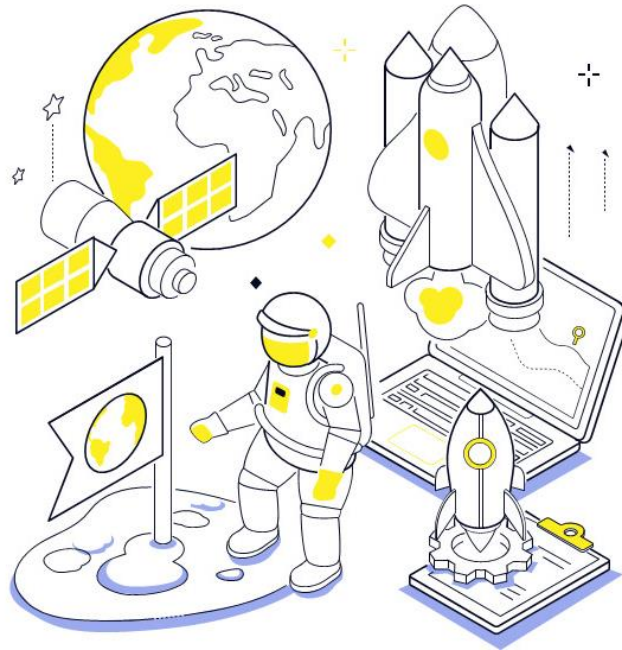


Département de Génie Mécanique

Projet COPR-03: Cube-SAT Prototypage et Test

*** Électronique Embarquée ***



Projet Encadré par:

M. Massioni Paolo

M. Bribiesca Argomedeo Federico

M. Chesne Simon

Équipe COPR-031:

Adam Bakkali – Adrien Denis – Anna Barguès – Emma Alapetite

Joyce Sudi – Matias Cader – Seif Eddine Chahed

Date:

17/06/2022

Table des matières

Remerciements	2
I - Introduction	3
II - Enjeux et organisation du projet	4
1. Présentation de l'équipe	4
2. État de l'art.....	6
3. Analyse fonctionnelle.....	6
III - Génération d'énergie	7
1. Panneaux solaires	7
2. Énergie captée	9
3. Besoins énergétiques	14
.....	14
IV - Carte d'alimentation.....	16
1. Présentation générale du système électrique	16
2. Cahier des charges fonctionnelles de la carte EPS.....	16
3. Détails sur les spécifications techniques de besoin.....	20
4. Architecture électrique de la carte d'alimentation	23
V - L'ordinateur de bord.....	26
1. Présentation générale de l'ordinateur de bord	26
2. Cahier des charges fonctionnelles de l'OBC – On board Computer	26
3. Architecture électrique de l'ordinateur de bord	28
4. Conception et réalisation du banc de test de l'ordinateur de bord	30
VI - Logiciel de vol	32
1. Scénario de vol.....	32
2. Logiciel de vol.....	33
VII - Conclusion	36
VIII - Bibliographie.....	37

Remerciements

Nous tenons à remercier en premier lieu nos tuteurs techniques, Paolo MASSIONI, Federico BRIBIESCA et Simon CHESNE, pour nous avoir guidés et conseillés tout au long de notre projet.

La réalisation de ce projet n'aurait pas pu avoir lieu sans la collaboration et les apports des étudiants du Clubelek : Etienne BETTAN, Kah Hou SIM.

En outre, nous remercions Monsieur Romain BERNIA pour son aide lors de la réalisation de la maquette de notre banc de test de l'ordinateur de bord.

Enfin, nous tenons à exprimer notre gratitude envers les membres des autres groupes du projet ainsi qu'envers toutes les personnes qui ont contribué de manière directe ou indirecte à la réalisation de ce COPR.

I - Introduction

Dans un environnement où l'exploration spatiale devient de plus en plus importante, le développement des CubeSat progresse. Créé dans les années 90 par des professeurs universitaires aux Etats-Unis, le concept de CubeSat consiste en un nanosatellite cubique de dimensions standard : 10cm x 10cm x 10cm pour le format de base.

L'intérêt de ce type de satellite est principalement leur coût de fabrication relativement faible. Ainsi, le concept est né pour permettre aux étudiants ingénieurs de mener un projet d'étude dans le domaine des missions spatiales. Les applications éducatives sont rapidement dépassées et des gouvernements et des entreprises profitent des avantages de ces nanosatellites pour des activités de recherches scientifique et de développement technologique.

Chaque CubeSat a une mission spécifique pour laquelle il est envoyé dans l'espace. En fonction de cette mission, on choisit la charge utile embarquée dans le satellite. Par exemple, pour une mission de communication d'information, il peut s'agir d'une radio logicielle ou d'une boîte noire transactionnelle ; pour une mission d'observation de la Terre, la charge utile serait une caméra.

Aujourd'hui, plus de trois mille de CubeSats ont été envoyés dans l'espace, et de nombreux projets sont en cours de développement.

Le projet GM-SAT

Dans le cadre du COPR-03 du deuxième semestre de 4ème année de Génie Mécanique à l'INSA Lyon, nous avons pour projet de concevoir, fabriquer et tester (sur Terre) un CubeSat. Le travail doit être fait à partir des avancements des groupes du COPR-09 du S1 et en collaboration avec des étudiants les associations CLES-FACIL et Clubelek. Encadré par Paolo Massioni, Simon Chesne et Federico Bribiesca, l'objectif de ce projet est d'envisager le développement et lancement d'un CubeSat fabriqué à l'INSA Lyon à court-moyen terme (environ 3-5 ans).

L'ensemble du groupe a été divisé en trois groupes interdépendants afin de répartir les principales parties du travail. Un groupe est responsable de la structure du CubeSat et des tests de vibrations ; un autre groupe est chargé du système de détermination et de contrôle de l'altitude du satellite ainsi que sur les échanges thermiques auxquels il est soumis ; le dernier groupe est responsable du système électronique du CubeSat.

Notre groupe se concentrera sur la dernière partie : la gestion énergétique et les composants électroniques.

Pour ce qui concerne la charge utile du satellite, on supposera qu'il s'agit du Hardware Security Module choisi par le groupe 1 du COPR-09 du S1. Ceci dit, le choix de la charge utile peut évoluer en fonction, entre autres facteurs, du bilan énergétique de notre CubeSat.

Les principales contraintes du projet sont :

- Conception et fabrication de la structure à l'INSA
- Système de télécommunications pour la transmission d'informations (antennes et émetteur-récepteur d'ondes radioélectriques)
- Choix et intégration d'un ordinateur de bord

- Présence d'un capteur gyroscope 3 axes et de magnétomètres
- Présence d'un récepteur GPS
- Conception et fabrication des coupleurs magnétiques à l'INSA
- Charge utile bien définie
- Génération d'énergie suffisante pour satisfaire les besoins énergétiques de la charge utile (panneaux solaires et parc de batteries)
- Analyse des échanges thermiques du CubeSat
- Financement limité à 1000€ pour cette phase initiale

II - Enjeux et organisation du projet

1. Présentation de l'équipe

L'équipe est constituée de sept élèves de 4^{ème} année en Génie Mécanique à l'INSA de Lyon. Notre groupe est l'équipe responsable du système électronique et de la gestion énergétique du CubeSat. Les diverses responsabilités ont été réparties de la façon suivante.

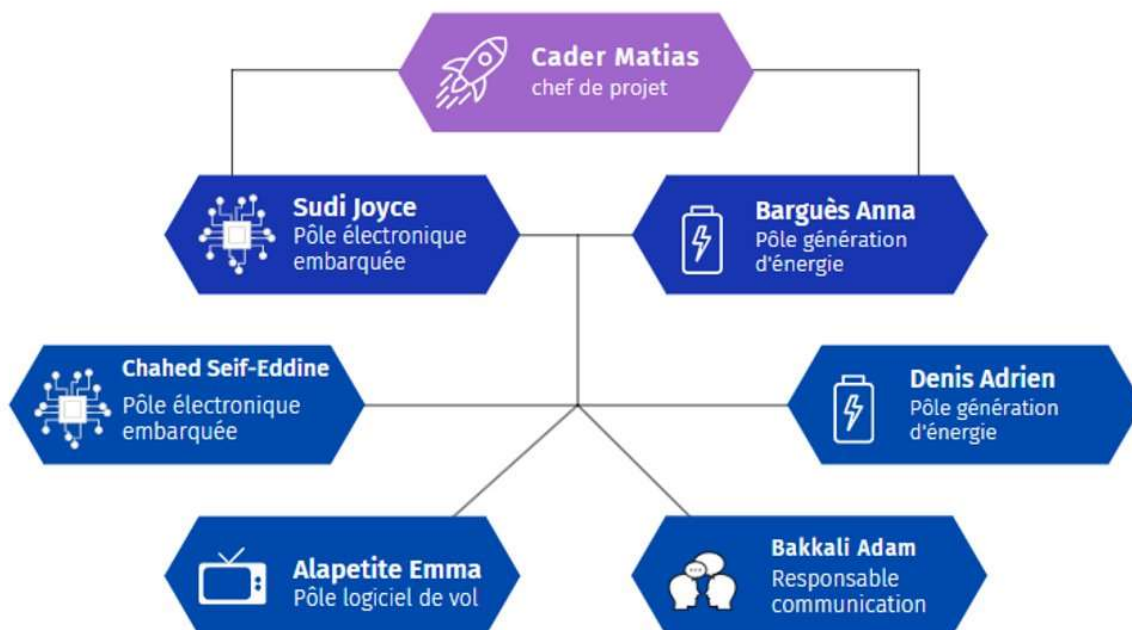


Figure 1 : Organigramme du groupe de projet

Afin de mieux nous organiser au sein du groupe, nous avons assigné à chaque étudiant des responsabilités et des tâches à effectuer. Nous avons créé une matrice RACI pour attribuer les différentes tâches du projet. Voilà ci-dessous la matrice RACI effectuée pour notre projet.

Deliverable or Task	Project Team								Intervenant Exterieur		
	Joyce	Seif	Adam	Emma	Anna	Adrien	Matias	Mr Massioni	Mr Chesne	Mr Briblesca Argomedo	
Organisation Interne											
Plannification des taches	I	R	R	I	I	I	I	I		I	
Plan de management	I	A	R								
Appropriation du Sujet											
Création d'un cahier des charges	R	A/R	R	R	R	R	R	C/I	C/I	C	
Etat de l'art	R	I	I	A/R	R	I	I			I	
Solutions											
Gestion énergétique	I	A	I	I	R	R	A/R	C/I	I	C/I	
Ordinateur de bord	A	A	R	I	I	I	R	C		C	
Organigramme fonctionnel	A	I	I	R	I	A/R	I				
Tableau des pièces	I	I	I	I	R	R	A/R				
Texte explicatif	R	R	R	R	A/R	R	R				
Carte d'alimentation	R	A/R	A	I	I	I	I	C	I	C	
Electronique embarqué	R	R	I	I	I	I	I		C		
Scénario de fonctionnement du CubeSat	I	A	I	R	I	A/R	I		I		
Evaluation des risques	R	R	R	A/R	R	A	R	C	C	C	
Documentation technique	I	I	A/R	R	R	I	I				
Logiciel de vol	A/R	R	I	A	I	A	I				

Insert new rows above this one

R Responsable

A Accountable

C Consulted

I Informed

Travaille sur le projet

Travaille sur le projet et est responsable du résultat fini

Fait des retours sur la tâche

Est informé sur l'avancé du projet et a accès au travail fini

Figure 2 : Matrice RACI du projet

Également, pour planifier plus efficacement le déroulement de notre projet, nous avons établi le diagramme de Gant suivant.

Tâches	Avancement (en %)	Echelle de temps													
		1-mars	8-mars	15-mars	22-mars	29-mars	5-avr.	14-avr.	3-mai	10-mai	17-mai	24-mai	2-juin	15-juin	
Etude du cahier de charge	100														
Planification et répartition des tâches	100														
Travail de recherche	0														
Etat de l'art	100														
Calcul de génération énergétique	100														
Etablir la liste des composants	100														
Calcul des besoins énergétiques	100														
Conception de la carte d'alimentation	80														
Conception de l'ordinateur de bord	0														
JALON : soutenance et rapport intermédiaires	100														
Proposition acceptée															
Commande des composants	0														
Maquette - soudage des composants	0														
Tests des différentes cartes	0														
Programmation du logiciel de vol	0														
Rédaction rapport final	0														
Préparation soutenance finale	0														
JALON : soutenance et rapport finaux	0														

Figure 3 : Diagramme de Gant du projet

2. État de l'art

Avant de nous lancer dans ce projet, nous avons effectué des recherches sur les technologies existantes utilisées sur les satellites et plus précisément, les CubeSats. Nous avons pu trouver beaucoup d'informations sur le sujet dans des articles et revues scientifiques mais aussi dans les rapports de projet des groupes du COPR-09 datant du premier semestre.

Les CubeSats sont donc des unités cubiques dont le volume est 1 litre (10 cm X 10 cm X 10 cm). Ces unités pèsent 1.33 kg et peuvent être associées afin de créer un satellite plus grand ou utilisées seules. Plus de 3000 CubeSats ont été lancés en orbite depuis 1998, la majorité dans une orbite basse (Low Earth Orbit), c'est-à-dire à moins de 1000 km d'altitude. La charge utile du satellite varie en fonction des missions, cependant, plusieurs composants sont nécessaires au bon fonctionnement d'un satellite et ils peuvent être retrouvés sur tous les CubeSats. Tout d'abord, ces derniers doivent être équipés d'un système de télécommunication, donc d'une antenne et d'un émetteur-récepteur adaptés, afin d'échanger des informations avec la Terre. Ensuite, le satellite a besoin d'une source d'alimentation pour réaliser les fonctions énoncées par la charge utile. On peut donc s'intéresser aux panneaux solaires et batteries. Enfin, les CubeSats possèdent un ordinateur de bord permettant de délivrer les instructions assurant le bon déroulement de la mission. Notre groupe se concentrera sur les deux derniers éléments, à savoir le système d'alimentation et de stockage d'énergie, et l'ordinateur de bord.

3. Analyse fonctionnelle

Nous avons réalisé une analyse fonctionnelle afin de répertorier les différentes fonctions permettant le bon fonctionnement général de notre Cubesat. Ainsi, il était plus facile d'avoir une bonne idée des éléments à prendre en compte, les aspects à ne pas oublier lors des premières phases de développement de notre prototype de Cubesat.

Nous avons donc fait le diagramme des interacteurs du CubeSat, permettant de bien définir la place et impact du système dans son environnement.

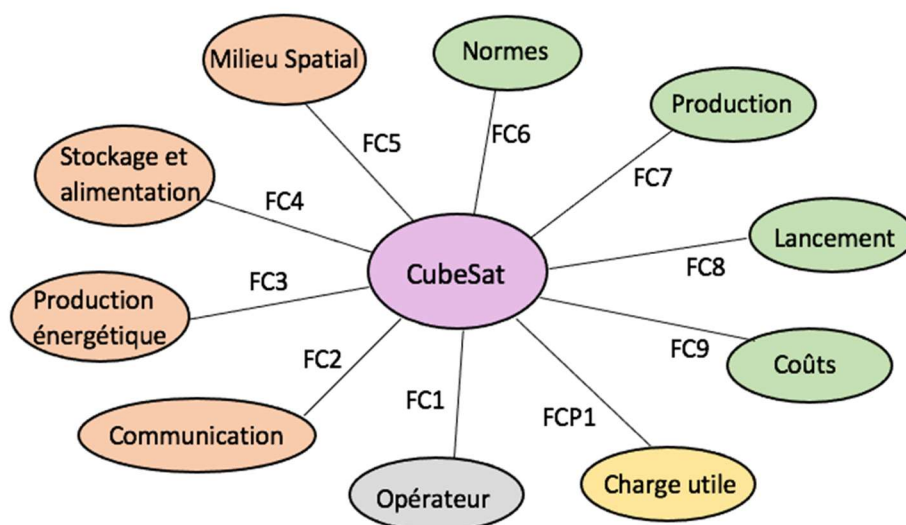


Figure 4 : Diagramme des interacteurs de l'analyse fonctionnelle

Les différentes fonctions auxquelles doit répondre le système sont listées dans le tableau ci-dessous.

FP1	Assurer le bon fonctionnement de la payload
FC2	Assurer l'envoi et la réception de données depuis et vers la Terre
FC3	Récupérer l'énergie nécessaire au bon fonctionnement du CubeSat
FC4	Stocker et fournir l'énergie nécessaire au bon fonctionnement du CubeSat
FC5	Résister au milieu spatial (rayonnement, thermique...)
FC6	Respecter les normes spatiales de CubeSat
FC8	Résister aux différentes sollicitations lors du lancement (accélération, vibration...)
FC9	Être réalisable à coût raisonnable

Tableau 1 : Tableau de fonctions du CubeSat

III - Génération d'énergie

1. Panneaux solaires

- Choix de la technologie pour l'approvisionnement énergétique du CubeSat

Notre CubeSat a besoin d'énergie pour fonctionner, pour cela plusieurs moyens seraient envisageables. Cependant, dans un volume aussi réduit, seul l'utilisation de cellules photovoltaïques est véritablement réaliste. Dans l'espace, le rayonnement solaire n'est pas altéré, l'énergie disponible est donc beaucoup plus importante qu'à la surface de la Terre, c'est pour cette raison qu'il est très intéressant d'utiliser des panneaux solaires. De plus, il existe certains types de panneaux encore plus performants que ceux au silicium qui constituent la majorité du marché mondial.

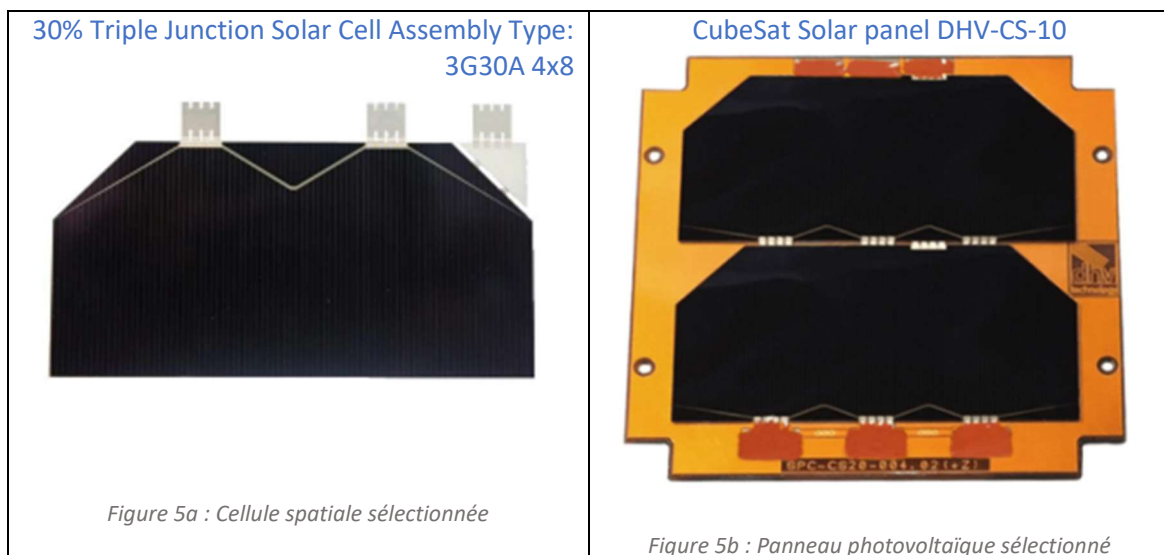
- Sélection du panneau

Le panneau n'étant pas protégé par l'atmosphère comme ceux présents sur Terre, il est directement soumis à une grande quantité de rayonnement, induisant un important apport de chaleur, il doit donc être en mesure d'y résister. De plus, lors du décollage, le CubeSat et donc les cellules sont soumises à une très grosse accélération au cours de laquelle, elles ne doivent pas être endommagées. Ainsi, les panneaux envoyés dans l'espace doivent subir de nombreux tests coûteux afin de garantir la durabilité des cellules vis-à-vis des vibrations, de l'accélération, des rayonnements. Ces tests permettent de normer les cellules

pour l'espace, mais ils ne sont pas réalisables par nous-même, de plus leur prix fait que des composants réalisés par nous-même coûteraient plus chers que des composants déjà normés, bien que leur prix soit exorbitant. Un dernier critère nous permettant de sélectionner un panneau est la dimension disponible. En effet, le groupe travaillant sur la structure du satellite ont prévu des rails sur les arêtes des faces, nous avons donc une surface de 100X80 mm disponible pour implémenter nos panneaux.

Nous avons sélectionné les panneaux : *AzurSpace 30% Triple Junction Solar Cell Assembly 3G30A 4x8*. Ces panneaux coûtent très cher à cause des certifications aérospatiales, mais aussi à cause de la rareté des matériaux, et du fait qu'il s'agisse d'un marché de niche, sans la moindre économie d'échelle.

Cependant, il ne s'agit que des cellules, il est donc très difficile de les monter sur la structure. Pour résoudre ce problème, il est possible d'acheter directement des panneaux pour lesquels les cellules sont déjà monté sur un PCB : *CubeSat Solar panel DHV-CS-10*. Ces panneaux sont néanmoins près de deux fois plus chers que les cellules seules, soit 1450€, cependant, cette structure est déjà certifiée pour l'espace.



- Sélection d'un panneau d'essai

Dans l'optique de réaliser un prototype de notre Cubesat et de tester ses propriétés, nous pouvons chercher un panneau solaire moins coûteux avec des caractéristiques semblables au panneau sélectionné précédemment. Après nos recherches, nous avons identifié un panneau solaire d'essai et nous avons regroupé les caractéristiques principales des deux panneaux sélectionnés dans le tableau suivant :

Caractéristiques des panneaux solaires nécessaires pour couvrir 1 face du CubeSat	2 Cellules solaires à triple jonction 	4 Mini Panneaux Solaires 
Fournisseur	Azurspace	ManoMano
Matériau	Gallium	Silicium polycristallin
Dimensions	2x(40*80) soit 80*80 mm	4x(42.5*48.8) soit 85*97.6 mm
Tension / Intensité / Puissance	4.8 V / 500 mA / 2.4 W	8.4 V / 22 mA / 0.180 W
Rendement théorique	30%	19.5%
Prix	900€	40€

Tableau 2 : Propriétés des deux types de panneaux solaires envisagés

Nous remarquons que le panneau d'essai est moins puissant et possède un rendement inférieur que l'assemblage de cellules Azurspace, comme nous pouvons l'imaginer. Pour des systèmes fonctionnant dans l'espace, on utilise généralement des cellules multi-jonctions constituées de Gallium (GaAs), contrairement aux cellules à base de silicium, majoritaires sur Terre. En effet, les cellules multi-jonctions III-V GaAs permettent de récupérer le rayonnement solaire sur plusieurs plages du spectre du rayonnement solaire, et donc sur une bande plus large, et ainsi, cela augmente le rendement de conversion de ce rayonnement électro-magnétique en électricité. Le panneau d'essai ne se prête donc pas à notre sujet de base mais pourrait très bien être utilisé pour notre prototype.

2. Énergie captée

- Détermination de l'orbite du CubeSat

Avant toute chose nous avons dû prendre une décision quant à l'orbite de notre satellite car cela va avoir des conséquences sur la quantité d'énergie solaire qu'il recevra. Il existe plusieurs classes d'orbites différentes :

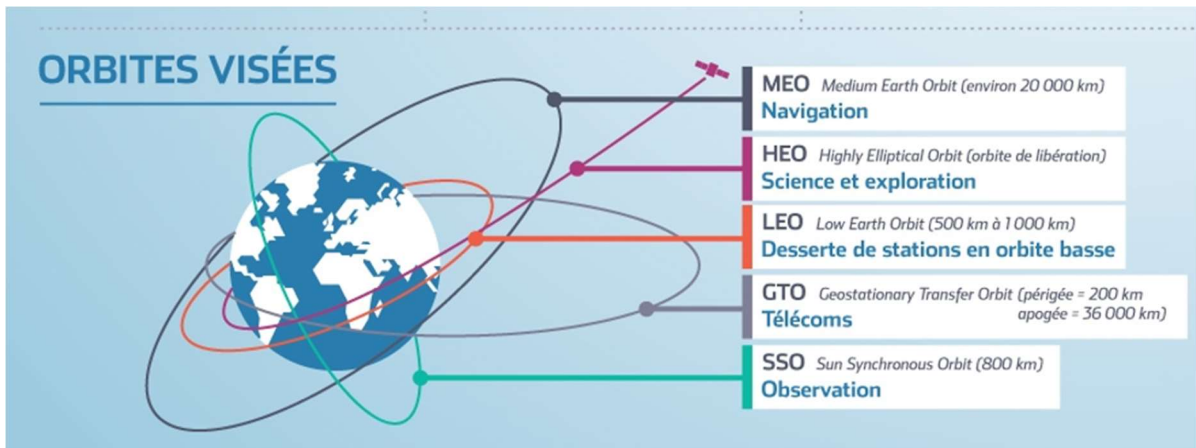


Figure 6 : Schéma des différents types d'orbites parcourues par les satellites

Pour notre projet, nous allons nous baser sur une orbite appelée LEO, ou orbite terrestre basse en français, car elle est plus adaptée pour un satellite de faible taille, masse et puissance et permet une bonne communication entre la Terre et le satellite. Ce type d'orbite ne dépasse pas 2000 km d'altitude. Nous utilisons, dans la suite de notre étude, une altitude de 500 km de manière arbitraire en prenant en compte que la majorité des CubeSats existants se trouvent à une altitude similaire.

- Considération de l'albedo

Dans le cas d'un satellite, il n'y a pas que le soleil qui émet des rayonnements, en effet, la Terre réfléchit directement une bonne partie du rayonnement solaire vers l'espace. Cette proportion de rayonnement directement renvoyé vers l'espace, nommé albedo, varie en fonction de la couleur du sol, et donc du type de sol. Lorsqu'on fait une moyenne de l'albedo à l'échelle de toute la planète, on obtient un albedo d'environ $A = 0.3$, soit 30 % du rayonnement solaire réémis vers l'espace. On peut considérer que ce rayonnement n'est reçu que lorsque le CubeSat se trouve face à une portion de Terre ensoleillée, on peut donc faire l'hypothèse qu'il s'agit d'environ 50% du temps, on a donc $\tau_a = 0.5$.

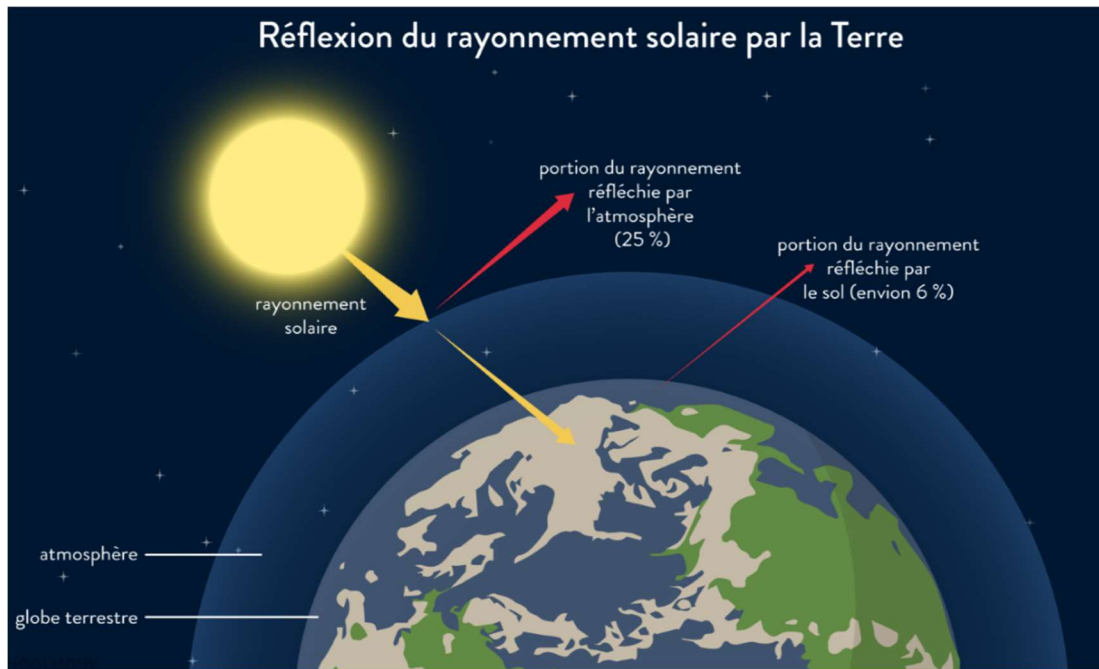


Figure 7 : Schéma du rayonnement réfléchi par la Terre

Nous ferons l'hypothèse que le rayonnement infrarouge émis par la Terre et récupéré par le CubeSat est nul, ce rayonnement ne doit être pris en compte que pour l'analyse thermique du Cubesat puisqu'il contribue à le réchauffer, mais il ne peut être capté par nos cellules photovoltaïques.

- Détermination du pourcentage d'éclairement du satellite par le Soleil

Afin de déterminer l'énergie qui peut être reçue par le CubeSat du Soleil, nous devons tout d'abord calculer combien de temps le satellite est éclairé par les rayons du Soleil et donc peut recevoir l'énergie de ce dernier.

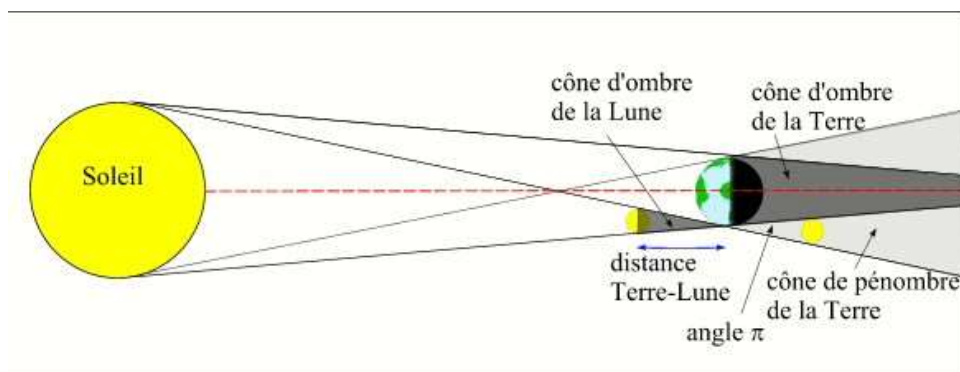


Figure 8 : Schéma de la zone d'ombre de la Terre

On peut voir sur l'image ci-dessus que l'ombre derrière la Terre est assez complexe, avec deux cônes. Nous ferons l'hypothèse que le soleil est à l'infini, ainsi la zone de pénombre n'existe pas et le cône d'ombre est en réalité un cylindre. Cette hypothèse est faible car les angles sont très petits, et les deux hypothèses se compensent très bien.

Nous pouvons donc réaliser un schéma simplifié avec notre hypothèse :

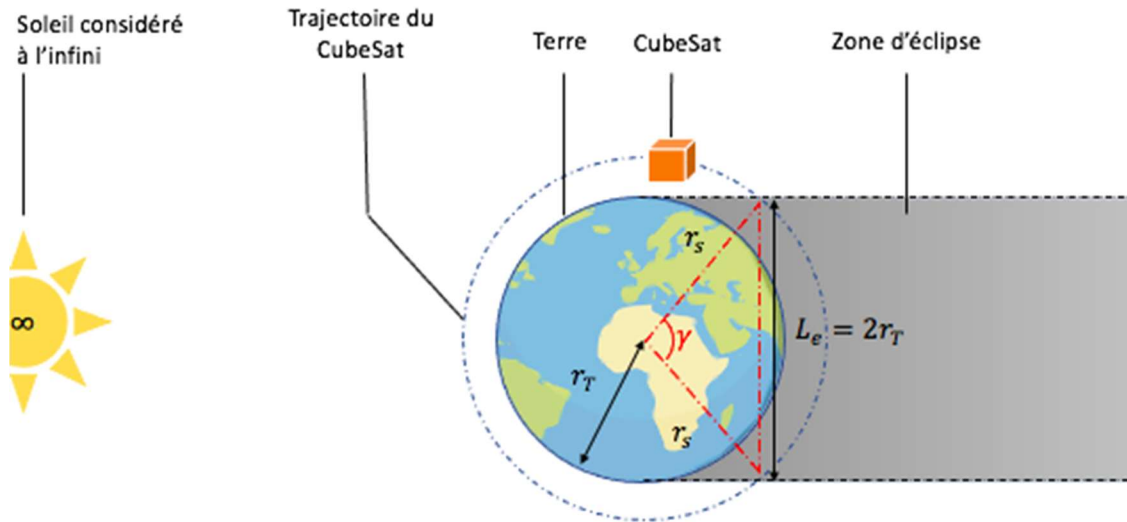


Figure 9 : Schéma simplifié de la zone d'ombre de la Terre

Nous avons, comme expliqué précédemment, un satellite à une altitude d'environ 500 km au-dessus de la surface de la Terre. Donc $r_s = 6371 + 500 = 6871 \text{ km}$

Et d'un autre côté on sait que $r_T = 6371 \text{ km}$, donc $L_e = 2 \cdot r_T = 12742 \text{ km}$

Pour un triangle commun nous pouvons utiliser la loi des cosinus de la manière suivante afin de déterminer l'angle γ :

$$L_e^2 = r_s^2 + r_s^2 - (2 \times r_s \times r_s \times \cos \gamma)$$

$$L_e^2 = (2 \times r_s^2) \times (1 - \cos \gamma)$$

$$\cos \gamma = 1 - \frac{L_e^2}{(2 \times r_s^2)}$$

$$\gamma = \cos^{-1} \left(1 - \frac{L_e^2}{(2 \times r_s^2)} \right)$$

$$\text{On obtient } \gamma = 136,0142^\circ$$

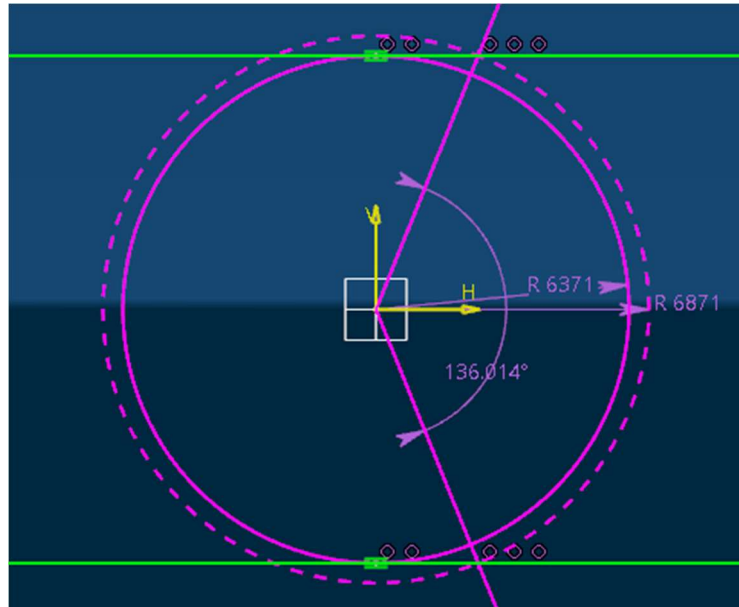


Figure 10 : Vérification de l'angle γ avec le logiciel CATIA

Avec le logiciel CATIA nous obtenons la même valeur pour l'angle γ , cela confirme nos résultats.

On trouve alors le pourcentage d'éclipse : $\tau_e = \frac{100}{360} \cdot 136.01436 = 37.78\%$

- Calcul de la durée d'un cycle

Nous obtenons ensuite le pourcentage de temps où le satellite se trouve dans la zone d'ombre sur un cycle en appliquant la troisième loi de Kepler :

$$\frac{r_s^3}{T^2} = \frac{GM}{4\pi^2}$$

Avec : - la constante gravitationnelle : $G = 6.674 \cdot 10^{-11} \text{ m}^3 \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{s}^{-2}$

- la masse de la Terre : $M = 5.972 \cdot 10^{24} \text{ kg}$

$$\frac{GM}{4\pi^2} = 1.00965 \cdot 10^{13}$$

Avec $r_s^3 = 3.2438 \cdot 10^{20} \text{ m}^3$

Donc le temps pour que le satellite effectue une révolution autour de la Terre est :

$$T = \sqrt{\frac{r_s^3 \cdot 4\pi^2}{GM}} = 5668.2 \text{ s} = 94.47 \text{ min}$$

Avec le pourcentage d'éclipse nous obtenons le temps pendant lequel le satellite est éclairé :

$$T_{\text{soleil}} = T \times (1 - \tau_e) = 3526.7 \text{ s} = 58.78 \text{ min}$$

- Calcul de l'énergie réellement récupérée

Les cellules sélectionnées ont un rendement théorique : $\mu = 28.8\%$

De plus, nous aurons 5 faces couvertes par une surface, $S = 60.36 \text{ cm}^2$

Nous pouvons considérer, en simplifiant, que la surface moyenne exposée au soleil est donc :

$$S_{eff} = \frac{5}{6} \cdot S = 50.3 \text{ cm}^2$$

Cette simplification ne considérant pas les différentes orientations est censée être conservative car la surface projetée moyenne d'un cube est supérieure à la surface d'une seule face. Cependant, il existe des phénomènes de réflexion sur les verres protecteurs des cellules photovoltaïques, qui tendraient à réduire la proportion d'énergie obtenue. On peut donc simplifier en considérant que ces deux mécanismes s'annulent.

On peut ajouter un coefficient de sécurité : $\alpha = 0.85$

Enfin, on sait que la puissance surfacique du rayonnement solaire est : $P = 1370 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2}$

Avec un minimum d'environ $P_{min} = 1315 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2}$ à cause de l'excentricité de l'orbite terrestre.

Ainsi, $E = S_{eff} \cdot P \cdot \mu \cdot \alpha \cdot (T_{soleil} + A \cdot T \cdot \tau_a) = 7383 \text{ J} \cdot \text{cycle}^{-1} = 2.051 \text{ Wh} \cdot \text{cycle}^{-1}$

Cependant, cette énergie tient compte du fait que l'on parvient à récupérer du rayonnement sur plusieurs face en même temps, ce qui n'est pas facile à faire par nous-même. Ainsi, si ce n'est pour l'instant pas le cas, il faudrait donc diviser cette valeur par deux à trois, en partant sur cette configuration, néanmoins les besoins en énergies sont trop importants pour que cette solution soit envisageable, nous allons donc considérer que nous sommes capables de capter de l'électricité sur plusieurs faces, grâce à un système acheté dans le commerce.

3. Besoins énergétiques

Subsystem	Component	Tension nominale (V)	Courant nominal (mA)	Puissance P = U.I (mW)	le % du temps	L'énergie (mWh)	coût(€)
On Board computer	Power Management HAT	5	40	200	100	314,90	40
	Raspberry zero mini	5	80	400	97	610,91	50
	Raspberry zero 400%	5	250	1250	3	59,04	
Communication module	Émetteur	5	600	3000	1	47,24	8500
	Récepteur	5	70	350	100	551,08	
	Module GPS	2.6	25	60	100	94,47	55
	Antenna	3,33	12	40	100	62,98	
	Antenna deployment (couteau thermique artisanal)	5	1000	5000	1 fois 1s	200,00	
Actuators & Sensors	Arduino uno(nano)	5	40	200	100	314,90	25
	Temperatur sensor DS18B20	5	1,5	7,5	100	11,81	8
	Gyroscope	3,6	7	25,2	100	39,68	19
	Accelerometer	1.8 to 3.6	0,35	1,225	100	1,93	4
	Magnetometer MMC5983 MA (7 m/sec)	5	60	300	30	141,71	19
	Magnetorquers MTQ3X max	5	240	1200	1	18,89	9750
	Magnetorquers MTQ3X continu	5	35	150	99	233,81	
Total						2503,34	18470

Tableau 3 : Récapitulatif de la puissance à fournir

Les valeurs de coût correspondent à des valeurs trouvées sur des sites marchands, elles permettent d'obtenir des approximations, mais il est probablement possible d'obtenir certains composants pour un peu moins cher, voire d'avoir à déboursier plus, si le composant n'est plus disponible sur le site en question, si les frais de ports sont élevés ou si les prix montent (à cause d'une pénurie par exemple)

Les valeurs de tensions et d'intensité du courant sont, elles aussi, majoritairement tirées des datasheets. Lorsqu'elles n'étaient pas présentes, elles n'ont pu être obtenues en récupérant les valeurs d'autres projets de Cubesats.

Nous avons déterminé l'énergie apportée par les cellules photovoltaïques pendant un cycle (temps nécessaire au Cubesat pour faire un tour de la Terre, soit 94,5 minutes), ainsi nous avons aussi considéré l'énergie utilisée pendant un cycle. Pour les calculs concernant l'énergie nécessaire, nous avons considéré que les composants seraient autant utilisés pendant chacun des cycles.

Concernant les puissances à fournir pour chaque composant, la principale difficulté a été le fait que parfois, on a uniquement des valeurs maximales, on ne sait donc pas combien il nous faut en moyenne, dans notre cas précis (notamment pour l'émetteur/récepteur)

Déterminer les pourcentages d'utilisation de chaque composant a été le plus long et difficile, en effet, il était difficile d'estimer, sans pouvoir tester. Quel est le temps de fonctionnement nécessaire pour chaque capteur, pour le magnéto-coupleur ? Combien de temps l'ordinateur de bord va-t-il fonctionner à pleine puissance, à puissance minimale ? Nous pouvions parfois nous baser sur différents projets de cubesat comme IGOSat [13], [14]. Nous avons finalement été contraints de prendre des valeurs conservatives probablement bien trop élevées, ce qui induit des besoins énergétiques beaucoup trop élevés en comparaison à ce que peuvent fournir les cellules photovoltaïques.

Nous avons parfois dû mettre deux lignes pour un seul composant comme l'ordinateur et les magnéto-coupleurs pour représenter les différents modes d'utilisation, plus ou moins gourmands en énergie.

Une fois toutes les valeurs trouvées, il était alors possible d'obtenir l'énergie totale nécessaire au fonctionnement du cubesat pendant un cycle complet, sans payload, et ainsi la comparer à l'énergie fournie par les panneaux solaires sur le même temps. Les résultats obtenus sont plutôt décevants, puisque, même sans payload, nous avons besoin de plus d'énergie pour fonctionner dans cette configuration (environ 2500mWh) que nous n'en captions grâce aux panneaux solaires (2050mWh).

IV - Carte d'alimentation

1. Présentation générale du système électrique

Le rôle principal du système d'alimentation électrique¹ (Electrical Power System - EPS) du nanosatellite est de fournir aux autres systèmes du satellite l'énergie électrique nécessaire à leur bon fonctionnement. Ce sous-système du nanosatellite a donc la charge de la génération de l'énergie électrique, de la régulation de cette énergie et de sa distribution aux autres composants.

La source primaire d'énergie est l'énergie provenant des panneaux solaires qui sont exposés au rayonnement solaire direct ou au rayonnement indirect de l'albédo.

Des batteries sont utilisées afin de stocker cette énergie provenant de panneau solaire afin de l'utiliser lorsque le satellite passe dans l'ombre (« Éclipse »). Ces batteries peuvent également contribuer à fournir suffisamment d'énergie lors de pic de la demande de la charge utile à bord du satellite ou des autres composants embarqués dans le CubeSat (pic de courant ou de tension).

L'énergie ainsi collectée par les cellules photovoltaïques et stockée dans les batteries est ensuite distribuée aux autres systèmes du satellite en fonction des leurs besoins.

2. Cahier des charges fonctionnelles de la carte EPS

2.1. Spécifications mécaniques

FP 1 : Assurer un montage compact et standard des différentes cartes

Critères d'appréciation	Niveau d'appréciation	Indice de flexibilité
Se conformer aux dimensions de la norme PC/104 ¹	-Dimensions : 95.89x90.17 mm ² -Hauteur entre étage : 11.05m	F0

FP 2 : Résister aux vibrations lors du lancement

Critères d'appréciation	Niveau d'appréciation	Indice de flexibilité
Satisfaire aux différents tests de vibrations standardisés : <ul style="list-style-type: none">• Choc• Vibrations sinusoïdales	Se référer aux documents de références pour le Cube-SAT (General environmental verification standard - GEVS for gsfc flight programs and projects) ² et aux documents du lanceur	F0

¹ An overview of satellite Electrical Power Systems (EPS) on the global marketplace for space : <https://blog.satsearch.co/2020-06-10-satellite-electrical-power-systems-eps-on-the-global-marketplace-for-space>

² GENERAL ENVIRONMENTAL VERIFICATION STANDARD (GEVS) For GSFC Flight Programs and Projects.203p [En ligne] https://explorers.larc.nasa.gov/2019APSMEX/MO/pdf_files/gsfc-std-7000a_final_3-28-18.pdf

• Vibrations aléatoires		
-------------------------	--	--

FP 3 : Résister à l'environnement spatial

Critères d'appréciation	Niveau d'appréciation	Indice de flexibilité
Résister à la température	Source : Groupe projet ADCS & Analyse Thermique³ -30°C~40°C en surface -10°C~10°C à l'intérieur	F1
Résister aux rayonnements	Rayonnements Gamma & X : Se référer aux documents de références pour le Cube-SAT (General environmental verification standard - GEVS for gsfc flight programs and projects)	F1

2.2. Spécifications électriques

FP 1 : Récupérer l'énergie nécessaire au fonctionnement du Cube-SAT

Critères d'appréciation	Niveau d'appréciation	Indice de flexibilité
Récupérer le maximum d'énergie possible	- Intégrer un Multi-input / Single Output MPPT -Utilisation des cellules multi-jonctions III-V ⁴ GaAs (Gallium /Arsenic) pour les panneaux solaires - Tension Panneaux-solaires > 5V + Pertes dans les diodes & transistors	F0

³ Zeljko Ivezic. A simple numerical model for the variation of cubesat temperature along its orbit. University of Washington, USA11p.[en ligne] <https://faculty.washington.edu/ivezic/Publications/CubeSats.pdf>

⁴ Semi-conducteur III.[En ligne]

https://fr.wikipedia.org/wiki/Semi-conducteur_III-V

FP 2 : Stocker l'énergie récupérée

Critères d'appréciation	Niveau d'appréciation	Indice de flexibilité
Stocker une quantité d'énergie suffisante pour un cycle complet de fonctionnement du Cube-SAT	- Environ $\sim 2.5\text{Wh/Cycle}$ (Estimation sans le payload) - Batteries capable de fournir une tension $> 5\text{V}$ - Intégrer une jauge SoC (State of Charge / Etat de charge de la batterie)	F1

FP 3 : Réguler les tensions selon le besoin

Critères d'appréciation	Niveau d'appréciation	Indice de flexibilité
Avoir une tension fixe en sortie	- Intégrer un Buck-Convertor 5v (Pour l'ordinateur de Bord - Raspberry Pi Zero et le magnéto coupleur) - Intégrer un Buck-Convertor 3.3v (Pour l'accéléromètre – gyroscope, les magnétomètres, le GPS et les capteurs de température.)	F0

FP 4 : Distribuer l'énergie dans les différents composants

Critères d'appréciation	Niveau d'appréciation	Indice de flexibilité
Être capable de fournir une tension/intensité même lors des pics d'énergie	- Pic de courant 1.35A (Cfr Tableau 3) - Tension de 5V/3.3V	F0
Optimiser de Cycle de charge/décharge	- Intégration d'un Algorithme BMS (Battery Management System)	F0

FP 5 : Protéger le circuit de batterie pour le cycle charge/décharge

Critères d'appréciation	Niveau d'appréciation	Indice de flexibilité
Disposer d'un circuit d'équilibrage de la charge et de la décharge de la batterie	- Assurer le diagnostic et la sûreté de fonctionnement d'une batterie	F0

FP 6 : Surveiller l'état de sous-systèmes (Tension-Courant-Température Paramètres d'entretien)

Critères d'appréciation	Niveau d'appréciation	Indice de flexibilité
Surveiller la température intérieure	- Intégrer des capteurs de température	F0
Surveiller le courant/la tension	- mesure du courant et de la tension - Intégrer un disjoncteur de courant pour limiter certains pics de courants	F0
S'assurer que l'ordinateur ne reste pas bloqué à une étape particulière de l'exécution de ses tâches	- Intégrer la fonction Watch dog Et un horloge temps – réel RTC (Real Time Clock)	F0

FP 7 : Protéger les opérateurs qui intègrent l'engin spatial dans la soute de la fusée. [P-POD - Poly Picosatellite Orbital Deployer]

Critères d'appréciation	Niveau d'appréciation	Indice de flexibilité
Intégrer une broche RBF – Remove Before Flight ⁵	La broche RBF est un objet physique qui sépare le système d'alimentation du Cube-SAT du reste du reste des circuits (en particulier le processeur central). Idéalement, la broche RBF est retirée après l'intégration du Cube-SAT	F0

⁵ The CubeSat Program, Cal Poly SLO. CubeSat Design Specification Rev. 13. California Polytechnic State University. [en ligne]

https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/56e9b62337013b6c063a655a/1458157095454/cds_rev13_final2.pdf

	<p>dans le dispositif de lancement de vol, mais elle peut être retirée juste avant l'intégration.</p>	
--	---	--

3. Détails sur les spécifications techniques de besoin

Cette partie du rapport se concentre sur les spécifications techniques des exigences auxquelles doit répondre le système d'alimentation électrique du nanosatellite.

Le satellite doit satisfaire des exigences critiques lors du lancement [3.3 *Electrical Requirements p.12, CubeSat Design Specification Rev. 13, The CubeSat Program, Cal Poly SLO*] (vibrations de la structure) et surtout résister à l'environnement spatial hostile (Température des fonctionnements des composants et les radiations). Les exigences du lancement seront détaillées plus tard.

3.1. Les besoins en alimentation

Le système d'alimentation électrique du nanosatellite a besoin de plusieurs niveaux de tension pour les différents capteurs et sous-systèmes qu'il alimente. La gestion de ces niveaux est une fonction de ce système.

Pour notre satellite, nous aurons besoin de niveau de tensions suivantes pour les différents capteurs et sous-systèmes :

- 5 V ou 3.3V pour l'ordinateur de Bord (Raspberry Pi Zero) et le magnéto coupleur
- 3.3 V pour l'accéléromètre – gyroscope (IMU – Inertial Measurement Unit), les magnétomètres, le GPS et les capteurs de température.

3.2. Les besoins en fiabilité

L'état de santé du satellite doit être régulièrement surveillé afin de s'assurer qu'aucun sous-système ne présente de problème lors de différentes opérations du satellite en orbite.

Une fonction essentielle de la carte EPS est de collecter les informations de routine provenant de divers sous-systèmes et capteurs. Il s'agit de mesurer diverses tensions, courants et températures importantes, appelés "paramètres d'entretien".

Ces paramètres sont ensuite communiqués à la station au sol dans le cadre de la télémétrie du satellite afin de pouvoir suivre l'état de santé général du système et se prémunir contre d'éventuelles défaillances ou sous-performances du système.

3.3. La protection contre les évènements singuliers

Les niveaux élevés de rayonnement dans l'espace peuvent provoquer un "verrouillage à événement unique" dans les dispositifs à semi-conducteurs du satellite⁶. Il convient donc de se prémunir contre ces événements grâce à un blindage en plomb massif pour protéger l'ordinateur de bord et l'électronique embarquée (protection contre les rayonnements gamma).

L'interaction des particules chargées de l'environnement spatial avec les matériaux constitutifs d'un circuit intégré peut induire des défaillances perturbant le bon fonctionnement de celui-ci, voire conduisant à sa destruction.

La solution retenue dans ce projet consiste à l'ajout d'un disjoncteur limiteur de courant pour éviter toute surintensité du courant dans les différents circuits du satellite (nous reviendrons sur ce composant plus tard dans le rapport).

Il convient également de prévoir un circuit intégré assurant la fonction de Watchdog pour redémarrer l'ordinateur si le système ne répond pas après un certain délai.

3.4. Compatibilité Electromagnétique

La compatibilité électromagnétique (CEM) d'un appareil définit la capacité de ce dernier à fonctionner normalement sans être affecté par les perturbations électromagnétiques présentes dans son environnement et sans que ses propres émissions ne perturbent d'autres appareils avoisinants. Certains termes sont spécifiques à ce domaine d'étude, en effet, le dispositif perturbateur est appelé « source », le perturbé est « victime ». Le moyen de transmission des perturbations électromagnétiques est appelé « couplage ». Nous allons, dans cette partie, étudier la compatibilité électromagnétique au sein de la charge utile de notre CubeSat, que ce soit par rapport aux émissions externes ou internes. [15]

De nombreux risques liés à une mauvaise CEM existent, cependant les plus notables sont la dégradation des signaux liés aux capteurs thermiques et d'attitude, ainsi que l'accroissement des perturbations sur les signaux envoyés.

- Sources perturbatrices externes

Les contributions externes représentent les perturbations liées aux équipements qui se situent à l'extérieur du satellite. Le rayonnement électromagnétique présent dans l'environnement spatial est constitué de rayons, les plus présents sont les rayons gamma ou les rayons X.

Notre satellite sera isolé électromagnétiquement de ces rayons par un blindage électromagnétique, en effet, une des couches du bouclier conçu par l'équipe "Structure" a le rôle de cage de Faraday. Un bouclier de Faraday peut être formé par une couche de matériau conducteur ou, dans le cas d'une cage de Faraday, par un maillage de ces matériaux. Dans notre projet, ce matériau conducteur sera du cuivre. [16]

La cage de Faraday décrite ci-dessus fait office de blindage électromagnétique cependant elle ne permet pas la protection face aux champs magnétostatiques tels que le champ magnétique terrestre.

⁶ An overview of satellite Electrical Power Systems (EPS) on the global marketplace for space : <https://blog.satsearch.co/2020-06-10-satellite-electrical-power-systems-eps-on-the-global-marketplace-for-space>

Cela ne pose pas de problèmes généralement pour les satellites et permet aux magnéto-coupleurs de diriger le CubeSat car le champ magnétique que ce dispositif entraîne interagit avec cette magnétosphère.

Un problème souvent rencontré dans le milieu spatial est la difficulté à isoler les composants électroniques des particules à très hautes énergies (Zetta-particules). [17]

Transportées par le vent solaire, ces particules sont les phénomènes les plus énergétiques connus dans la nature, et sont donc très dangereuses pour l'Homme et ses technologies. Nous sommes protégés de ces rayonnements par la Ceinture de Van Allen. La Ceinture de radiation de Van Allen est une zone de particules chargées énergétiquement, provenant également du vent solaire. Ces particules sont capturées et maintenues autour de la Terre par son champ magnétique. Elle entoure la Terre et empêche les électrons les plus rapides et les plus énergétiques, comme les Zetta-particules, d'atteindre notre planète.

Notre CubeSat resterait à une altitude de 500 km, il serait donc protégé de ces radiations par les deux ceintures de Van Allen, la ceinture intérieure se situant à un ordre de grandeur de 1000 km d'altitude. [18]

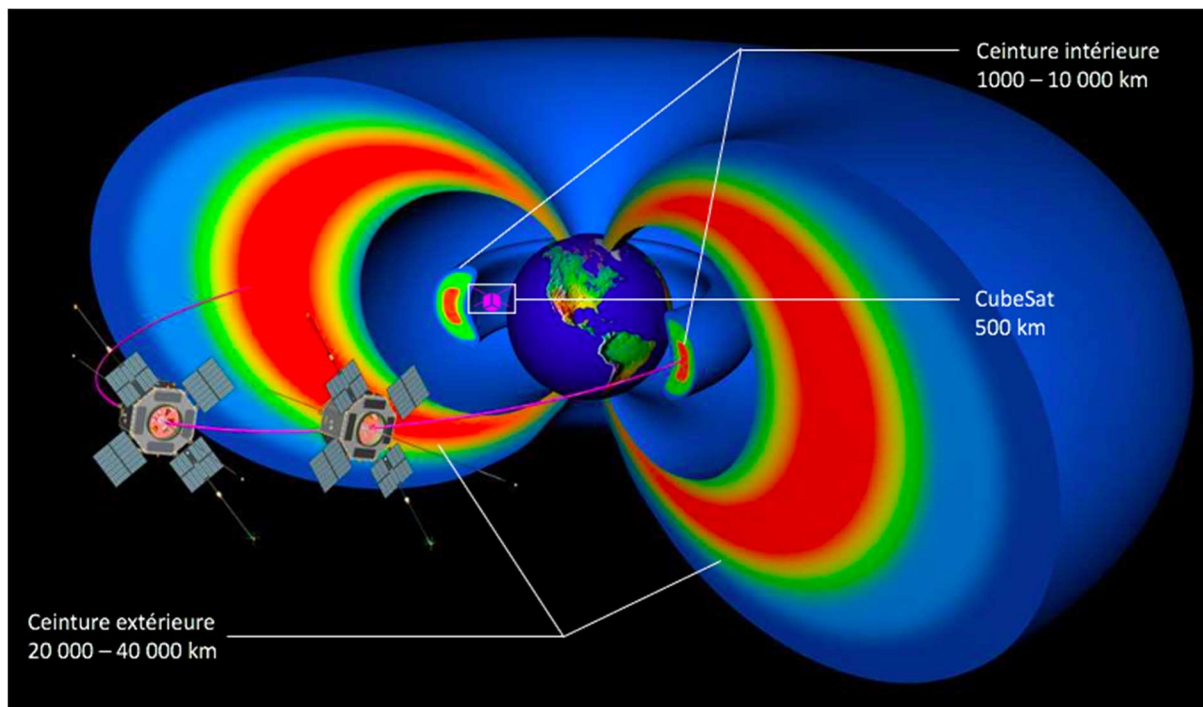


Figure 11 : Ceintures de Van Allen

- Sources perturbatrices internes

Les équipements internes au satellite sont tous susceptibles d'émettre un champ EM néfaste aux autres équipements du satellite. L'influence de ces perturbations peut être quantifiée en prenant en compte le rayonnement des différents équipements, il peut être soit donné par le constructeur soit mesuré.

Le terme "couplage" définit la transmission de perturbation entre sources et victimes.

Il existe différents types de couplage. Nous pouvons citer le couplage à impédance commune qui se produit lorsque des circuits où circule un courant ont un tronçon commun ayant une certaine

impédance. Cela peut être évité en modifiant le câblage et en reliant les mailles en un seul point. Cela peut poser problème si notre système ne possède qu'une source d'alimentation (exemple : batterie).

Il existe également le couplage capacitif, comme son nom l'indique, il décrit un système où une capacité est induite entre deux conducteurs. Afin de protéger nos dispositifs de ces couplages, une solution serait d'entourer le conducteur à protéger par une tresse de blindage. Ces dernières se trouvent communément sur le marché.

Lorsqu'un courant parcourt un conducteur, un flux magnétique peut être induit ainsi qu'une force électromotrice dans d'autres conducteurs. Ce phénomène est défini comme un couplage inductif. Plusieurs solutions peuvent être envisagées pour ce couplage, comme une structure de câblage telle que les champs induits se compensent (structure torsade) ou comme un blindage.

- Méthodes de protection CEM

Nous avons précédemment évoqué quelques méthodes dites de "découplage", nous allons maintenant développer ces techniques plus en détails ainsi que les étapes à suivre dans une démarche de CEM.

En premier lieu, il est important d'étudier précisément le montage électrique. En effet, la majorité des phénomènes de couplages ne sont pas dus aux dispositifs en eux-mêmes mais à la position des éléments les uns par rapport aux autres. Il convient tout d'abord de placer les éléments dont la position est nécessaire, puis de travailler sur les éléments restants en prenant en compte à chaque étape de notre réflexion les causes possibles de couplages. Certaines lignes directrices pour cette démarche sont par exemple d'éviter les tronçons communs entre les circuits, d'espacer les conducteurs et de raccourcir au maximum les câblages.

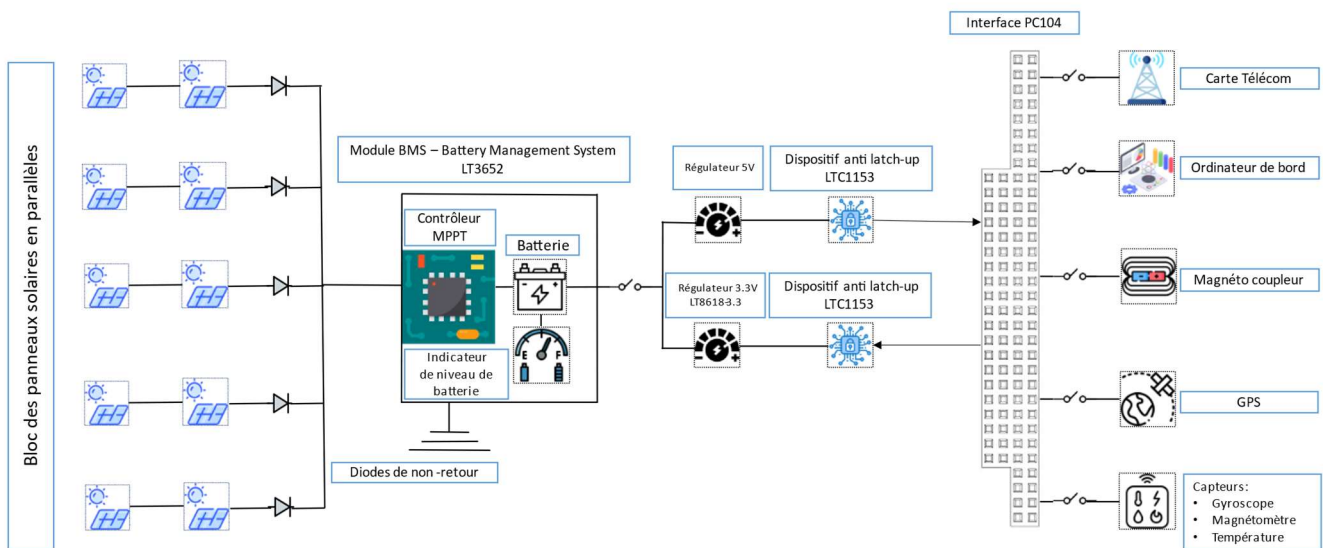
Ensuite, d'autres pistes peuvent être explorées en fonction de la situation. L'impédance de certains éléments peut être adaptée afin de minimiser la résistance du circuit au passage de courant et de maximiser le rendement.

Enfin, le blindage est une solution de découplage. Ce n'est pas une solution optimale pour des perturbations internes à la structure car c'est une solution assez lourde, nous utiliserons donc cette solution en dernier recours si l'immunité électromagnétique du circuit perturbé n'est pas suffisante après l'application des méthodes précédentes.

4. Architecture électrique de la carte d'alimentation

4.1. Aperçu général du sous-système

Le schéma de principe de l'architecture électrique du système d'alimentation proposé est celui de la figure suivante :



@ Les icônes sont la propriété intellectuelle de flaticon.com
Copyright © 20102022 Freepik Company

Figure 12 : schéma de l'architecture électrique du système d'alimentation

Le schéma électrique complet de l'EPS – Electrical Power System est ajouté en annexe de ce document (Annexe 2)

4.2. Spécifications sur les composants électriques choisis

- MPPT Controller LT3652 & Battery Management System

Ce composant embarque :

Un contrôleur MPPT (Maximum Power Peak Tracking) : permettant de faire fonctionner le panneau photovoltaïque du satellite à sa puissance maximale indépendamment de la température, de l'ensoleillement et de la direction des panneaux permettant un échange de puissance optimale avec la batterie [26]

Une thermistance pour surveiller la température de la batterie : mesure la température de la batterie pour couper la recharge en cas de surchauffe.

Une minuterie de sécurité programmable

- Régulateur 5V et 3.3V :

Ils permettent de convertir l'énergie de batterie aux niveaux de tension requis par les autres composants (3.3 V et 5 V).

- Dispositif anti latch-up LTC1153

Ce composant permet de protéger le satellite contre les événements singuliers (pics de courant).

Il s'agit d'un disjoncteur limiteur de courant qui détecte une surintensité du courant dans les composants électroniques du satellite.

- Indicateur de niveau de batterie

Il permet de faire la télémétrie sur l'état de recharge de la batterie.

- Switch

Les différents commutateurs permettent d'activer ou désactiver l'alimentation de certaines fonctions du CubeSat selon le scénario de vol (éclipse, alignement avec la station terrestre pour envoyer des informations, etc ...), et selon le niveau de la batterie.

V - L'ordinateur de bord

1. Présentation générale de l'ordinateur de bord

Le système satellitaire s'occupe principalement de recueillir et de transmettre des données ou des consignes entre leurs sous-systèmes. Le lien de communication embarqué avec tous les autres sous-systèmes est l'ordinateur de bord qui est le cerveau du CubeSat. Il s'agit d'un ordinateur embarqué qui gère les commandes et les données du satellite. Il sert à transférer et optimiser le flux de données vers les différents sous-systèmes mais également superviser tous les processus qui se déroulent à l'intérieur du satellite grâce à des fonctions Watch dog qui permettent de maintenir le bon fonctionnement du système. L'OBC est basé sur un microcontrôleur ou micro-ordinateur qui lui-même est connecté avec les I/O (Entrées/Sorties) via des bus sériels. [25]

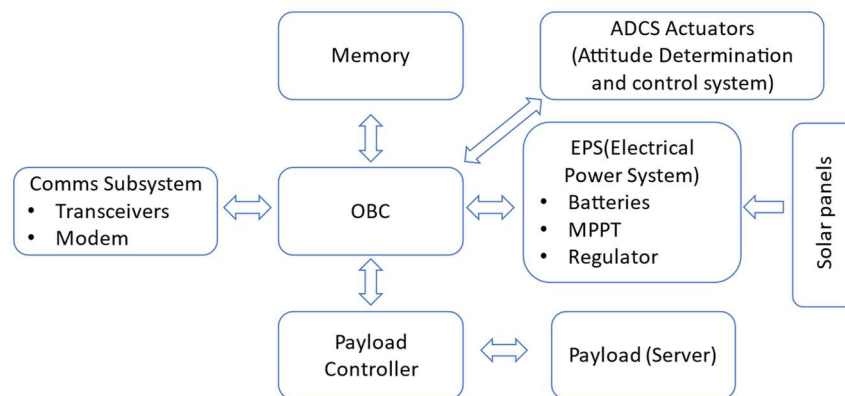


Figure 13 : Architecture globale de l'OBC

2. Cahier des charges fonctionnelles de l'OBC – On board Computer

Les fonctions principales d'un OBC sont comme suit⁷ :

- Enregistrer et stocker des données de télémétrie du satellite et du payload
- Encoder et décoder les paquets des données venant ou partant vers la station terrestre de control
- Surveiller les sous-systèmes, intégrer la fonction Watch dog, pouvoir redémarrer les sous-systèmes si cela est nécessaire

Afin de choisir et valider un OBC il doit satisfaire aux plusieurs critères de sélection. Ci-dessous nous mettons une liste non exhaustive des fonctions à respecter :

⁷ Colin González. SPECIFICATION TECHNIQUE DE BESOIN ORDINATEUR DE BORD [en ligne]. Disponible sur : <http://igosat.in2p3.fr/wp-content/uploads/2015/09/SPECIFICATION-TECHNIQUE-DE-BESOIN-ORDINATEUR-DE-BORD.pdf>

FP 1 : Assurer la réinitialisation de l'OBC

Critères d'appréciation	Niveau d'appréciation	Indice de flexibilité
Intégration d'un programme de démarrage et de réinitialisation	-Enregistrer les dates des évènements dans un fichier log.	F0

FP 2 : Stocker les données

Critères d'appréciation	Niveau d'appréciation	Indice de flexibilité
Intégration d'une mémoire de stockage	Mémoire suffisante pour pouvoir stocker les fichiers log et les données de télémétrie nécessaire au fonctionnement de cubesat	F0

FP 3 : Traiter les données E/S

Critères d'appréciation	Niveau d'appréciation	Indice de flexibilité
-Récupération des données de la charge utile -Recevoir le signal de Watch dog -Décoder le code binaire venant de la carte télécom	Compresser et décompresser les données dans un délai court (120 secondes maximum)	F0

FP 4 : intégrer une interface de communication standard

Critères d'appréciation	Niveau d'appréciation	Indice de flexibilité
Pouvoir commander avec un signal analogique	-intégrer un bus CAN(Controller Area Network)	F0
Pouvoir commander avec un signal numérique	-intégrer un bus I2C ,UART, RS232	F0

3. Architecture électrique de l'ordinateur de bord

3.1. Aperçu général du sous-système

L'architecture de l'ordinateur de bord est présentée sur l'image ci-dessous.

Elle comprend :

- Une unité de gestion d'alimentation des différents modules : Cette fonction peut être réalisée par un microcontrôleur type Arduino Nano v3, nous avons fait le choix de ce microcontrôleur pour sa simplicité mais il conviendrait d'opter pour un microcontrôleur très basse consommation comme le TI MSP 430/432 ou l'ESP32.
- Un ordinateur central, la Raspberry Pi zero 2 W.

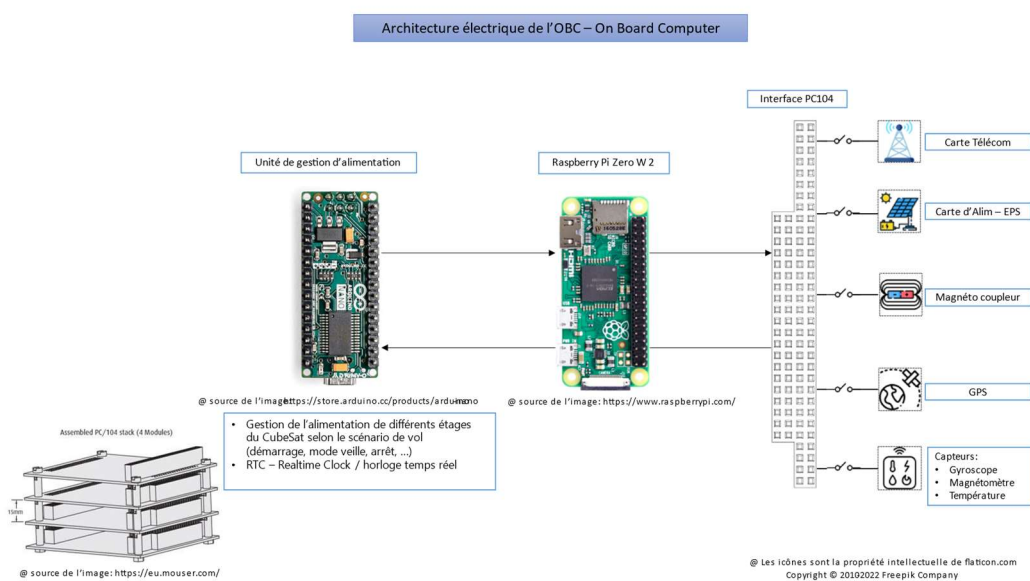


Figure 14 : schéma de l'architecture électrique de l'ordinateur de bord

3.2. Spécifications sur les composants électriques choisis

a) Raspberry Pi zero 2 W

Du fait de son faible coût d'achat et de sa compatibilité avec le système d'exploitation Linux, plusieurs missions récentes embarquent la Raspberry Pi comme ordinateur central.

Ces raisons sur le coût et la compatibilité Linux ont conduit la NASA (National Aeronautics and Space Agency) à développer des logiciels de vol taillés pour ce type de mission afin de faire avancer la technologie spatiale open source : Les NASA F' et NASA CFs [20].

Pour notre application, nous avons fait le choix de la Raspberry Pi zero 2 W (v2). Le fait que ce dernier embarque un processeur ayant une architecture ARM v8 lui permet de prendre en charge la

distribution Ubuntu Server de linux qui a une meilleure compatibilité avec les logiciels de vol de la NASA [21]. La Raspberry Pi zero v1.1 a une architecture ARM v6 non compatible avec les distributions Linux ayant les meilleurs supports logiciels et est compatible uniquement avec Raspian OS (une version lite de Debian Bullseye).

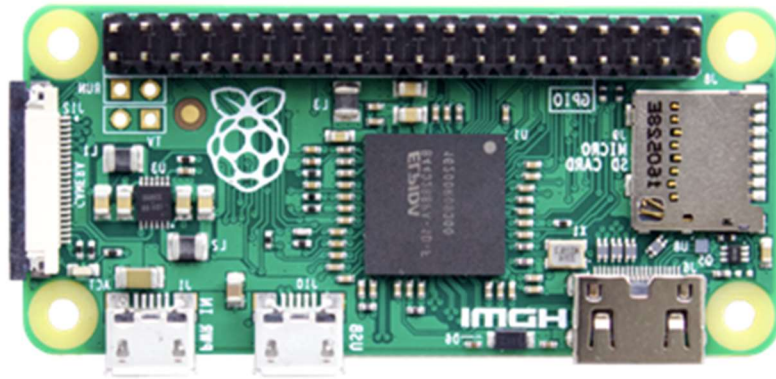


Figure 15 : Raspberry Pi zero 2 W. source de l'image: <https://www.raspberrypi.com/>

b) Arduino nano v3

Dans l'application que nous avons réalisée, nous avons choisi l'Arduino nano v3 essentiellement pour sa simplicité afin d'assurer la fonction de gestion de l'alimentation des différents modules.

Comme nous l'avons mentionné dans le point précédent, il conviendrait d'opter pour un microcontrôleur très basse consommation comme le TI MSP 430/432 ou l'ESP32, l'Arduino nano est gourmand en énergie. En effet le choix d'un microcontrôleur se base essentiellement sur les 2 critères : puissance de calcul et consommation énergétique auxquelles on peut ajouter le coût (si production série, moyenne, unitaire) [22].

Ce microcontrôleur a la charge d'allumer et d'éteindre l'ordinateur principal si l'ordinateur ne répond pas (fonction Watch dog), de surveiller le niveau de la charge de batterie et selon le déroulement du scénario de vol allumer ou éteindre certains modules dans le but d'optimiser la consommation énergétique du CubeSat.

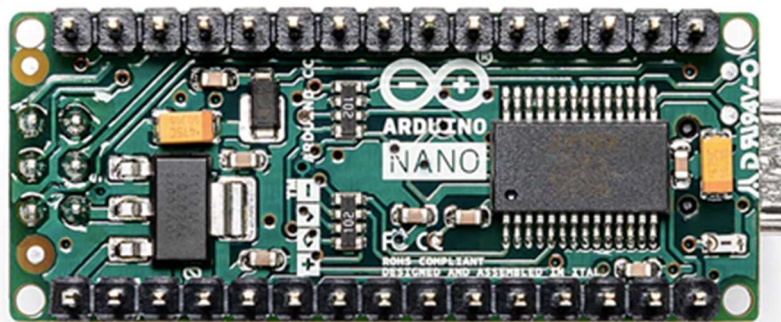


Figure 16 : Arduino nano v3. Source de l'image : <https://store.arduino.cc/products/arduino-nano>

4. Conception et réalisation du banc de test de l'ordinateur de bord

Afin de permettre à ce que les équipes qui continueront sur ce projet puissent se concentrer également sur le choix et l'implémentation du logiciel de vol, afin de faciliter également le prototypage et le test de l'actionneur magnétique et des autres modules, nous avons conçu et réalisé un banc de test de l'ordinateur de bord.

Ce banc de test comprend un Raspberry Pi zero 2 W et un Arduino nano v3.

Tous les GPIOs de l'Arduino Nano et de la raspberry Pi sont disposés de manière accessible avec le diagramme de brochage (Pinout Diagram ou numéros de pins) convenable (ceci est présent dans tous les modèles Arduino et absent dans tous les Raspberry Pi). Cette disposition de pins facilite le prototypage et le test des composants.

Nous avons prévu également des ports JST à 2 pins (GND & +5V) pouvant servir soit à alimenter les 2 cartes Arduino et Raspberry Pi si elles ne sont pas branchées à l'ordinateur, soit pour alimenter derrière d'autres composants tirant un faible courant moins de 20 mA.

PRÉCAUTIONS DE SÉCURITÉ : Prendre les mêmes précautions comme avec un Arduino ou un Raspberry Pi :

- Séparer l'électronique de commande de l'électronique de puissance en utilisant par exemple de diode de non-retour pour les composants réactifs type bobines, moteurs, etc... et une alimentation séparer
- Éviter d'alimenter de tels composants directement avec ce banc, les Arduino et les Raspberry Pi ne sont pas dimensionnés pour tirer beaucoup de courant [23].

Les datasheets de l'Arduino et de la Raspberry Pi sont rassemblées dans le dossier technique du projet.

Le schéma électrique complet du banc de test est ajouté en annexe de ce rapport (Annexe 1)

L'ATmega328 (Arduino Nano) se connecte au Raspberry Pi par 2 GPIOs. Ces broches sont définies par le firmware utilisé pour allumer et éteindre la Raspberry Pi [24]. Ci-dessous les pins connectés :

Côté de la Raspberry Pi		Côté de l'Arduino	
GPIO de la Raspberry Pi	GPIO de l'Arduino	Description de la fonction	
GPIO20	A3	Entrée : Le Raspberry Pi s'arrête si la broche est détectée comme haute. Vous devez la régler sur Low lorsque vous travaillez	Sortie : S'il est réglé sur High, le Raspberry Pi s'éteindra. Vous devez la régler sur Low lorsque le Raspberry Pi est allumé.
GPIO21	D7	Sortie : Si cette broche est haute, cela signifie que le Raspberry Pi fonctionne. Elle devient basse si le Raspberry Pi est éteint.	Entrée : Si le Raspberry Pi fonctionne, elle sera détectée comme haute, et elle sera détectée comme basse si le Raspberry Pi est éteint.

Ci-dessous, on présente les images de l'ordinateur de bord, conçu sur le logiciel KiCAD, et de l'assemblage final du banc de test.

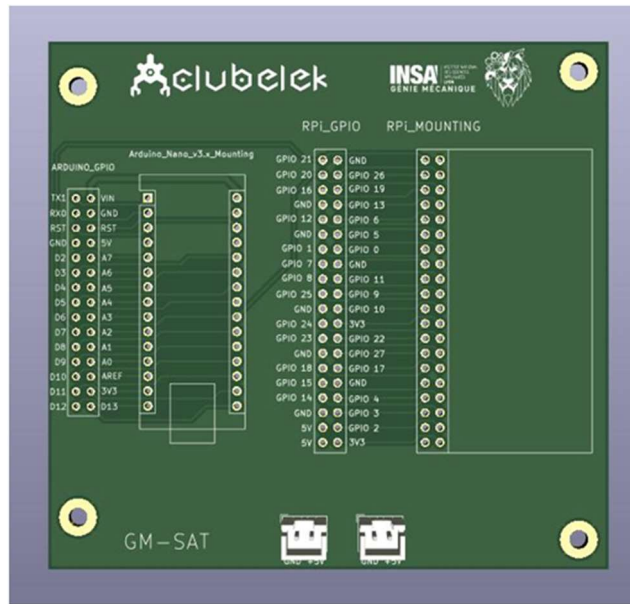


Figure 17 : Image de l'ordinateur de bord sur le logiciel KiCAD

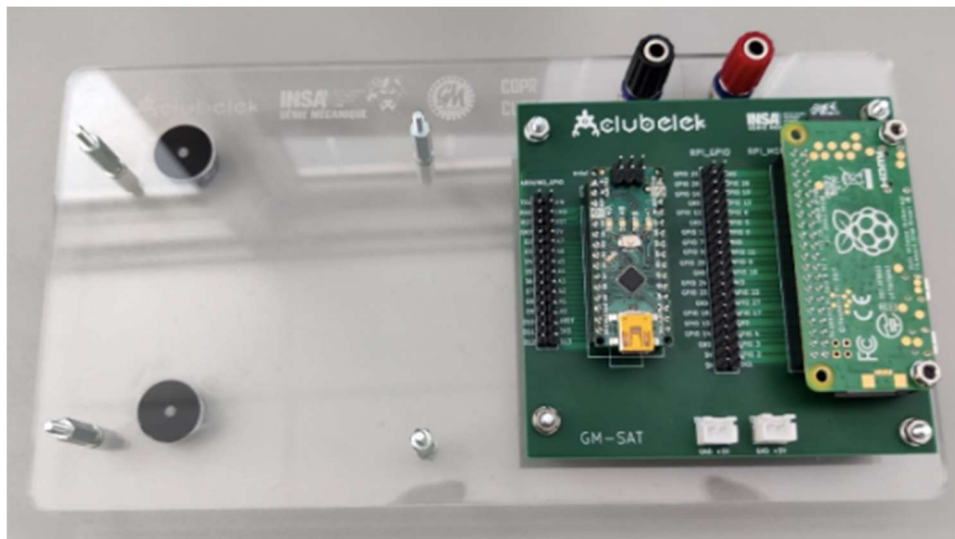


Figure 18 : Assemblage du banc de test de l'ordinateur de bord.

VI - Logiciel de vol

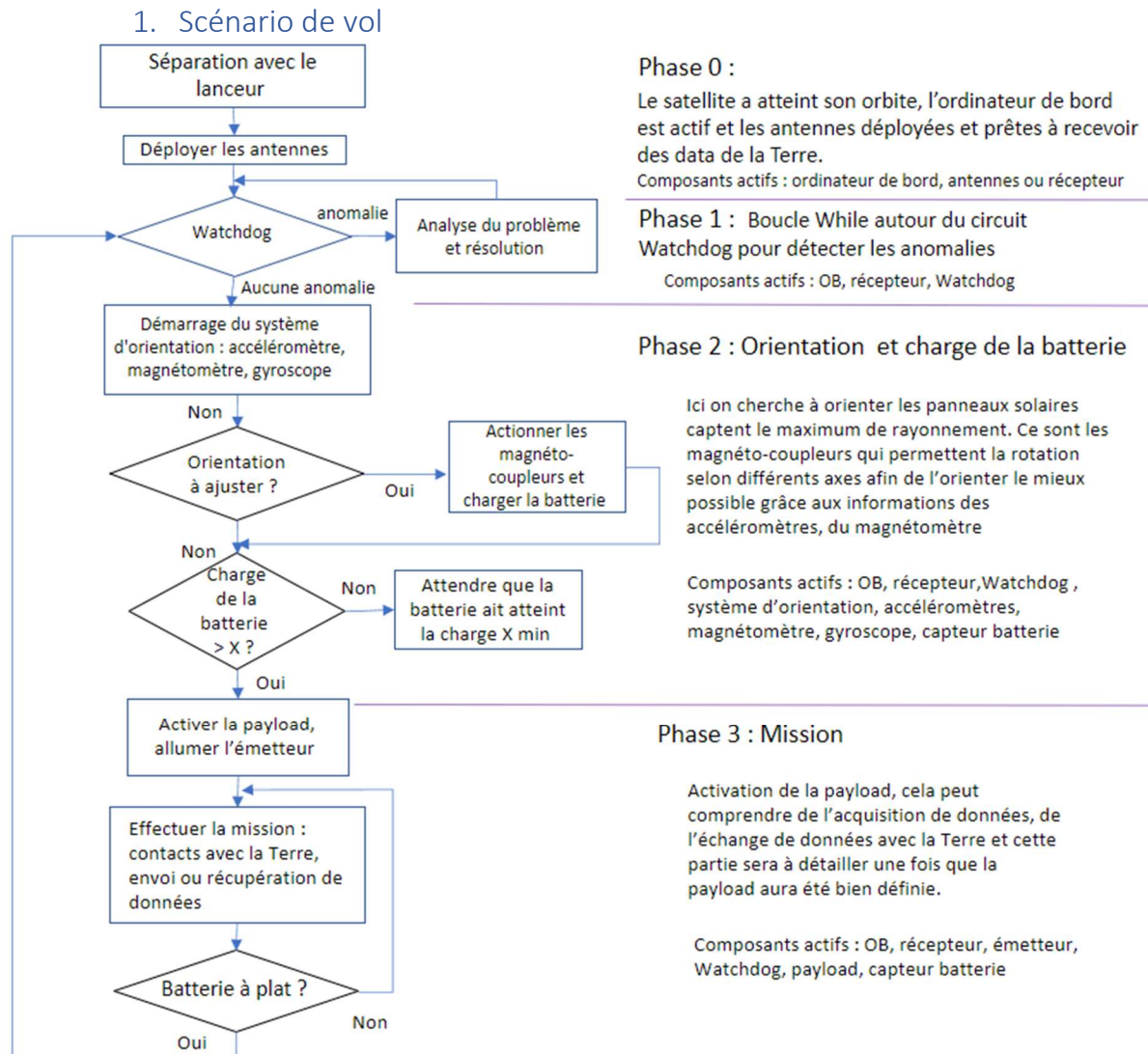


Figure 19 : Organigramme logique du scénario de vol

L'organigramme ci-dessus est une première ébauche de scénario de vol standard, à partir de la séparation avec le lanceur. Il comprend le déploiement des antennes, le protocole de démarrage du système d'orientation du cubesat afin de charger les batteries et l'activation de la payload. Une boucle while avec la fonction Watch dog a également la charge de la détection d'anomalies dans le fonctionnement du CubeSat. Cependant, ce scénario est loin d'être parfait car nous n'avons pas pu nous intéresser à la résolution complète des anomalies ou encore à la mission de la payload, que nous avons volontairement écartée de nos travaux ce semestre. Il ne comprend pas non plus la fin de vie du satellite ou de télécoms de façon précise, il s'agit juste de donner une idée de ce que serait le code du logiciel de vol afin d'avoir une bonne idée globale du fonctionnement du CubeSat.

2. Logiciel de vol

2.1 Étude comparative des différents logiciels de vol open sources et propriétaires

Le logiciel de vol est ce qui permet au CubeSat d'effectuer toutes les opérations nécessaires pour faciliter l'objectif de la mission et assurer le bon fonctionnement de ce dernier en effectuant des tâches de maintenance (Surveillance régulières et diagnostique). Il est implémenté sur l'ordinateur de bord (OBC) qui communique avec les autres modules (EPS, ADCS, Télécommunication). Ainsi, il est primordial pour garantir la robustesse du CubeSat.

D'après les différentes documentations que nous avons parcourues, les critères les plus importants pour choisir un logiciel de vol sont les suivants : open source, le succès de précédentes missions, la mémoire et puissance nécessaires au fonctionnement, la garantie de fonctionnement dans le temps, la fiabilité, les missions spécifiques qui pourraient nous intéresser... [29]

Après avoir comparé plusieurs logiciels tels que GERICOS, SAVOIR, KUBOS, F Prime, cFS, NMF, sur ces critères, nous avons choisi F Prime de la NASA.

En effet, même si tous les logiciels cités sont open source, la quantité de documents disponibles est très variable : GERICOS et cFS , sont les plus documentés car ce sont les seuls à avoir équipé une mission spatiale couronnée de succès, tandis que F Prime bénéficie de l'héritage de cFS et également d'une large documentation. De plus F Prime est amélioré et principalement utilisé par la NASA, ce qui en dit long sur sa fiabilité. Un dernier argument porte sur les missions spécifiques que F Prime permet

Critère	cFS	Fprime	KubOS	NanoSat MO (NMF)	CAST	GERICOS
Open source	Oui	Oui	Non	Non	Oui	Oui
Précédents succès, héritage	++	+	-	-	-	++
Fiabilité	++	++	-	-	-	+
Mémoire et Puissance	+	+	+	-	+	+
Missions spécifiques	+	+++	-	-	-	-

Tableau 4: Comparaison des différents logiciels de vol

2.2 Détails sur la solution retenue

Le développement du logiciel se fait sur deux parties ; La partie principale contient les fonctions et les services de base réutilisables et indépendants de la mission. La NASA a développé une Framework **F' (ou F Prime)** open-source au sein de son laboratoire NASA's Jet Propulsion Laboratory dédié spécialement pour le prototypage rapide et les applications de vol spatial.

Ce logiciel contient une liste assez riche pour des fonctions qui facilitent la mission spatiale. Voici une description de quelques fonctionnalités :

- **ADCS tlm (Adcs Télémétrie) :**

L'étage ADCS écrit la télémétrie à une fréquence de 4 Hz, ce qui est trop difficile à traiter pour l'OBC. Cette fonction facilite le traitement des données et leur analyse par commande afin que les opérateurs sur terre puissent toujours évaluer la santé du matériel.

- **Eps mgr (EPS Manager) :**

Le gestionnaire EPS est responsable à la gestion des opérations et commandes de bas niveau. Il enregistre la télémétrie et vérifie les états de sorties d'alimentation et surveille le niveau de tension s'il se situe dans une plage raisonnable de celle attendue.

- **Gpio lib :**

Cette fonction gère la commutation entre la collecte de données à partir de la charge utile et l'ADCS.

- **Pilote GPS :**

L'application GPS gère principalement les données de télémétrie du module GPS et gère l'analyse des données pour filtrer les informations nécessaires et envoyer par exemple l'heure et la position.

Pour la phase prototypage, nous avons choisi de travailler avec ROS (ROBOT OPERATING SYSTEM) à cause de la non-disposition de la version de la Raspberry pi zero 2 qui intègre l'architecture processeur ARM v7 qui support Linux Ubuntu Server. ROS est un system d'exploitation dédié spécialement pour des applications robotique. Cette solution est également en train d'être développée par la NASA et le laboratoire ADAMUS (Advanced Autonomous Multiple Spacecraft) de l'université de Floride pour la phase prototypage. Les missions à venir vont servir à valider la réutilisabilité de cette solution.[27]

ROS⁸ Offre un cadre logiciel multitâche ouvert et efficace et peut être adapté à des fins spatiales en plus des opérations robotiques auxquelles il est destiné.

La structure de ROS peut être décomposée en un ensemble des fonctions qui s'appellent "**Nodes**" communiquant par le biais d'un protocole de transfert de données TCP en utilisant des "**Topics**" qui sont l'équivalent des canaux de transmissions de l'information.

Les Nodes peuvent être des "**Publishers**" qui éditent et publient l'information, des "**Subscribers**" qui reçoivent l'information ou les deux en même temps. Pour que deux nodes peuvent se communiquer, ils doivent s'inscrire au même topic via une connexion TCP en précisant à chaque fois le type de données envoyé et reçu ainsi que la fréquence de la publication de l'information.

Nous avons choisi ROS car il supporte la fonctionnalité multilinguisme hybride. C'est-à-dire que nous pouvons programmer via C++ et Python en même temps et selon le besoin. ROS contient également une bibliothèque très riche en open source qui est capable de d'effectuer des taches telles que l'EKF (Extended Kalman filter) et UKF (Unscented Kalman filter) pour estimer les états non observables de Cubesat et pour filtrer les données du GPS en utilisant la technique de fusion des

⁸ Source:

Evaluation of ROS and Arduino Controllers for the OBDH Subsystem of a CubeSat
<https://www.diva-portal.org/smash/get/diva2:829190/FULLTEXT01.pdf>

A Novel Approach to CubeSat Flight Software Development Using Robot Operating System (ROS)
<https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=4843&context=smallsat>

capteurs ou (**Sensor fusion**). Il contient aussi **RVIZ**, un module pour la simulation en temps réel des systèmes avec la réalité virtuelle. Enfin il s'occupe de la gestion de communication entre les différentes fonctions avec le Framework des nodes.

Dans la suite, nous avons établi un premier diagramme des fonctions non exhaustif pour identifier les fonctions principales à coder sur ROS.

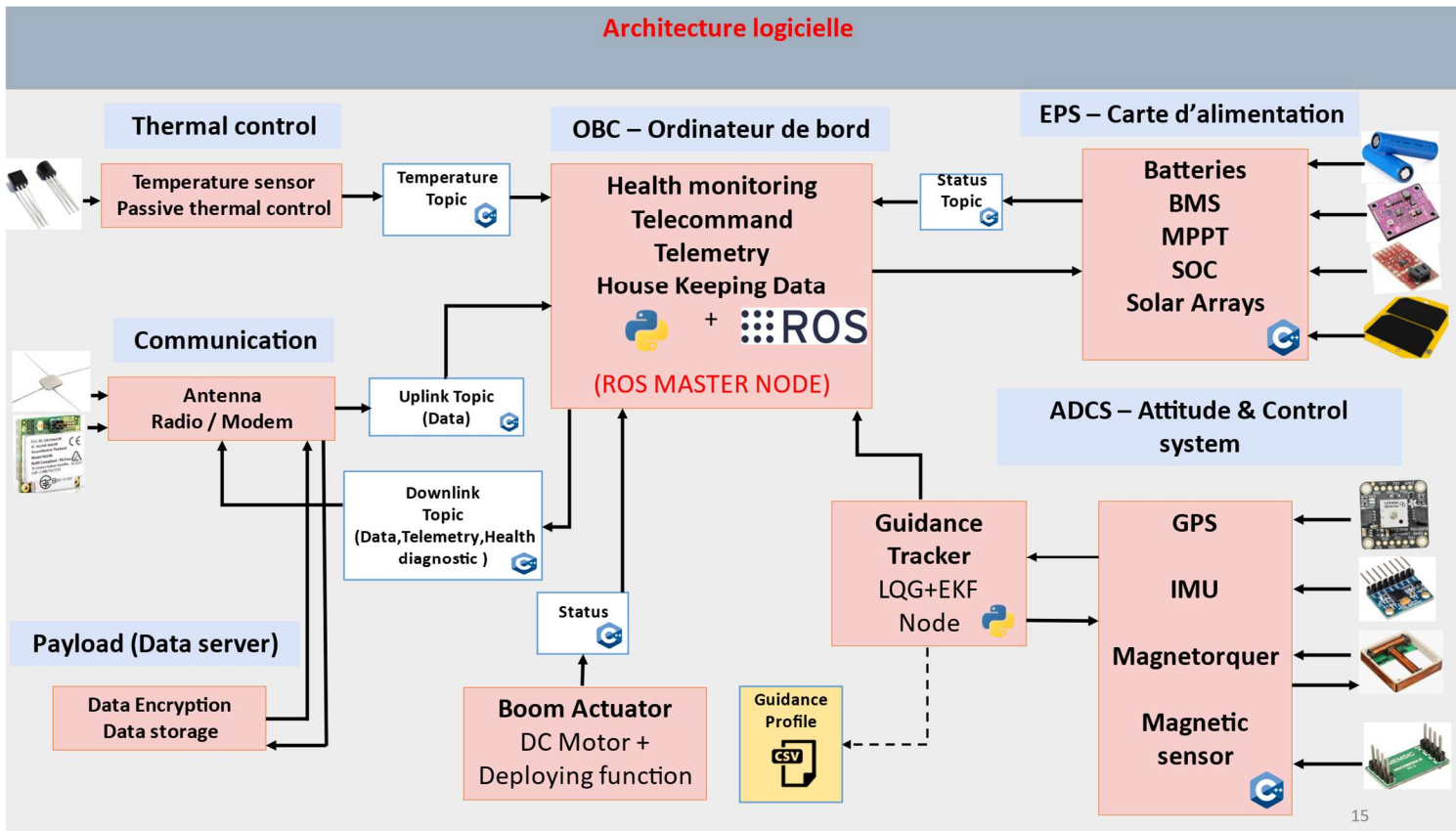


Figure 20 : Diagramme pour logiciel de vol sur ROS

VII - Conclusion

En conclusion, on peut dire que ce projet nous a permis de développer nos compétences de travail en équipe. En effet, il nous a fallu nous organiser afin de bien gérer notre temps et répartir les différentes tâches suivant les compétences de chaque membre du groupe. La communication au sein du groupe mais également avec les autres groupes a représenté un point très important de ce projet, les trois groupes étant interdépendants. Ainsi, nous avons réussi à suivre un rythme soutenu qui nous a permis d'accomplir la plupart des objectifs fixés.

Pendant ce projet, nous avons rencontré plusieurs difficultés. Principalement, les compétences en électronique nécessaires pour notre sujet étaient en dehors de notre domaine d'expertise. C'est pour cela que la conception de la carte d'alimentation et de l'ordinateur de bord du satellite ont nécessité de nombreuses heures d'auto-formation. Également, cela a constitué un véritable défi le fait d'avoir à faire la différence entre les besoins du CubeSat qui serait envoyé dans l'espace et ceux du CubeSat envisagé pour cette première phase de prototypage.

Enfin, ce projet a été très enrichissant en termes de compétences techniques et au niveau du travail en équipe. Nous avons réussi à surmonter les principales difficultés rencontrées et à trouver une dynamique de travail nous permettant d'aboutir à un rendu de qualité. Notamment, notre travail, ajouté à celui des autres groupes, permettra ultérieurement à d'autres étudiants de reprendre le projet et continuer avec la phase suivante, en espérant qu'un jour nous pourrions envoyer dans l'espace un CubeSat conçu et fabriqué à l'INSA Lyon.

VIII - Bibliographie

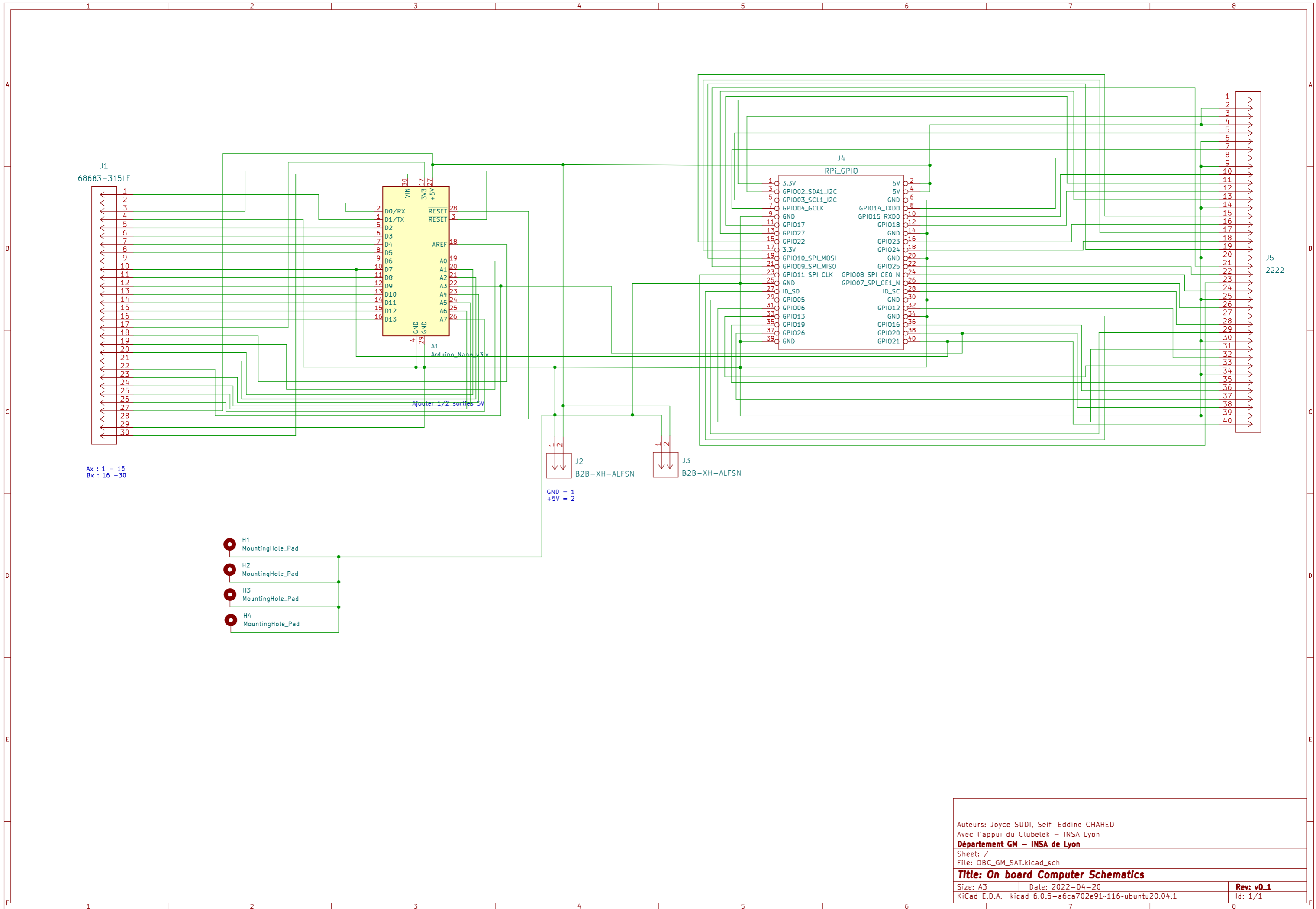
- [1] NASA. LEO Economy FAQs [en ligne]. Disponible sur: <https://www.nasa.gov/leo-economy/faqs> (Consulté le 15/03/2022)
- [2] CLUBIC. Les différentes orbites communes des satellites. BOTTLAENDER Eric. Pollution spatiale : combien de satellites et de débris sont actuellement en orbite ? [en ligne]. Disponible sur : <https://www.clubic.com/mag/sciences/conquete-spatiale/article-877125-1-satellites-debris-combien-objets-orbite.html> (Consulté le 15/03/2022)
- [3] SCHOOLMOUV. Le bilan radiatif de la Terre [en ligne]. Disponible sur : <https://www.schoolmouv.fr/cours/-le-bilan-radiatif-de-la-terre/fiche-de-cours> (Consulté le 15/03/2022)
- [4] OBSERVATOIRE DE PARIS – PSL. Le cône d'ombre et le cône de pénombre [en ligne]. Disponible sur : https://media4.obspm.fr/public/ressources_lu/pages_eclipses-lune/stlp-cone-ombre-penombre-lune.html (Consulté le 15/03/2022)
- [5] SOLARPEDIA. L'énergie photovoltaïque [en ligne]. Disponible sur: http://fr.solarpedia.net/wiki/index.php?title=L%27%C3%A9nergie_photovolta%C3%AFque (Consulté le 15/03/2022)
- [6] AZURSPACE. Improved Voltage at Maximum Power Point [en ligne]. Disponible sur: http://www.azurspace.com/images/products/0003805-01-01_DB_3G30A.pdf (Consulté le 15/03/2022)
- [7] CUBESATSHOP. CubeSat Solar panel DHV-CS-10 [en ligne]. Disponible sur: <https://www.cubesatshop.com/product/cubesat-solar-panels-dhv/> (Consulté le 15/03/2022)
- [8] SOLARPEDIA. Le photovoltaïque pour satellite [en ligne]. Disponible sur: http://fr.solarpedia.net/wiki/index.php?title=Le_photovolta%C3%AFque_pour_satellite#:~:text=Les%20semi%2Dconducteurs%20%C3%A0%20base,pour%20des%20cellules%20solaires%20spatiales (Consulté le 15/03/2022)
- [9] MANOMANO. 0.36W / 2V Diy Mini Panneau Solaire Module Avec Des Lignes Solar Cell 188 * 78.5Mm Pet Silicium Polycristallin [en ligne]. Disponible sur: <https://www.manomano.fr/p/036w-2v-diy-mini-panneau-solaire-module-avec-des-lignes-solar-cell-188-785mm-pet-silicium-polycristallin-13674523> (Consulté le 15/03/2022)
- [10] EPS: Electrical Power Supply [en ligne]. Disponible sur: <http://www.ece3sat.com/cubesatmodules/eps/> (Consulté le 15/03/2022)
- [11] NASA CubeSat Launch Initiative. CubeSat 101: Basic concepts and processes for first-time CubeSat developers [en ligne]. 2017. Disponible sur: https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/nasa_csl_i_cubesat_101_508.pdf (Consulté le 15/03/2022)
- [12] GONZALEZ-LLORENTE Jesus, ORTIZ-RIVERA Eduardo. Comparison of Maximum Power Point Techniques in Electrical Power Systems of CubeSats [en ligne]. 2013. Disponible sur: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2013/all2013/8/#:~:text=Some%20researchers%20have%20claimed%20that,characteristic%20of%20the%20solar%20array> (Consulté le 15/03/2022)

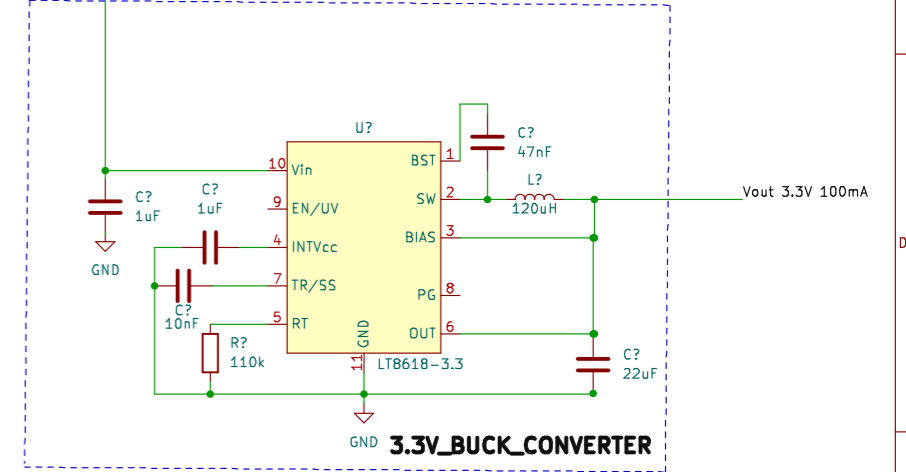
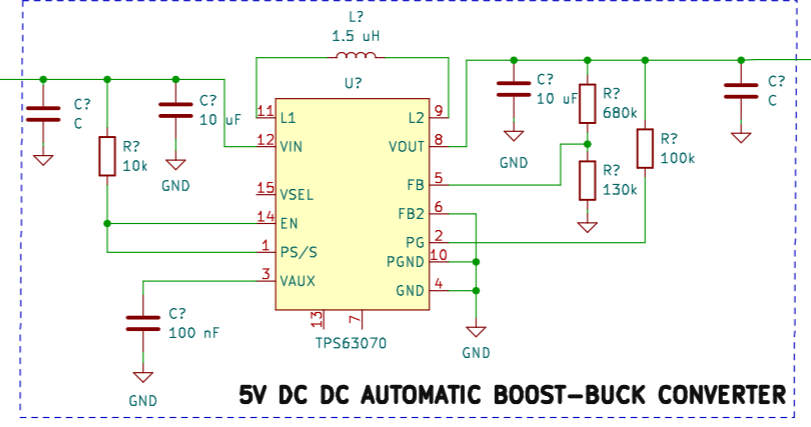
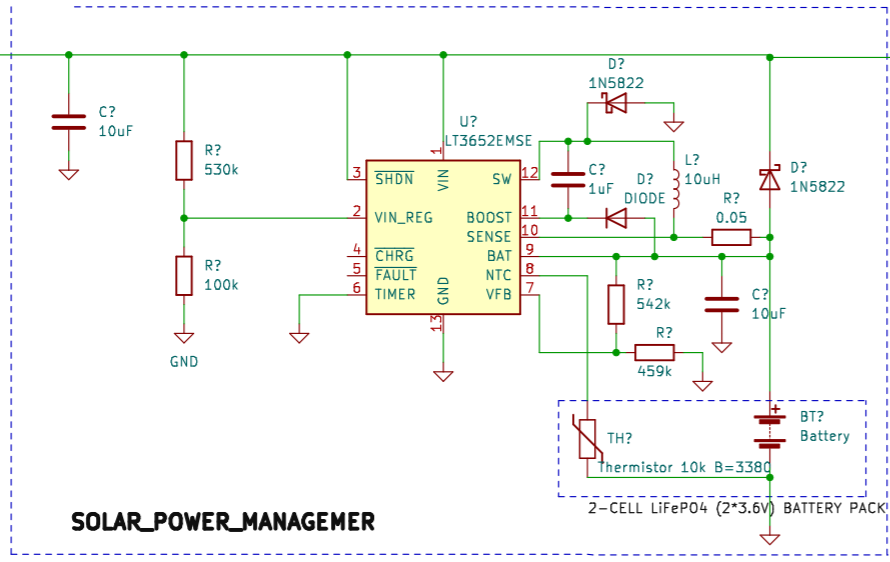
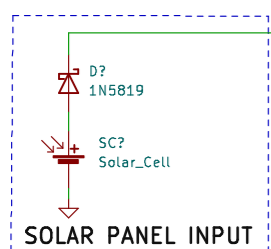
- [13] MOHAMED CHEIKH. Architecture Electrique du nano-satellite IGOSAT Dimensionnement du système d'alimentation et de distribution de l'énergie. [en ligne]. 2014. Disponible sur: http://igosat.in2p3.fr/wp-content/uploads/2015/09/RAPPORT-DE-STAGE-ARCHITECTURE-ELECTRIQUE_Mohamed_CHEIKH.pdf (Consulté le 26/04/2022)
- [14] CHARIET Moufida. Ingénierie système sur le nanosatellite IGOsat, Phase A [en ligne]. 2014. Disponible sur: <http://igosat.in2p3.fr/wp-content/uploads/2015/09/Stage-Chariet-Moufida-2014-corrig%C3%A9.pdf> (Consulté le 26/04/2022)
- [15] Optimiser les performances des cellules solaires [Internet]. Techno-Science.net. 2022 . Disponible sur: <https://www.techno-science.net/actualite/optimiser-performances-cellules-solaires-N22111.html> (Consulté le 17/05/2022)
- [16] Cage de Faraday [Internet]. Disponible sur : <https://www.ondesetprevention.fr/categorie/cage-de-faraday> (Consulté le 17/05/2022)
- [17] Torcq T. L'accélérateur de Van Allen [Internet]. Purlascience.fr. Pour la Science. Disponible sur: <https://www.purlascience.fr/sd/astrophysique/https://www.purlascience.fr/sd/astrophysique/l-accelereur-de-van-allen-21605.php> (Consulté le 17/05/2022)
- [18] Ceintures de radiations: ces particules énergiques qui encerclent la Terre [Internet]. IASB. Disponible sur: <https://www.aeronomie.be/fr/encyclopedie/ceintures-radiations-ces-particules-energiques-qui-encerclent-terre> (Consulté le 19/05/2022)
- [19] Cours de CEM : Notions élémentaires [internet] les-electroniciens.com Disponible sur : <https://www.les-electroniciens.com/sites/default/files/cours/cem.pdf> (Consulté le 19/05/2022)
- [20] Ashley Whittaker. Raspberry Pi Zero powers CubeSat space mission [en ligne] disponible sur : <https://www.raspberrypi.com/news/raspberry-pi-zero-powers-cubesat-space-mission/>
- [21] NASA fprime. Préparation de l'installation sur la Raspberry pi [en ligne]. Disponible sur : <https://github.com/nasa/fprime/blob/devel/RPI/README.md> (Consulté le 11/06/2022)
- [22] Alasdair Allan. Which board is right for me [en ligne] disponible sur : <https://makezine.com/2014/02/07/which-board-is-right-for-me/> (Consulté le 11/06/2022)
- [23] Microship. ATmega328 Data sheet. Section 29.1 Absolute Maximum Ratings, p.308 [en ligne] disponible sur ce lien <https://ww1.microchip.com/downloads/en/DeviceDoc/ATmega48A-PA-88A-PA-168A-PA-328-P-DS-DS40002061B.pdf> (Consulté le 11/06/2022)
- [24] Waveshare. Power Management HAT [en ligne]. Disponible sur : https://www.waveshare.com/wiki/Power_Management_HAT (Consulté le 11/06/2022)
- [25] OBC: On Board Computer [Internet]. Disponible sur: <http://www.ece3sat.com/cubesatmodules/obc/> (Consulté le 10/05/2022)
- [26] ENERGIE DOUCE. Tout ce que vous devez savoir sur la technologie MPPT [Internet]. Disponible sur: <https://www.energie douce.com/content/23-conseils-faq-tout-savoir-sur-les-regulateurs-mppt#:~:text=Le%20contr%C3%B4leur%20ou%20r%C3%A9gulateur%20MPPT,batterie%20est%20capable%20de%20recevoir> (Consulté le 25/04/2022)

[27] Carlos C, Elosegui M, Bevilacqua R, Buckner S. A Novel Approach to CubeSat Flight Software Development Using Robot Operating System (ROS) [Internet]. Utah State University, Logan, UT: NASA; 2020 p. 1. (Technical Poster Session III). Disponible sur: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2020/all2020/241/> (Consulté le 05/04/2022)

[28] Ajinkya Phanse. Design, Implementation and Comparison of Power Electronic Circuits for Current Control through 3-axis Magnetorquer coils in a Satellite [Internet]. France: College of Engineering, Pune; 2019 p. 6. (IEEE). Disponible sur: <https://ieeexplore.ieee.org/document/8998925> (Consulté le 16/05/2022)

[29] Miranda DJF; Ferreira M; Kucinskis F; McComas D (2019) A Comparative Survey on Flight Software Frameworks for 'New Space' Nanosatellite Missions. J Aerosp Technol Manag, 11: e4619. <https://doi.org/10.5028/jatm.v11.1081> (Consulté le 13/06/2022)





Dimensionnement de la diode D1N5819:
 - Chute de tension : 0.6 V (Forward Voltage)
 - Courant direct : 1A (Average Rectified Output Current)
 - Courant de fuite en retour: 1 - 10 mA(Peak Reverse Leakage Current)

Dimensionnement du convertisseur 5V:
 - VIN : 2V -> 7.2 V
 - VOUT : 5V

Authors : Joyce SUDI, Seif-Eddine CHAHED

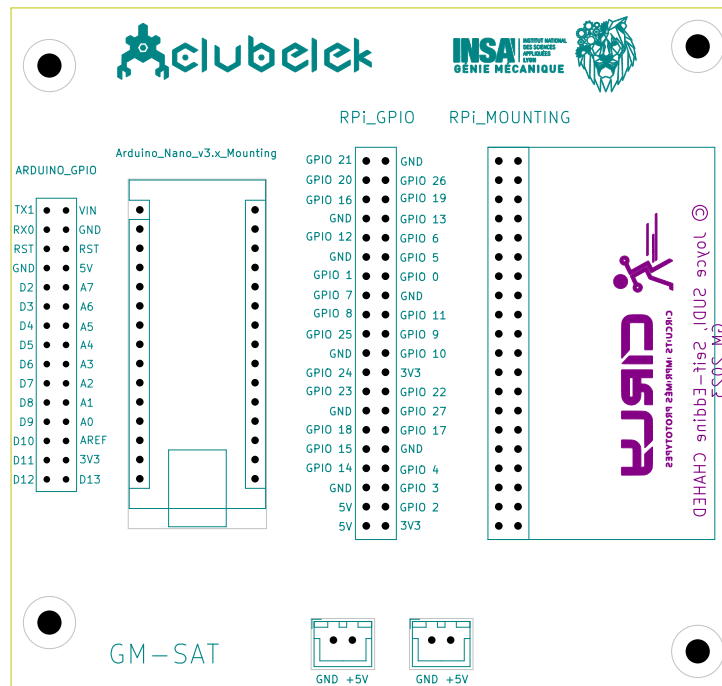
Clubelek / GM INSA LYON

Sheet: /
 File: EPS_GM_SAT.kicad_sch

Title: **Electrical Power System**

Size: A3 | Date: 2022-06-13
 KiCad E.D.A. kicad 6.0.5-a6ca702e91-116-ubuntu20.04.1

Rev: v0.1
 Id: 1/1



Authors: Joyce SUDI, Seif-Eddine CHAHED	
Clubelek / GM INSA LYON	
Sheet: File: OBC_GM_SAT.kicad_pcb	
Title: on board computer	
Size: A4	Date: 2022-05-13
KiCad E.D.A. kicad 6.0.5-a6ca702e91-116-ubuntu20.04.1	Rev: v0.1 Id: 1/1