Clyde Space : Robin Sampson robin.sampson@clyde-space.com