

Rapport de projet

Projet nanosatellite étudiant UnivEarthS-I :
La charge utile



Florian Ferreira
Ferhat Ahmim
3^{ème} année EIDD ASP

Table des matières

1	Présentation du projet	4
1.1	Objectifs	4
1.2	Organisation	5
2	Spécifications charge utile	7
3	La charge utile scintillateur	9
3.1	Description	9
3.2	Les scintillateurs	10
3.3	Le photomultiplicateur	14
3.4	Électronique de lecture	17
3.5	Architecture finale	18
4	La charge utile GPS	19
4.1	Description	19
4.2	Chaîne de détection	20
5	Perspectives	24

Introduction

Les nanosatellites entrent dans la catégorie des "petits" satellites. En effet, leurs dimensions typiques sont de $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$ pour environ 1 kg. Malgré tout, cela reste un satellite et, comme tout satellite, sa mise en orbite nécessite avant tout un travail d'ingénierie avancé passant par des phases de définition, d'intégration et de validation. Un tel travail s'étale sur plusieurs années, même pour ces petites structures.

Le projet auquel nous participons actuellement est un projet étudiant de nanosatellite étudiant de type CubeSat, lancé cette année par l'Université Paris Diderot, sous l'impulsion du labex (Laboratoire d'excellence) UnivEarthS. De tels projets existent depuis le début des années 2000 et consistent à fournir aux étudiants des Universités engagées dans ces projets tout un ensemble d'éléments standardisés et validés (pour la plupart) pour le spatial, ceci afin que les étudiants puissent s'organiser eux-mêmes autour d'un véritable projet d'ingénierie. Ainsi, le succès de ce type de projet ne réside pas tant dans la réussite scientifique de la mission, mais plutôt dans l'apport pédagogique qu'aura apporté le développement du satellite aux étudiants.

Pour notre formation d'ingénieur, ce projet est l'occasion idéale d'acquérir de l'expérience dans le cadre d'un projet dont l'organisation est très similaire à celle que l'on trouve dans les industries.

Chapitre 1

Présentation du projet

1.1 Objectifs

Le projet UnivEarthS-I vise le lancement d'un satellite de type CubeSat 3U, intégralement conçu par des étudiants, d'ici 5 ans. Ce satellite aura donc pour dimensions typiques $10 \times 10 \times 30 \text{ cm}^3$ pour environ 3 kg (3 Unités de $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$). Les porteurs du projet souhaitent intégrer au satellite deux charges utiles différentes : l'une est soumise par le laboratoire APC (AstroParticule et Cosmologie) et l'autre par l'IPGP (Institut de Physique du Globe de Paris), à raison de 1U par charge utile (la dernière unité étant réservée à l'électronique de bord). Les objectifs sont alors multiples.

1.1.1 Objectifs scientifiques

Le satellite comportera donc deux charges utiles effectuant des mesures différentes.

- Une première charge utile, proposée par l'APC, consiste à mesurer le spectre des électrons et des photons gammas dans les cornets polaires et au niveau de l'Anomalie Sud-Atlantique (SAA). Cette mesure serait utile scientifiquement afin de compléter les données existantes et d'affiner notre connaissance de la magnétosphère.
- La seconde charge utile, proposée par l'IPGP, consiste à mesurer le contenu électronique total, ou Total Electron Content (TEC) de la ionosphère dans ces mêmes zones.

Ces objectifs scientifiques sont détaillés plus loin dans ce document.

1.1.2 Objectifs pédagogiques

Néanmoins, le principal objectif du projet est d'apporter aux étudiants s'impliquant dans sa réalisation une expérience de l'approche "système" : ces derniers sont en effet au coeur du projet et doivent s'organiser afin de le mener à bien. Ainsi, chaque étudiant s'intègre dans une équipe de travail chargée d'un aspect spécifique du projet : l'organisation du projet est décrite dans la suite.

Les étudiants peuvent donc mettre en pratique toutes les connaissances théoriques qu'ils ont pu acquérir au cours de leur formation, et continuer d'apprendre auprès d'experts et de collaborateurs impliqués dans le projet. Ces derniers travaillent notamment dans les laboratoires impliqués et au CNES (Centre National d'Etudes Spatiales).

Le projet s'étalant sur 5 ans, plusieurs générations d'étudiants se succéderont : il est donc important de laisser une trace écrite et organisée du travail accompli, afin que les étudiants

suivants puissent continuer sans avoir à recommencer. Ce point essentiel est partie intégrante de l'approche système de ce projet et permet aux étudiants de prendre conscience de cette nécessité omniprésente dans le milieu industriel.

Ainsi, les critères de réussite du projet peuvent être définis comme tels :

- 80 % de réussite si le satellite est validé
- 90 % de réussite si le satellite est lancé
- 100 % de réussite si les mesures effectuées par le satellite sont exploitables

1.2 Organisation

1.2.1 Equipes de travail

Les étudiants actuellement impliqués dans le projet proviennent de l'EIDD, de l'Université Paris 7 et de l'Observatoire de Paris. Les groupes de travail créés prennent en charge chacun un sous-système du satellite, ou les aspects organisationnels ou bien encore de communication. L'organigramme ci-dessous décrit l'organisation adoptée sur le projet. D'autres étudiants souhaitent s'impliquer dans le projet et réfléchissent actuellement au domaine dans lequel ils souhaitent s'engager, et ne figurent donc pas encore dans cet organigramme. A noter également que d'autres sous-systèmes sont à traiter (mécanique, thermique, électrique...).

La communication entre les équipes est assurée par des revues de projet régulières où les différents groupes de travail présentent leurs avancées respectives. De plus, une plateforme physique commune est mise à la disposition des étudiants afin qu'ils puissent mettre en commun leurs documents numériques.

1.2.2 Ressources

Afin que le projet se déroule dans les meilleures conditions possibles, le laboratoire APC a mis à disposition des étudiants la salle d'ingénierie concourante du FACe (François Arago Center) où nous pouvons trouver notamment le matériel nécessaire à des visioconférences avec les experts du CNES en cas de besoin, ainsi que de la documentation sur le domaine spatial. L'IPGP aménage également une salle similaire dans ses locaux.

Le CNES met également à la disposition des étudiants toute une série d'outils logiciels utiles au dimensionnement d'un projet.

Le budget estimé du projet est actuellement d'environ 500 000 € sur 5 ans.

1.2.3 Planning

Le projet suivra autant que possible le planning prévisionnel suivant :

- 2012-2013 : dimensionnements préliminaires, identifications des sous-systèmes (phase 0/A)
- 2013-2015 : définition et développements/tests de la charge utile (phase B)
- 2015-2016 : intégration au modèle d'ingénierie (phase C)
- 2016-2017 : intégration au modèle de vol, tests (phase D)
- 2017-2018 : lancement, réception et analyse des données, archivage et publications, clôture du projet

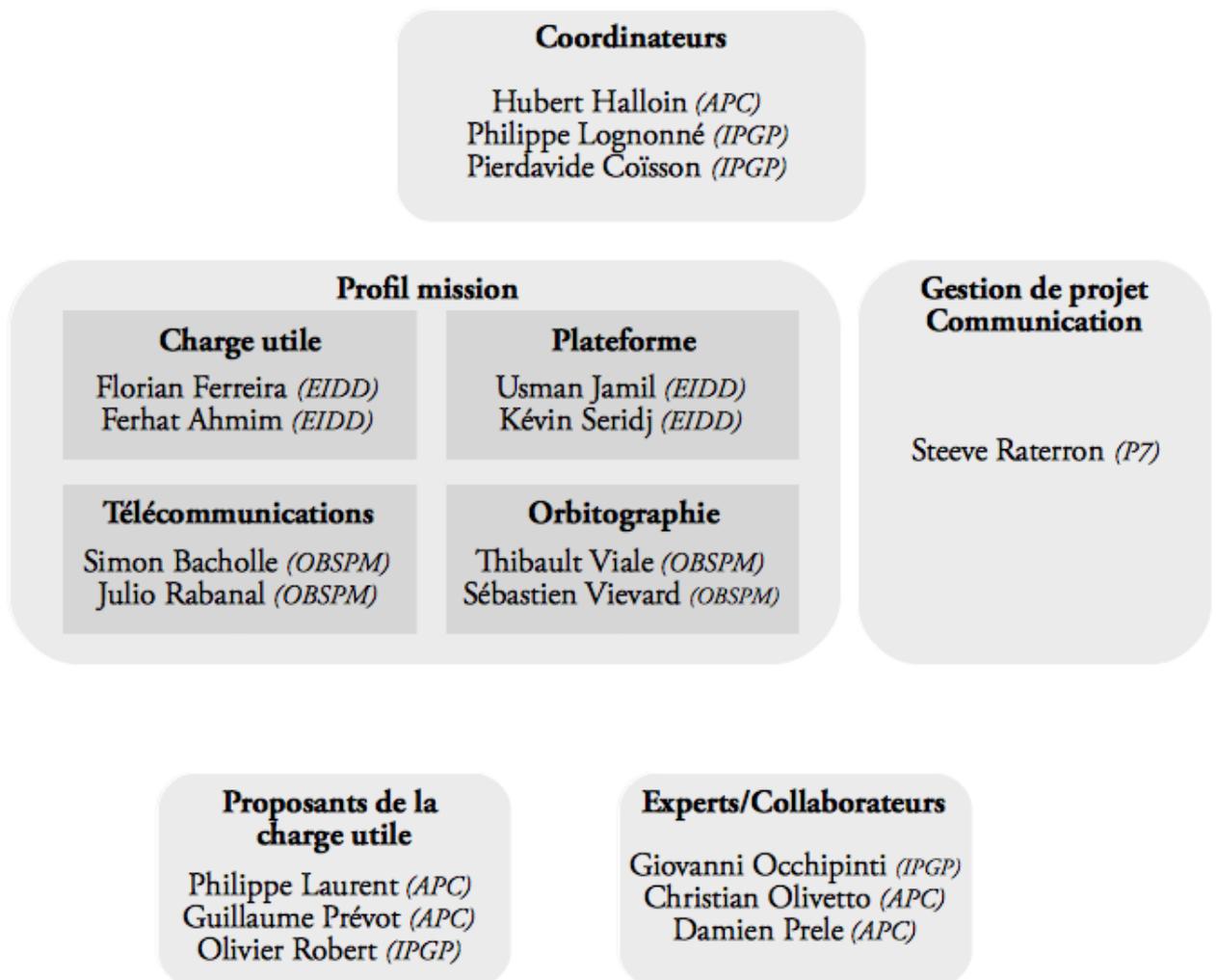


FIGURE 1.1 – Organigramme du projet

Chapitre 2

Spécifications charge utile

Les études que nous avons réalisées durant notre implication sur le projet nous ont permis d'établir une première série de spécifications scientifiques et techniques. Ce chapitre a pour but d'être complété par les différentes équipes qui poursuivront le travail sur ce projet, et permet ainsi de résumer les contraintes qui s'appliquent à la mission.

1	Objectif scientifique	<i>Science</i>
Description : La mission a pour but de réaliser une mesure du TEC de la ionosphère et du spectre des électrons et gammas dans la SAA et dans les cornets polaires		
Parents :		
Commentaires :		

2	Durée de vie	<i>Mission</i>
Description : La mission durera 2 ans		
Parents :		
Commentaires :		

3	Coût de la mission	<i>Logistique</i>
Description : Le budget allouée à la mission est de 500 00 €		
Parents :		
Commentaires :		

4	Lieux de mesures	<i>Mission</i>
Description : Les mesures seront au niveau de la SAA et des cornets polaires		
Parents : 1		
Commentaires :		

5	Orbite	<i>Mission</i>
Description : Orbite LEO 500 kms		
Parents : 1		
Commentaires :		

6	Plateforme	<i>Mission</i>
Description : CubeSat 3U 30 × 10 × 10cm		
Parents :		
Commentaires :		

7	Charge utile	<i>Science</i>
Description : Dimension de 1U pour chaque charge utile		
Parents : 6		
Commentaires :		

8	Méthodes de mesure	<i>Science</i>
Description : Les mesures se feront par occultation pour le TEC et par utilisation d'un scintillateur $LaBr_3$		
Parents : 1		
Commentaires : Volonté des proposant de tester le $LaBr_3$ en conditions spatiales		

Chapitre 3

La charge utile scintillateur

3.1 Description

3.1.1 Objectifs scientifiques

Dans le but de comprendre les interactions entre les activités solaires et la magnétosphère terrestre, une première partie de la charge utile du Cubesat aura pour objectif de mesurer le flux et le spectre des électrons d'énergie variant entre 1 MeV et 20 MeV. Des rayons gammas, dont l'énergie est comprise entre 20 KeV et 2 MeV, seront aussi détectés et mesurés. Ces particules sont concentrées essentiellement sur les cornets polaire ainsi que sur la région de l'atmosphère terrestre dénommée *l'Anomalie Sud-Atlantique* (voir la figure 3.1) . Cette mission servira d'autre part à compléter les observations effectuées par d'anciennes missions telles que TRIO-CINEMA.

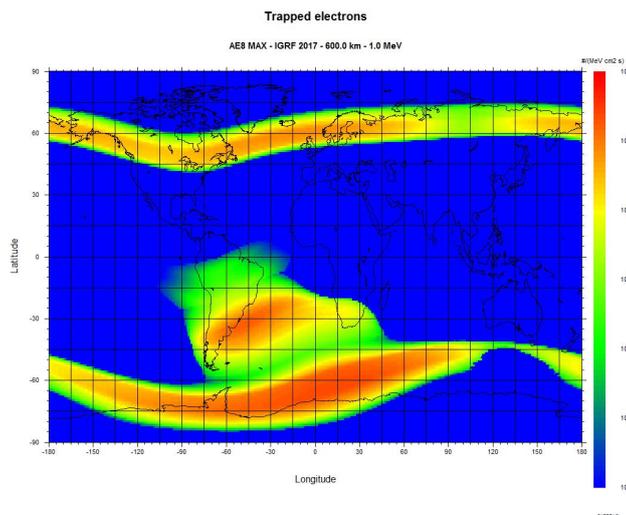


FIGURE 3.1 – *Illustration des concentrations des électrons de 1 MeV sur la magnétosphère*

3.1.2 La chaîne de détection

Nous pouvons découper la chaîne de détection nécessaire à l'accomplissement de la mission en 4 fonctions, comme illustré dans la figure 3.2 :

- **Détecter le rayonnement** : pour se faire, nous pouvons utiliser des scintillateurs, matériaux qui ont la propriété d'émettre des photons lorsque une particule y dépose de l'énergie.
- **Amplifier** : les photons émis par le scintillateur seront peu nombreux et nous aurons donc besoin d'amplifier ce signal, en utilisant un dispositif photomultiplicateur.
- **Traiter le signal** : après amplification, il conviendra de récupérer l'information utile grâce à une électronique de lecture.
- **Transmettre les données** : l'information devra ensuite être transmise au sol via un système de télécommunications et, si nécessaire, de compression. Ce sous-système est traité par une autre équipe du projet.

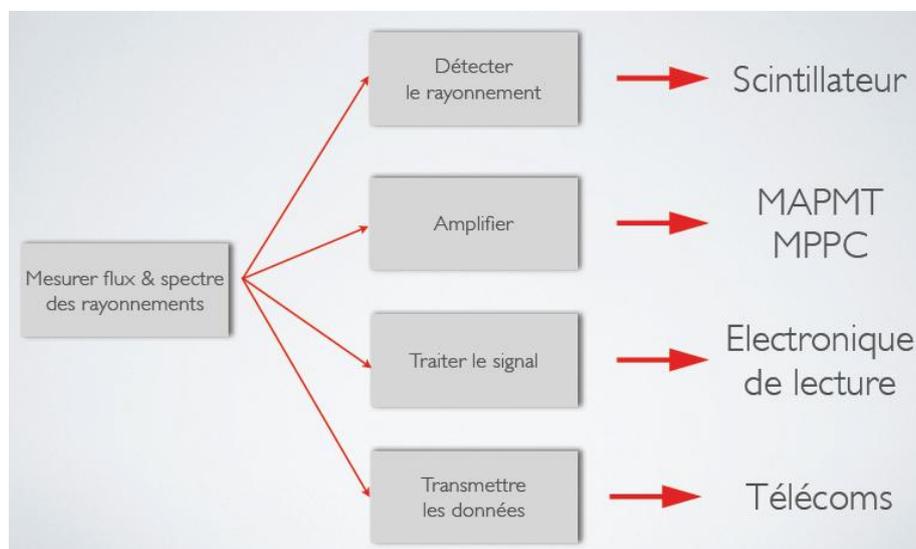


FIGURE 3.2 – *Chaîne de détection de la charge utile*

On propose dans la suite de ce document de détailler les principes physiques qui régissent le fonctionnement du scintillateur, les caractéristiques des principaux composants électroniques, les raisons qui nous ont poussé à faire nos choix, les solutions alternatives, et pour finir, déterminer les points qui manquent et qui nécessitent qu'on leur apporte une réponse.

3.2 Les scintillateurs

3.2.1 La détection des rayonnements cosmiques

Les différents types de scintillateurs

Un scintillateur est un matériau qui émet de la lumière après absorption de particules énergétiques. Il existe 2 familles de scintillateurs : les scintillateurs organiques qui sont composés de molécules organiques et les scintillateurs inorganiques composés d'un matériau minéral.

Dans les deux cas, le matériau composant le scintillateur possède des propriétés de scintillation suite à un dépôt d'énergie.

Principe de fonctionnement

Lorsqu'une particule énergétique traverse un scintillateur, elle perd une fraction de son énergie qui va provoquer l'excitation des atomes du matériau. Ce phénomène physique induit, lors de la désexcitation des atomes, l'émission de photons. Le nombre de photons émis par le scintillateur est proportionnel à l'énergie perdue par les particules chargées ou par les rayonnements qui arrivent sur le scintillateur. La quantité de photons produite lors d'une détection étant infime, l'utilisation d'un photomultiplicateur est indispensable pour amplifier le signal et convertir celui-ci en un courant de sortie suffisamment intense pour être exploitable.

Principe de détection

La détection des rayonnements est basée sur le principe de détection en coïncidence. Ce principe étant déjà validé par le laboratoire APC pour un précédent projet de microsatellite, il pourra servir dans le projet UnivEarthS.

3.2.2 Dimensionnement du scintillateur

Architecture du détecteur

Pour la détection des rayons gamma, le système de détection est composé de deux scintillateurs inorganiques, qui viennent prendre en sandwich un scintillateur organique qui a pour rôle la détection des particules chargées.

Solutions alternatives

Cette architecture reste une première approche et ne constitue pas une solution définitive. Suivant les contraintes qui vont s'imposer dans l'avancement du projet, le poids pourrait poser un problème ainsi que la quantité de données à traiter. Dans ce cas, on pourrait songer à réduire le nombre de scintillateurs, ou à utiliser seulement un type de scintillateur, auquel cas nous ne pourrions que détecter soit les particules chargées, soit les gammas.

3.2.3 Le scintillateur minéral $LaBr_3$

Le scintillateur inorganique sélectionné pour la détection des rayons gammas est le $LaBr_3$ de type *Saint Gobain Crystals*. De par ses performances en terme de résolution temporelle pour la détection en coïncidence et en rendement lumineux de sortie, il semble le mieux adapté pour cette mission. De plus, le laboratoire APC, proposant de la charge utile, souhaiterait étudier son comportement en vol spatial.

Points de fonctionnement

La scintillation du $LaBr_3$ est comprise dans une gamme de longueurs d'ondes qui varient approximativement entre 300 nm et 450 nm (voir la figure 3.3). La réponse maximale étant à $\lambda_{max} = 380$ nm. Ces données nous permettent de sélectionner le bon photomultiplicateur qui possède une réponse maximale sur ces longueurs d'ondes. D'autre part, ce scintillateur

fonctionne sur une gamme de température suffisamment large et variant entre -65°C et $+175^{\circ}\text{C}$. Entre 0°C et $+55^{\circ}\text{C}$, le rendement lumineux varie de 1%. Entre -65°C et $+140^{\circ}\text{C}$ ce rendement varie de moins de 5%. Ces caractéristiques sont adéquate avec l'environnement spatial.

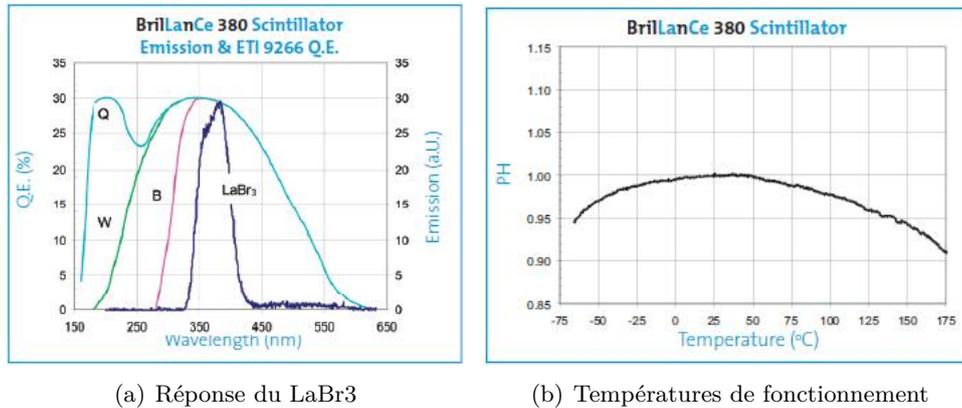


FIGURE 3.3 – Réponse du scintillateur LaBr3

La détection étant basée sur la détection en coïncidence, le LaBr3 présente une bonne résolution temporelle. Mais celle-ci dépend fortement du photomultiplicateur utilisé ainsi que des dimensions du scintillateur comme on peut le voir sur la figure 3.4

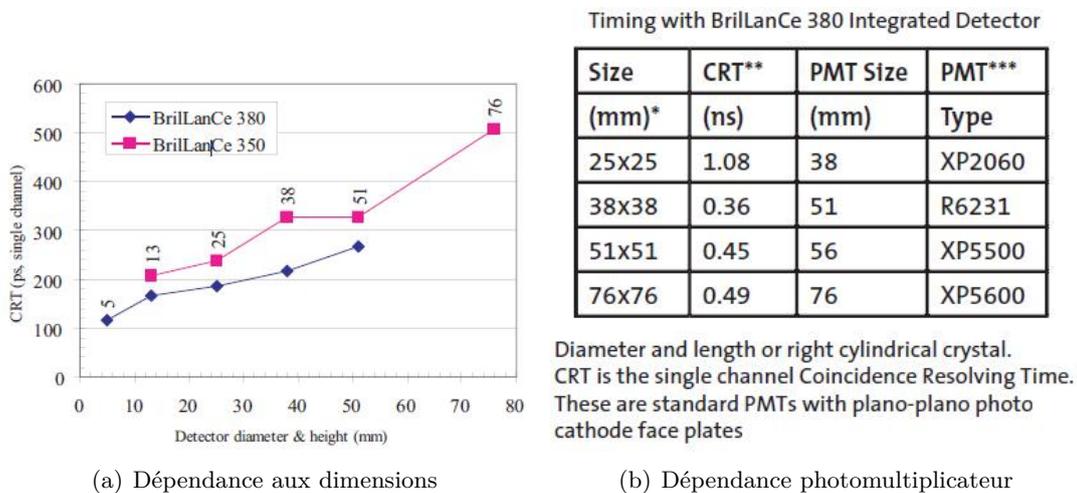


FIGURE 3.4 – Résolution temporelle pour la détection en coïncidence

Caractéristiques physiques

Le nanosatellite est de type 3U limité à 3 kg environ. Il faut donc s'efforcer à ce que la charge utile, qui tient dans une seule unité, ne représente que 35 % de cette masse environ (au moins dans une première approche, les masses des différents composants du satellite étant pour le moment inconnues). En plus du poids de toute l'électronique qui va accompagner le

détecteur, il va falloir fixer une longueur précise pour le scintillateur, la section étant fixée par les dimensions du photomultiplicateur, en tenant compte à la fois de l'encombrement interne ainsi que de la densité du détecteur qui est de 5.08 g/cm^2 . Cette longueur fixera également la quantité d'énergie qui sera captée par le scintillateur : cette énergie ne doit pas être trop élevée afin d'éviter de saturer le photomultiplicateur.

Limitations

Le coefficient d'absorption du LaBr₃ varie suivant l'énergie des rayonnements incidents. Pour des énergies inférieures à 100 keV, l'absorption est de 100%. Mais à 5 MeV, elle n'est que de 25 %. Donc pour les rayons les plus énergétiques visés (2 MeV), nous risquons de détecter qu'une partie de l'ensemble des particules traversant le scintillateur. Ce paramètre est évidemment à prendre en compte dans le dimensionnement physique du scintillateur, notamment pour fixer sa longueur.

3.2.4 Le scintillateur plastique BC412

Ce scintillateur servira à la détection des électrons. La gamme des énergies accessibles à celui-ci varie de quelques KeV à quelques centaines de MeV. Ses capacités sont a priori suffisantes dans notre cas.

Point de fonctionnement

La scintillation du BC412 varie essentiellement dans une gamme de longueurs d'ondes allant de 400 nm à 500 nm. Le maximum de scintillation se situant à $\lambda_{max} = 434 \text{ nm}$, comme on peut le voir à la figure 3.5. On remarque que c'est relativement proche du λ_{max} du LaBr₃ qui vaut 380 nm. Ainsi, un seul photomultiplicateur qui fonctionne sur une gamme de longueurs d'ondes assez large pour comprendre les λ_{max} de chaque scintillateur peut suffire.

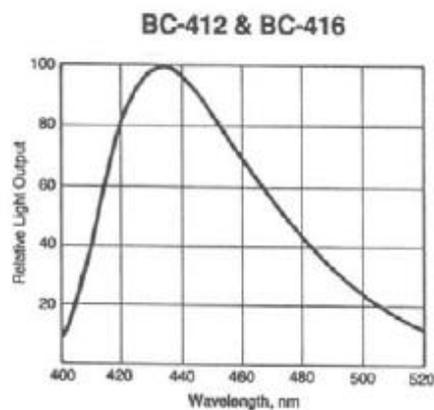


FIGURE 3.5 – Longueurs d'ondes de fonctionnement

Limitations

Malgré la large bande d'énergie que peut détecter le BC412, les particules sur lesquelles nous travaillons ici ont des énergies très faibles et ne nous permettent pas d'avoir un rendement

lumineux important avec ce scintillateur (inférieur à 2 %), comme nous pouvons le voir sur la figure 3.6.

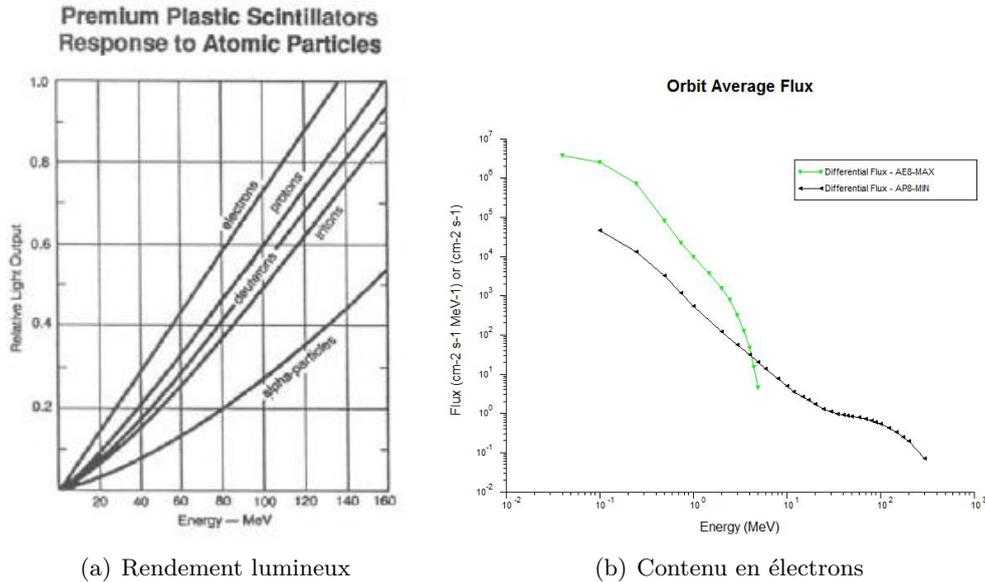


FIGURE 3.6 – *Limites du BC412*

De fait, comme nous pouvons le voir sur la courbe du contenu en électrons, il n'y a plus d'électrons (en vert) au-delà de 10 MeV dans les ceintures. Et même pour les protons (en noir), leur flux au-delà de 20 MeV est presque 100 fois plus faible qu'à 1 MeV. On comprend donc que le flux de particules est plus intense sur la gamme d'énergie de [1,20] MeV. Avoir 20-100 fois plus de particules incidentes, selon l'énergie, peut compenser en effet la perte de luminosité du BC412.

3.2.5 Propositions d'avancement

Il reste encore à déterminer une longueur fixe pour les scintillateurs. Pour cela, il faut tenir compte à la fois de la masse et des coefficients d'absorption et de rendement lumineux des différents scintillateurs. Dans l'intérêt de ce projet, une collaboration directe avec l'entreprise *Saint Gobain*, fabricant de ces scintillateurs, serait une vraie plus-value : nous avons contacté cette entreprise qui, à l'heure où sont écrites ces lignes, réfléchit à une possible collaboration.

3.3 Le photomultiplicateur

3.3.1 Principe de fonctionnement

Un photomultiplicateur est un dispositif permettant la multiplication des photons incidents avec un gain important. Les dispositifs disponibles sont de deux sortes :

- **Tube photomultiplicateur, ou MAPMT (Multi-Anode PhotoMulTiplicator) :** Les photons incidents sont convertis en photoélectrons par une photocathode, puis dirigés successivement vers plusieurs dynodes. Ces dynodes sont réalisées avec des matériaux qui ont la propriété d'émettre un certain nombre de photoélectrons lorsqu'ils sont frappés

par un photoélectron (figure 3.7). Les dynodes permettent alors de multiplier le nombre de photoélectrons en sortie du tube (avec un gain typique de 106).

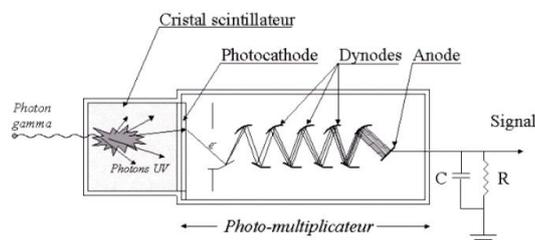


FIGURE 3.7 – *Photomultiplicateur MAPMT*

- **MPPT (Multi Pixel Photon Counting)** : Ce nouveau dispositif est composé d'une matrice de pixels : chaque pixel est une photodiode à avalanche fonctionnant en mode Geiger (régime de grand gain). Chaque photodiode émet en sortie une impulsion lorsqu'elle est frappée par un photon, et le signal de sortie du MPPT est alors la somme des impulsions émises par chaque pixel. Ainsi, l'amplitude de l'impulsion de sortie est directement proportionnelle au nombre de photons incidents (cf. figure 3.8). Dans le cadre de notre projet, ce dispositif permet donc de compter le nombre de photons émis par le scintillateur, et de remonter ainsi à l'énergie de la particule ayant traversée le scintillateur.

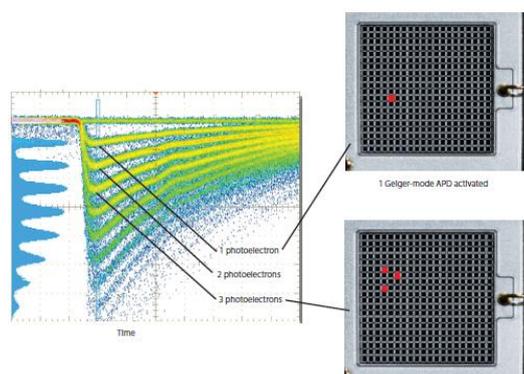


FIGURE 3.8 – *Photomultiplicateur MPPC : l'amplitude de l'impulsion de sortie est directement proportionnelle au nombre de photons incidents sur le détecteur*

Il existe une multitude de photomultiplicateur, mais dans le cas de ce projet, il existe de fortes contraintes qui limitent nos choix. Il faut, entre autres, que ce composant fonctionne de manière optimale avec les scintillateurs sélectionnés.

3.3.2 Photomultiplicateurs disponibles sur le marché

MPPC array Hamamatsu

Ce photomultiplicateur, illustré dans la figure 3.9, se distingue par plusieurs caractéristiques qui entrent dans le cadre des contraintes que nous impose la chaîne de détection. La gamme de longueurs d'ondes de fonctionnement se situe dans l'intervalle $320 < \lambda < 900$ nm avec

un $\lambda_{max} = 440 \text{ nm}$, ce qui est en accord avec les longueurs d'ondes de fonctionnement des scintillateurs LaBr3 et BC412. Son efficacité de 50 %, sa basse tension de 70 V (avec une incertitude de 10 V), ainsi que le gain important d'environ $0.2 \text{ à } 2 \times 10^6$ en font un composant intéressant. En terme dimension, la surface utile représente $3 \times 3 \text{ mm} \times 16$ et la surface totale $18 \times 16 \times 3 \text{ mm}$.



FIGURE 3.9 – *Photomultiplicateur - S11064 series*

MAPMT H8711 Hamamatsu

Ce photomultiplicateur, illustré dans la figure 3.10 présente aussi des caractéristiques intéressantes. La gamme de longueurs d'ondes de fonctionnement est comprise dans l'intervalle $185 < \lambda < 860 \text{ nm}$ avec un $\lambda_{max} = 420$. D'autre part il présente un gain de $0.2 \text{ à } 3.5 \times 10^6$, un poids de 50 g, et une aire effective de 18×18 sur une aire totale d'environ $26 \times 26 \times 45 \text{ mm}$. Les principaux inconvénients viennent de son efficacité qui n'est que de 25 % ainsi que de sa consommation élevée qui peut varier entre 800 V et 1000 V. De ce point de vue, le MPPC



FIGURE 3.10 – *Photomultiplicateur Hamamatsu H8711*

sera préféré au MAPMT, même si ce type de dispositif n'a encore jamais été utilisé dans des conditions spatiales : le tester dans de telles conditions présente également un intérêt pour les laboratoires engagés dans le projet.

Nous avons contacté Hamamatsu qui nous alors proposé un devis à 2040 € pour le MPPC array ainsi que des datasheets complètes.

Alimentation électrique

Pour alimenter le photomultiplicateur à haute tension, le composant d'alimentation haute tension EMCO Q01 model (figure 3.11) propose une solution adaptée. Pour une consommation

de 0.5 W, nous pouvons obtenir une tension de sortie variant de 0 à 100 VDC, suffisante pour le MPPC. D'autre part, ce composant fonctionne sur des températures allant de $-25\text{ }^{\circ}\text{C}$ à $+70\text{ }^{\circ}\text{C}$. En terme de dimension, il représente 2.05 cm^3 pour une masse de 4.05 g.



FIGURE 3.11 – Alimentation haute tension - EMCO modèle Q01

3.4 Électronique de lecture

Le rôle de l'électronique de lecture est l'acquisition puis le traitement du signal de sortie du photomultiplicateur. L'entreprise OMEGA Micro nous propose dans ce domaine plusieurs solutions plus ou moins adaptées à une mission spatiale.

3.4.1 Carte SPIROC

SPIROC a été développé pour répondre aux exigences de faible bruit, faible consommation, haute précision et un grand nombre de canaux de lecture nécessaires. Il possède 36 canaux ASIC qui permettent de mesurer sur chaque canal la charge de 1 à 2000 photoélectrons et le temps avec une précision 100 ps. Les données sont stockées dans une mémoire RAM 4 KBytes. Une partie numérique très complexe a été intégrée pour gérer toutes les fonctions de transfert et d'acquisition de données. Cette carte, compatible avec les MAPMT et les MPPC et étant déjà qualifiée pour le spatial, semble donc la plus adaptée.

3.4.2 MAROC

MAROC présente 64 canaux de lecture ASIC. Ses principales exigences sont une mesure de la charge jusqu'à 30 photoélectrons avec une linéarité de 2%. Ce composant est adapté à la fois aux photomultiplicateurs de type MAPMT et MPPC.

3.4.3 EASIROC

EASIROC possède 32 canaux entièrement analogiques dédiés à la lecture des détecteurs de type MPPC. La consommation d'énergie est inférieure à 5 mW par canal et les fonctions inutilisées peuvent être mises hors tension, ce qui va permettre de diminuer la puissance consommée.

L'entreprise Omega Micro a été contactée afin d'obtenir de plus amples informations sur ces produits : nous sommes actuellement toujours dans l'attente d'une réponse.

3.5 Architecture finale

3.5.1 Chaîne de détection

L'analyse de ces différents composants pour chaque partie de la chaîne de détection nous permet de sélectionner, dans une première approche, les composants les plus adaptés pour équiper la charge utile du futur nanosatellite. La chaîne de détection se compose donc des scintillateurs LaBr3 et BC412 pour la détection, du photomultiplicateur MPPC array Hamamatsu pour l'amplification et la conversion en signal électrique, de la carte SPIROC pour l'acquisition et le traitement des données. Cette configuration est illustré sur la figure 3.12.

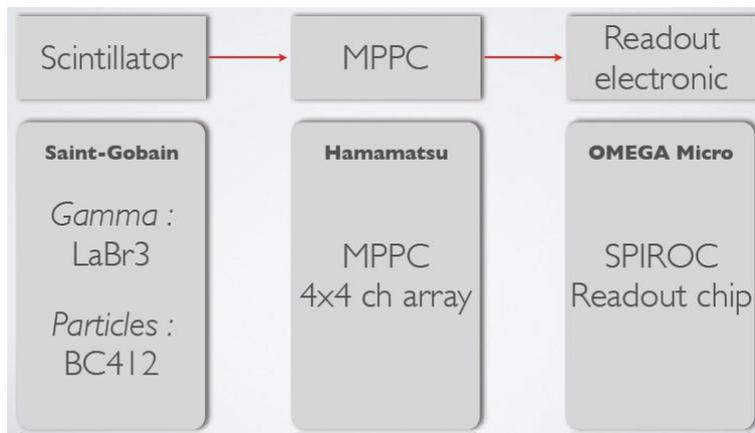


FIGURE 3.12 – Chaîne de détection sous sa forme finale

3.5.2 Propositions

En plus d'une collaboration avec l'entreprise *Saint Gobain*, il faudrait se procurer la fiche technique de la carte de lecture SPIROC de OMEGA Micro. Cela dans le but d'affiner les recherches et de valider la compatibilité de ces composants avec les autres composants.

Chapitre 4

La charge utile GPS

4.1 Description

4.1.1 Objectif

L'objectif de la seconde partie de la charge utile du satellite est la mesure du TEC de la ionosphère. La ionosphère est une couche de la haute atmosphère comprise entre 100 et 800 km d'altitude environ. Le rayonnement solaire a pour effet de ioniser certaines molécules de l'atmosphère à cette altitude, créant ainsi une couche de gaz partiellement ionisée.

Une des grandeurs pouvant caractériser la ionosphère est son contenu électronique total, ou Total Electron Content (TEC). Cette grandeur s'exprime généralement en TECU (TEC Unit), avec $1 \text{ TECU} = 10^{16} \text{ électrons/m}^2$.

4.1.2 Principe de la mesure

Afin de mesurer le TEC de la ionosphère dans les régions considérées, nous utiliserons un récepteur GPS bi-fréquence fonctionnant sur les fréquences L1 et L2 du système GPS, à savoir 1575 MHz et 1227 MHz respectivement. Nous effectuerons alors des mesures de la phase du signal GPS reçu lors de l'occultation du satellite par la Terre et par rapport au satellite GPS (cf. figure 4.1). Cette occultation est nécessaire afin que le signal GPS traverse effectivement la ionosphère pour atteindre notre satellite.

En effet, la ionosphère a pour effet d'induire un délai et un déphasage des signaux électromagnétiques qui la traversent dépendant de la fréquence de ce signal. Cet effet est directement lié à la quantité d'ions et d'électrons présents dans la couche de ionosphère traversée, et donc au TEC. Ceci peut s'écrire, en première approximation :

$$d = 40,7 \frac{TEC}{f^2} + \beta \quad (4.1)$$

où β est une constante dépendante du système utilisé. Ainsi, en effectuant la mesure sur deux fréquences distinctes f_1 et f_2 , nous sommes capables de remonter au TEC.

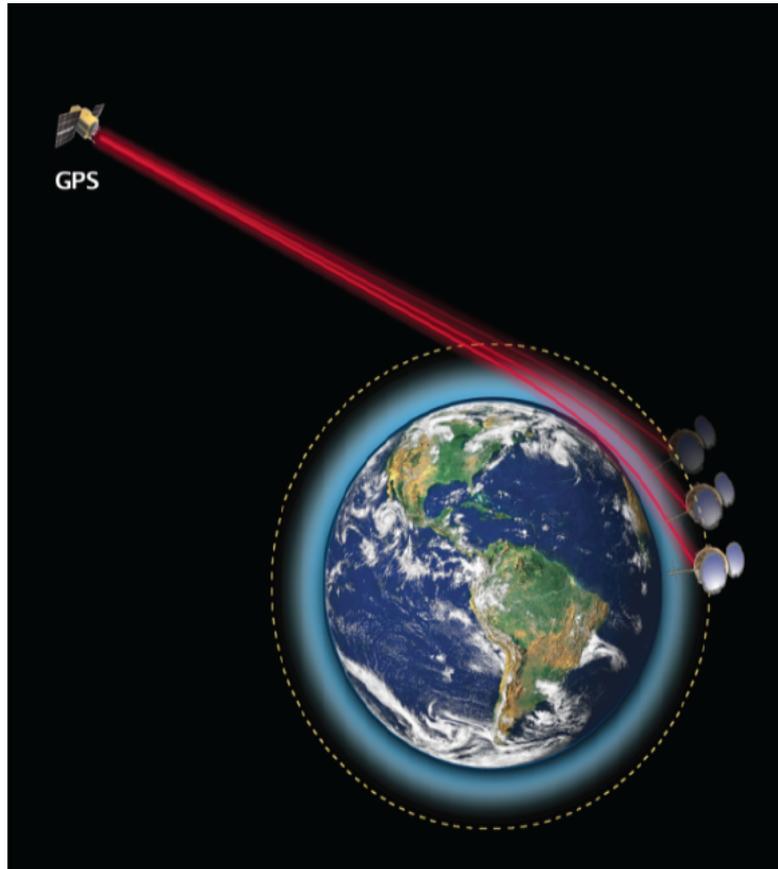


FIGURE 4.1 – Schéma d'une mesure par occultation

4.2 Chaîne de détection

La chaîne de détection permettant de réaliser la mesure peut alors être schématisée ainsi : Nous nous intéresserons ici surtout à l'antenne de réception et au récepteur GPS lui-même,

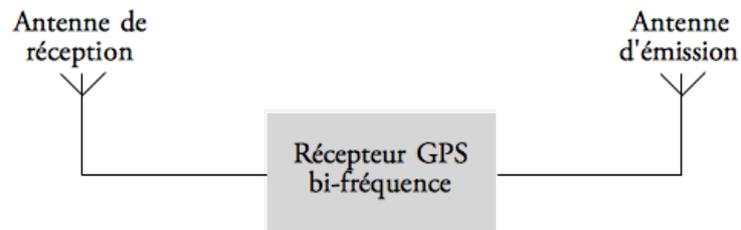


FIGURE 4.2 – Schéma de la chaîne de mesure GPS

l'antenne d'émission étant commune à toutes les données que le satellite doit renvoyer au sol et dimensionnée par l'équipe en charge des télécommunications.

4.2.1 Récepteur GPS

Comme nous l'avons vu précédemment, nous avons besoin d'un récepteur GPS fonctionnant sur deux fréquences GPS distinctes. De plus, le récepteur doit permettre un accès aux données brutes du signal (phase,...) et non uniquement aux données de positionnement. Enfin, les contraintes du format CubeSat s'appliquent au récepteur, notamment pour les dimensions maximales possibles ($10 \times 10 \times 10\text{cm}$).

Après une recherche approfondie parmi les fabricants disponibles sur Internet, il est vite apparu que ce type de récepteur, d'autant lorsqu'il est qualifié spatial, est rare. Pour la plupart des missions spatiales lancées à ce jour et embarquant ce type de récepteur, les équipes de développement ont conçu elles-mêmes le récepteur adapté à leur besoin, ce qui n'est pas l'objectif dans notre projet.

Dès lors, une solution peut consister à utiliser un récepteur GPS bi-fréquence commercial standard, puis d'étudier les possibilités de blindage afin de le rendre qualifiable pour la norme spatial. Ainsi, le fabricant Magellan propose un récepteur bi-fréquence L1 et L2 et permettant l'accès aux données brutes (cf. figure 4.3). Cependant, les dimensions physiques de la carte



FIGURE 4.3 – Récepteur Magellan MB500

électronique étant de $100 \times 80 \times 13\text{ mm}$ auxquelles il faudra rajouter une couche de blindage, il apparait alors que ces conditions ne respectent pas les contraintes dimensionnelles du satellite. Le fabricant peut néanmoins être intéressé par une collaboration avec notre projet, ce qui lui permettrait d'adapter son produit aux conditions spatiales : cette éventualité n'a pas été approfondie au moment où sont écrites ces lignes.

L'entreprise Austin Satellite Design (ASD), basée au Texas, USA, a été fondée par un professeur de l'Université du Texas suite au développement d'éléments pour un satellite de type CubeSat. ASD propose ainsi un récepteur GPS bi-fréquence adapté aux dimensions des CubeSats et aux conditions spatiales (cf. figure 4.4). Les principales caractéristiques du FOTON sont résumées dans le tableau 4.1.

Le fabricant a été contacté début décembre afin que nous puissions obtenir de plus amples informations, ce dernier ne nous a pas encore répondu.

Ce récepteur semble donc respecter les contraintes du projet et pourrait effectuer la mesure que nous souhaitons : c'est donc la solution que nous privilégions à l'heure actuelle.



FIGURE 4.4 – Récepteur FOTON proposé par Austin Satellite Design

Dimensions	$83 \times 96 \times 38 \text{ mm}$
Masse	350 g
Consommation	4.7 W continu <1W sur une orbite avec un rapport cyclique de 20 %
Fréquences GPS	L1CA et L2C
Canaux	60
Précision mesure de phase	0.5 mm RMS
SNR minimum	<20 dB/Hz

TABLE 4.1 – Caractéristiques du récepteur FOTON



FIGURE 4.5 – Antenne Trimble

4.2.2 Antenne

De même que pour le récepteur, les antennes de réception utilisées par les missions spatiales similaires à la nôtre ont été développées spécifiquement pour ces missions. De plus, ces antennes ont pour la plupart des dimensions qui excèdent largement les dimensions de notre satellite. La figure 4.5 présente une antenne conçue pour des mesures d'occultation.

Cette dernière est constituée d'anneaux concentriques afin d'éviter les réflexions parasites du signal et a un diamètre d'une vingtaine de centimètres.

Pour notre projet, nous pouvons envisager deux solutions :

- Disposer deux antennes, une pour chaque fréquence du signal GPS utilisé
- Ne prendre qu'une seule antenne fonctionnant sur les deux fréquences

L'étude du problème est toujours en cours, mais est difficile du fait du manque d'informations et d'antennes compatibles avec notre projet : nos recherches n'ont en tout cas pas encore permis de trouver un système d'antenne convenable.

A noter également que la mesure entraînera des contraintes de pointage de l'antenne vers le satellite GPS à déterminer.

Chapitre 5

Perspectives

Comme nous l'avons vu, nos travaux de recherches et de trade-off nous ont permis d'établir un premier design préliminaire de la charge utile : les informations à notre disposition nous ont permis d'approfondir un peu plus le design de la charge utile de scintillation que celle du GPS, malheureusement. Néanmoins, le projet n'en est qu'à son commencement et le travail à accomplir est encore très important.

En effet, pour la partie GPS, il serait très intéressant de réussir à joindre l'entreprise Austin Satellite Design afin de s'assurer des performances de leur récepteur satellite et de pouvoir ainsi dimensionner le reste de la chaîne. De plus, la problématique de l'antenne de réception et du pointage nécessaire reste entière. Le dimensionnement de cette chaîne est de plus essentiel pour le dimensionnement du système de télécommunications, notamment par le débit de données engendré, et pour le dimensionnement du système électrique, la consommation de la chaîne étant à priori importante lorsqu'elle est opérationnelle.

Pour la partie scintillateur, le premier design réalisé reste à vérifier : il conviendra notamment d'étudier les différentes interfaces entre les sous-systèmes constituant la chaîne de détection, ainsi que de déterminer les dimensions physiques du scintillateur permettant d'accéder aux données scientifiques désirées. Ceci pourra notamment se faire en tenant compte des coefficients d'absorption des scintillateurs, de leur rendement lumineux ainsi que du flux de particules et de gammas présent dans les régions visitées par le nanosatellite. L'électronique de lecture doit également être dimensionnée plus précisément à la lumière de datasheets plus complètes des différentes cartes disponibles. Ce dimensionnement est, de plus, nécessaire à l'équipe en charge des télécommunications afin qu'il puisse disposer du débit de données nécessaires pour l'envoi des informations vers la station sol.

Les différents contacts avec les entreprises doivent également être entretenus et/ou relancés afin de permettre aux équipes de travail de pouvoir disposer des informations nécessaires à la validation des design envisagés avec leurs composants.