

		Réf. : IGOSAT-XX-X-XXX-XXXXX Edition : 1 Date : 14-05-2015 Révision : 0 Date :
		 Ionospheric and gamma-ray Observations Satellite

ÉTUDE THERMIQUE, ÉLECTRIQUE ET MÉCANIQUE DE LA PLATEFORME EN CARBONE

Dans le cadre de l'enseignement Projet Transverse de Deuxième année de l'EIDD, nous avons été amenés à effectuer une étude de la plateforme d'IGOSAT, construite avec des plaques d'aluminium ou des plaques en carbone avec des propriétés différentes. La comparaison de ces propriétés au sein du satellite nous a mené à étudier de façon simulée et pratique les températures de chaque composante et carte électronique de l'IGOSAT. Ces études serviront à orienter le choix final des matériaux de l'enveloppe externe du satellite.

	Date	Signature
Préparé par : Hervé Li, Jean Christophe Fabrici, Alaa Hafez, Halima Bouya, Stefan Vukasinovic, Sara Samson, Salah Bensalem, Clotaire Roques de Borda et Léonard Prengère.	14/05/2015	
Approuvé par :		
Pour application :		



HISTORIQUE DES MODIFICATIONS

Ed.	Rev.	Date	Modifications	Visa
1	0	14/05/2015	Création du document	

Diffusion

Liste de diffusion	Restreint	Non restreint
Equipe IGOSAT		Non restreint



Ionospheric and
gamma-ray
Observations
Satellite

Réf. : IGOSAT-XX-X-XXX-XXXXXXXX

Edition : 1 Date : 14-05-2015

Révision : 0 Date :

Page : 3



TABLES DES MATIERES

INTRODUCTION	6
ORGANISATION DE L'ÉQUIPE	6
MÉTHODE DE TRAVAIL	7
MESURE DE LA CONDUCTIVITÉ ÉLECTRIQUES DES PLAQUES DE CARBONE	7
1). ORIGINES DE LA MESURE ET OBJECTIFS	7
2). MESURES DE CONDUCTIVITÉ ÉLECTRIQUE	7
A). Protocole expérimental	7
B). Première série de mesures	8
C). Deuxième série de mesures	9
MODÉLISATION THERMIQUE DU SATELLITE	10
1). DÉMARCHE EXPÉRIMENTALE	10
2). SIMULATIONS	12
A). Première simulation : HotCase	12
B). Deuxième simulation : ColdCase	14
RÉALISATION D'UN MODÈLE STRUCTUREL MÉCANIQUE	15
ÉTUDE DE CAPTEURS	19
1). PRINCIPE	19
2). DÉFINITION	19
3). EXPÉRIENCES RÉALISÉES	19
A). 1 ^{ère} expérience	19
1). Protocole expérimental	20
2). Résultats obtenus	21
B). 2 ^{ème} expérience	22
1). Objectif	22
2). Résultat obtenu	22
4). RÉSULTATS ET DISCUSSIONS	23



STRUCURAL AND THERMAL MODEL	23
1). MODÉLISATION THERMIQUE	23
2). MODÉLISATION MÉCANIQUE	25
CONCLUSION	30
ANNEXES	31



1. INTRODUCTION

Lorsque nous avons débuté ce projet, notre tuteur de projet Mr Halloin Hubert venait de recevoir deux échantillons de carbone en plaque de la part de l'industriel HPreC. Il s'est avéré que les propriétés de ce matériau pouvaient être intéressantes pour le projet par rapport à des plaques en aluminium classiquement utilisées dans les satellites à structure Cubesat. En effet après discussion, plusieurs points ont attiré l'attention :

- à égale épaisseur les plaques de carbone sont plus rigides que celles en aluminium
- les propriétés magnétiques du carbone sont plus intéressantes que celles de l'aluminium pour les mesures de champs magnétiques
- démonstration technologique sans précédent dans les satellites de type Cubesat

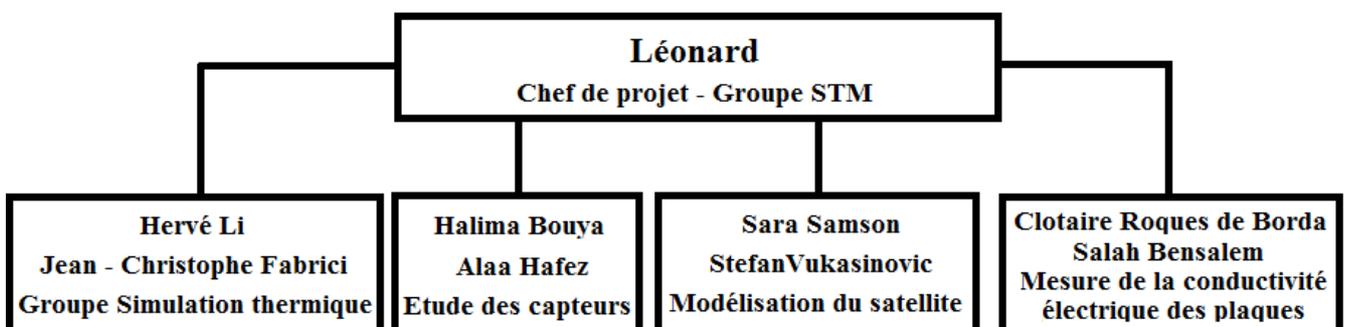
Cependant leur structure changeait plusieurs choses. Nous avons donc du vérifier plusieurs caractéristiques de ces plaques, dont les raisons, les mesures et les conclusions seront détaillées dans ce rapport.

2. ORGANISATION DE L'ÉQUIPE

Nous avons eu 5 études différentes :

- une étude de conduction électrique des plaques de carbone (Groupe Mesure de conduction électrique des plaques)
- un modèle STM (Structural and thermal model) (Groupe STM)
- une étude des différents capteurs disponibles pour faire des mesures de température (Groupe Étude de capteurs)
- comparaison sous Thermica des températures de composants et des cartes électroniques avec une structure en aluminium et en carbone. (Groupe Simulation thermique)
- Recherche de solutions techniques pour lier les cartes électroniques aux cornières et aux plaques de la structure. (Groupe Modélisation du satellite)

Nous étions 9 à travailler sur ces 5 études, dont 5 élèves de deuxième année de l'EIDD et quatre élèves de première année. La première chose que nous avons faite dans ce projet a été de définir un chef de projet, puis de prendre contact avec les premiers années. Le chef de projet a ensuite réparti le travail suivant les groupes :





3. MÉTHODE DE TRAVAIL

Afin d'avoir une charge de travail régulière et pour faire un bilan régulier nous nous réunissons une fois par semaine en plus du créneau réservé par l'équipe pédagogique. Cela nous a servi à fixer des objectifs et de tenir un carnet de bord, qui est consultable sur le drive d'IGOSAT, dans Études / Plateforme / Mécatronique / EIDD 2015 ou avec le lien ci dessous :

<https://drive.google.com/drive/folders/0B8cxX43ykie4SUJCNWJVTGNic3M/0B8cxX43ykie4TURCX1gzYm5LZVU/0ByIRQG-seCV2SjZycFA0UXJIRnc/0ByIRQG-seCV2b1p5a3lpc3dUQUk/0B1BYMTgNJEqfIV0LTIHRG9qeC1XOWt3NFIOZmhXajJoWUVNZnFISmJkMDRTWXFaczZEWDQ>

Nous allons maintenant nous focaliser sur le travail de chaque groupe.

4. MESURE DE LA CONDUCTIVITÉ ÉLECTRIQUE DES PLAQUES DE CARBONE

1). ORIGINES DE LA MESURE ET OBJECTIFS

D'une manière générale les satellites évoluent dans un environnement hostile. En effet, ils sont parfois entourés de plasma, un état de la matière ionisée, qui est constitué de particules chargées. Les parois du satellite peuvent donc se charger électriquement et il peut apparaître des différences de potentiel entre les composants internes et les parois du satellite. Ces tensions sont d'autant plus nuisibles qu'elles peuvent créer des arcs électriques (si les matériaux utilisés pour les parois conduisent mal les charges), endommageant la structure et faisant fondre les panneaux solaires permettant l'apport énergétique des différents dispositifs embarqués.

Il convient alors de s'assurer de la bonne conductivité électrique des parois pour éviter ce danger, d'où l'objectif suivant : s'assurer que les plaques de carbone fournies ont une bonne conductivité électrique pour éviter la génération d'arcs électriques.

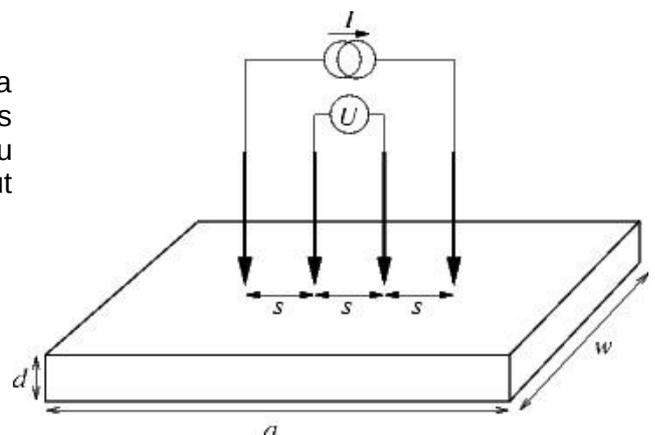
2). MESURES DE CONDUCTIVITÉ ÉLECTRIQUE

A). Protocole expérimental

L'obtention de la valeur de la conductivité passe d'abord par la détermination de la résistance électrique du matériau qui peut être mesurée directement à l'aide de la mesure 4 pointes. Le principe de l'appareil de mesure consiste en 4 pointes alignées, les deux pointes extérieures délivrant un courant I tandis que les 2 pointes centrales mesurent une tension U aux bornes des pointes intérieures. L'appareil affiche donc directement le rapport $U/I = K \cdot \rho / d$

K est un coefficient sans dimension, caractéristique de la géométrie 2D (forme des contours, position des contacts). En considérant que l'épaisseur du matériau est très faible devant les autres dimensions, on peut calculer K à l'aide de la relation suivante :

$$K = \log(2)/\pi = 1/4.532$$

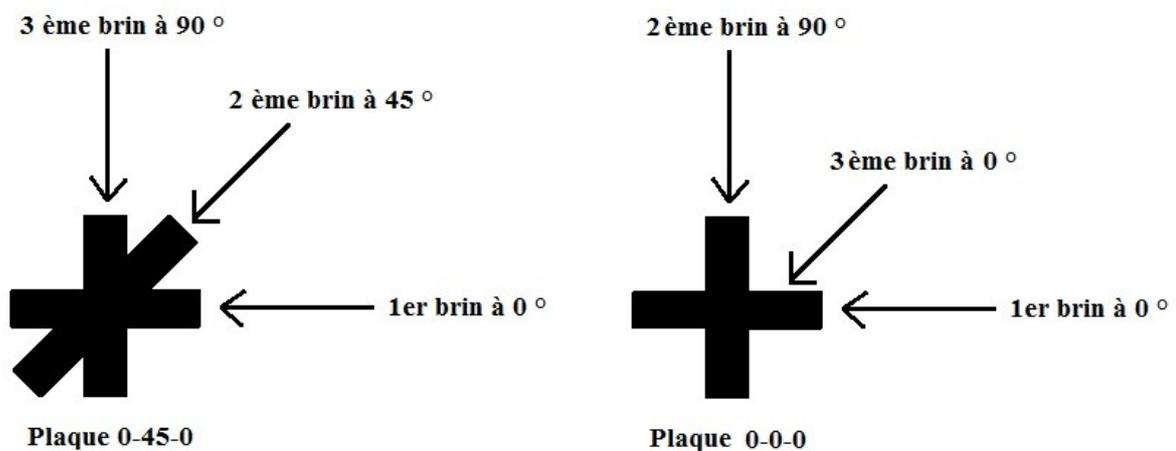




Le rapport ρ/d noté R_s caractérise la couche, ρ étant la résistivité du matériau considéré, son inverse donnera la conductivité électrique de ce dernier.

Par ailleurs, les plaques de carbone sont recouvertes de résine contribuant à l'isolation électrique. Cette dernière a été extraite à l'aide de papier-verre. De plus nous avons du faire des mesures sur deux modèles de plaques en carbone, qui se différencient par l'assemblage des brins de carbone entre eux.

Plus précisément si l'on regarde trois brins de carbone qui se superposent nous avons deux configurations sur les plaques fournies, la configuration 0-45-0 et 0-90-0.



La question que nous nous posons est alors : Laquelle des deux a la meilleure conduction électrique ?

B). Première série de mesures

On peut penser que la plaque 0-45-0 a une répartition de charges plus isotrope sur l'ensemble de la plaque. Nous avons fait deux séries de mesures avec différents angles des quatre points de mesure sur la plaque. Les valeurs des mesures et la densité de probabilité que l'on a sur la première mesure sont données en annexe A. On observe que les valeurs de conductivité électriques (S/cm) prises par les mesures sont très éparées, et cela se vérifie avec le calcul que nous avons fait des propriétés statistiques suivantes :

Plaque 0-45-0 / Plaque 0-0-0 :

	Théta=0°		Théta=45°		Théta=90°	
Moyenne	21.57	34.32	39.2	35.3	2.4	12.4
Variance	935.6	810.2	365.98	155	0.98	240.5
Ecart-type	30.5	28.5	19.1	12.44	0.99	15.5



Nous obtenons sur ces mesures une dispersion trop importante, car la moyenne est de l'ordre de l'écart type ou dans le cas à 45 ° de deux fois l'écart type. Certaines valeurs de résistances électriques évidemment trop élevées (voire instables par moment) et mesurées à l'aide de 4 pointes ont été écartées car elles seraient dues à la présence d'un gradient d'épaisseur au niveau de la plaque qui est lui même la conséquence d'une patte mal connectée en raison de la présence inhomogène de fragments de résine. Elles correspondent aux valeurs rouges des tableaux donnés en annexe A. Elles ont été néanmoins conservées car ce sont celles qui s'approchent le plus des valeurs de conductivité que nous devons trouver (de l'ordre de 10^{15} Siemens.m⁻¹) car le carbone est un très bon conducteur. Le fait que l'on ait très peu de mesures atteignant ces ordres de grandeur est dû à la qualité de l'extraction de la résine. En effet il est probable qu'il y ait encore certains résidus de résine au moment de la mesure.

C). Deuxième série de mesures

Les mesures actuellement obtenues refléteraient pour l'instant la conductivité de la plaque de carbone avec un peu de résine, d'où l'obtention d'une conductivité beaucoup plus faible que prévue. La deuxième série de mesures donnée en annexe B (valeurs et densité de probabilité) tend à confirmer cette hypothèse :

Plaque 0-45-0 /Plaque 0-0-0 :

	Théta=0°		Théta=45°		Théta=90°	
Moyenne	346.5	235.7	181.3	93.6	267.1	58.7
Variance	$8.6 \cdot 10^4$	$1.9 \cdot 10^5$	$2.7 \cdot 10^4$	$1.3 \cdot 10^4$	$1.8 \cdot 10^5$	339.2
Ecart-type	299	435.7	164.4	115.8	429.4	18.4

En moyenne, les valeurs obtenues de conductivité électrique (en Siemens.cm⁻¹) sont nettement plus élevées (d'un facteur 10). Par ailleurs, les nouvelles mesures semblent indiquer, conformément aux prévisions, que la plaque 0-0-0 est moins conductrice que la plaque 0-45-0. Cette dernière conduit également mieux pour un angle théta nul et à 90°.

L'écart type relativement important est dû à la position des pointes par rapport à celle des brins. A chaque nouvelle mesure, il y a une probabilité que les pointes soient alignées sur un même brin de carbone ou deux brins superposés, ce qui peut conduire à des écarts de résultats important et donne donc des mesures difficilement reproductibles.

 <p data-bbox="336 100 593 246">Ionospheric and gamma-ray Observations Satellite</p>	<p data-bbox="799 107 1315 138">Réf. : IGOSAT-XX-X-XXX-XXXXXXXX</p> <p data-bbox="799 147 1310 179">Edition : 1 Date : 14-05-2015</p> <p data-bbox="799 185 1133 217">Révision : 0 Date :</p> <p data-bbox="1198 217 1347 248" style="text-align: right;">Page : 10</p>
---	---

5. MODÉLISATION THERMIQUE DU SATELLITE

1). DÉMARCHE EXPÉRIMENTALE

Nous avons travaillé avec le logiciel Thermica & système afin d'étudier les différences de température des composants entre la structure en aluminium et celle en carbone. Nous avons donc fait une simulation thermique du satellite IGOSAT dans l'espace, sous divers cas extrêmes. L'étudiant Pedro Lopez avait déjà réalisé la simulation avec de l'aluminium, qui est explicité dans son rapport contenu dans la partie Étude/Mécathermique/Mécathermique Pedro 2014 du drive d'IGOSAT. Cette année, nous avons eu la consigne de changer certaines pièces en aluminium par du carbone. L'objectif est d'empêcher le satellite d'atteindre des températures extrêmes, au risque de griller des composants. Le carbone pourrait être plus adapté que l'aluminium pour les voyages dans l'espace. Cependant notre étude consiste à savoir si cela est intéressant, pertinent, de changer l'aluminium par du carbone. Pour cela nous allons changé les données des pièces en aluminium sous Thermica par des données carbone. Après avoir réalisé cette simulation, nous comparerons avec les résultats de Pedro Lopez (pièces en aluminium).

Dans un premier temps, nous avons du prendre en main le logiciel Thermica, ils nous a fallu plusieurs heures pour comprendre son fonctionnement. Après avoir compris comment se déroule une simulation, nous avons décidé de refaire les simulations de Pedro pour voir si nous retrouvions bien les mêmes résultats. Et fort heureusement, il se trouve que nous avons retrouvé les mêmes résultats. Lors des simulations Pedro avait découvert que certains composants dépassaient ou étaient trop proches des valeurs limites de température donnés par le constructeur. De ce fait, notre objectif est également de savoir si on peut éviter que des composants dépassent ces valeurs. Une fois le sujet maîtrisé, il nous fallait changer les pièces d'aluminium en carbone. D'après notre tuteur, les pièces que nous devons changer sont les Ribs du satellite (pièces permettant de faire les cubes) et le support des panneaux solaires.

Malheureusement, le carbone n'est pas présent dans la base de donnée du logiciel Thermica, nous avons du l'ajouter via un fichier XML, présent dans le répertoire Thermica qui est inclus dans le système d'exploitation de certains ordinateurs du laboratoire d'IGOSAT. Pour cela nous avons repris les valeurs théoriques des fibres de carbone. C'est à dire une densité de masse de 1500 kg/m^3 , une capacité thermique de 1200 J/(kg.K) . Ensuite, lors de la simulation, nous déclarons dans un fichier de configuration les valeurs de la capacité thermique des composants en J/K, et comme vous voyez sur le tableau de la page suivante nous possédons le poids ainsi la capacité thermique massique des éléments. Cela nous permet d'en déduire la capacité thermique des composants par un simple produit des deux données du tableau évoqué.



Component	Thermo Optical Properties		Op. Temperature		Material	Surface Finish	Area (m2)	Mass (kg)	Cp (J/kg K)				
	Emissivity	Absorptivity	Min. (C)	Max. (C)									
Rail	0,86	0,4	-40	80	Al6082	hard anodized	5,78E-03	2,06E-02	894				
Sideframe rib						blank alodyned	5,81E-04	6,70E-03					
Cage rib	0,15	0,08			Al5754	blank alodyned	8,80E-03	1,40E-02	897				
SSP 1U	0,15	0,08					1,78E-02	2,90E-02					
SSP 2U	0,15	0,08					9,70E-03	1,51E-02					
TSP	0,15	0,08											
Solar Cells	0,81	0,91	-40	85	GaAs		8,09E-03	2,50E-02	350				
Empty Boards	0,85		-40	85	PCB		8,27E-03	7,00E-02	396				
GPS antenna	TBD	TBD	-50	70	TBD		4,18E-03	1,27E-01	900				
PCB Board	0,85		-40	85	PCB		8,27E-03	7,00E-02	396				
GPS OEM615			-40	85			3,27E-03	2,40E-02	396				
PCB Board			-40	85			8,27E-03	7,00E-02	396				
COM antenna			TBD	TBD			-30	70	TBD		9,60E-03	1,00E-01	900
Band board	0,85		-20	45	PCB		7,38E-03	3,00E-02	396				
TXRX board			-20	45			7,38E-03	7,00E-02	396				
PCB Board (Easiroc)			-40	85			8,27E-03	9,00E-02	396				
EMCO High Volt.			TBD	TBD			-55	75	TBD		9,68E-04	4,25E-03	TBD
SiPM			0,85				0	40	TBD		2,92E-04	2,00E-03	900
Crystal			TBD	TBD			-20	50	LaBr3		7,29E-05	4,44E-03	270
Plastic	TBD	TBD			BC-412		2,92E-04	3,61E-03	TBD				
Computer	0,85		-20	60	PCB		8,27E-03	7,00E-02	396				
Daughter Board			-20	60			8,27E-03	2,40E-02	396				
Torque Board			-35	75			8,27E-03	2,40E-01	900				
Magnetometer			-50	85			1,00E-04	1,50E-02	396				
Sun Sensor			TBD	TBD			-25	50			3,63E-04	5,00E-03	900
PCB Board			0,85				-40	85			8,27E-03	7,00E-02	396
Battery Cell	TBD	TBD	-20	60	TBD	TBD	6,53E-03	0,082	900				

L'étudiant Pedro Lopez avait déjà calculé ces valeurs avec la capacité thermique massique de l'aluminium, et leurs poids. Il nous a fallu refaire les calculs en remplaçant la capacité thermique massique de l'aluminium par celle du carbone qui est de 1200 J/(K.kg). Ce qui nous donne des valeurs plus importantes de capacité thermique (J/K).

```
#-----
# EXTERNAL ELEMENTS CAPACITANCE (J/K)
#-----
```

```
#Structure
```

```
#-----
```

```
C1 = 18.37
```

```
C2 = 18.37
```

```
C3 = 18.37
```

```
C4 = 18.37
```

```
C5 = 5.98
```

```
C6 = 5.98
```

```
C7 = 5.98
```

```
C8 = 5.98
```

```
C9 = 5.98
```

```
C10 = 5.98
```

```
C11 = 5.98
```

```
C12 = 5.98
```

```
C13 = 5.98
```

```
C14 = 5.98
```

```
C15 = 5.98
```

```
C16 = 5.98
```

```
C17 = 5.98
```

```
C18 = 5.98
```

```
C19 = 5.98
```

Nous avons remplacé au sein du fichier ci dessous la capacité thermique des nodes C5 à C38 par les valeurs calculés. Ce fichier est appelé ColdCase.nwk ou HotCase.usr.nwk :

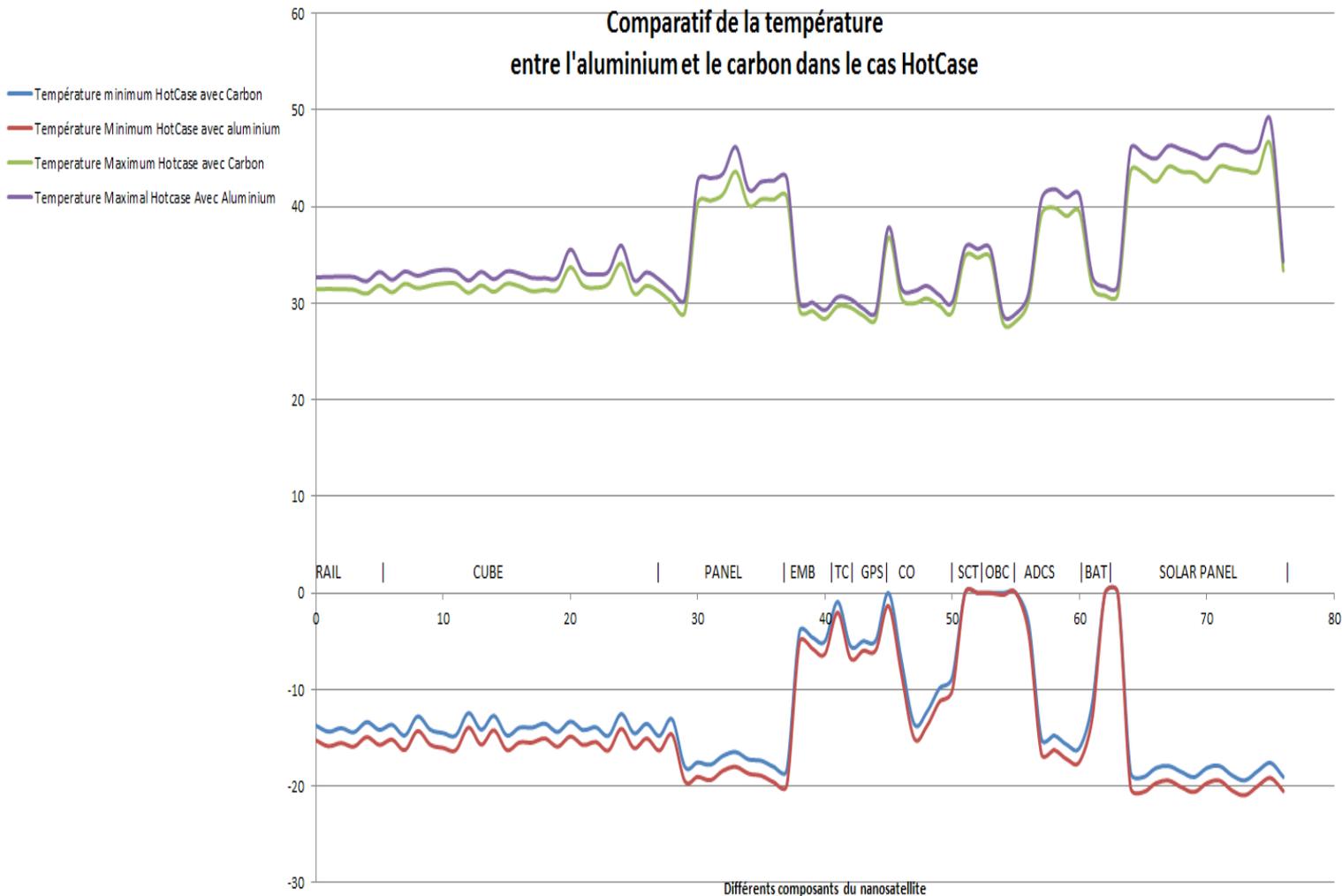
Une fois tous les composants modifiés, c'est à dire ceux appelés Sideframe rib, cage rib ,ssp 1U et ssp 2U, nous avons pu commencer les simulations.



2). SIMULATIONS

A). Première simulation : HotCase

Le premier graphique est un graphique comparant le Cas où les composants sont exposés au cas extrême le plus chaud, appelé HotCase. Pour davantage de renseignements sur la définition du Hotcase et du ColdCase veuillez consulter le rapport de Pedro Lopez sur le drive d'Igosat dans le dossier Etude/Plateforme/Mecathermique/Mecathermique Pedro 2014, page 33 à 35, et 42.



Nous pouvons remarquer que l'utilisation du carbone permet de diminuer l'écart de température MIN-MAX de chaque composant, ce qui nous permet d'éviter d'atteindre les valeurs extrêmes. On remarque également une baisse de 0 à 2°C selon la localisation du composant par rapport à l'aluminium.



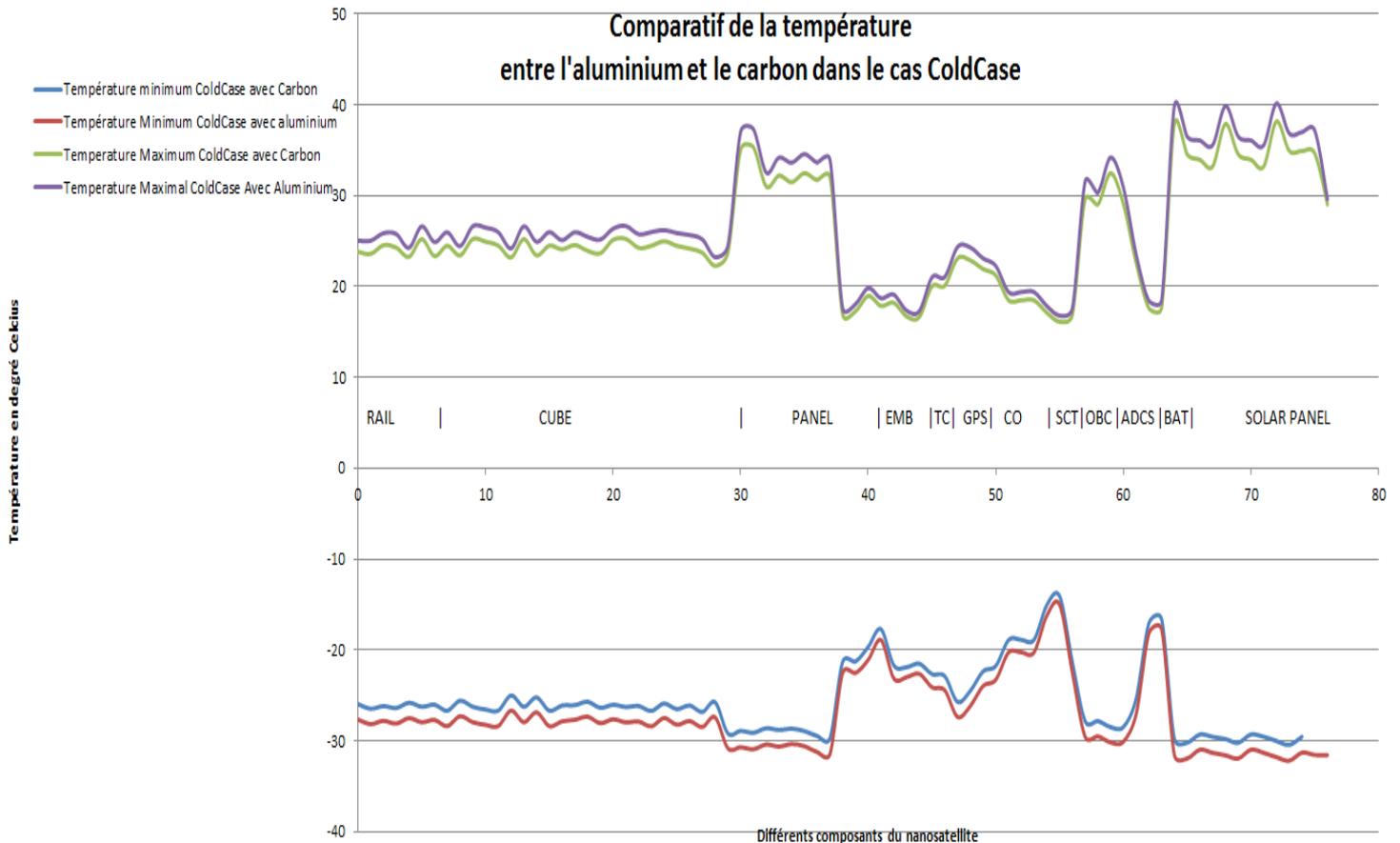
D'après le tableau ci dessous pour le cas du SIPM (Silicon photomultiplicateur) avec de l'aluminium nous avons une température de 36 °C. En revanche nous avons maintenant 35 °C avec le carbone, ce qui nous donne un gain de 1°C non négligeable car la température max est 40°C. Avec les incertitudes de mesure, on peut s'approcher des 40 °C rapidement. C'est la seule température "limite" du cas chaud.

Hot Case		Simulation Temperature (°C)			Specification Temp. (°C)	
Node	Subsystem	Min.	Max.	Mean	Min.	Max.
1 to 28	Structure	-16	36	8	-40	80
29 to 38	SSP	-20	46	8	-40	80
40 to 70	Empty PCB	-6	31	12	-40	85
80	Thermal Control	-7	30	12	-40	85
100	GPS Antenna	-6	30	11	-50	70
200	GPS OEM615	-1	38	19	-40	85
300	Com. Antenna	-15	31	8	-30	70
400 to 401	AMSAT	-14	32	10	-20	45
500	EASIROC (PCB)	0	36	19	-40	85
600	SiPM	0	36	18	0	40
700	Scintillator	0	36	18	-20	50
900	Computer	0	29	14	-20	60
1000	Torquer Board	0	29	16	-35	75
1100	Magnetometer	-4	31	13	-50	85
1200 to 1501	Sun Sensors	-17	42	9	-25	50
1601	Battery Cell	0	32	16	-20	60
1700 to 2900	Solar Panel	-21	49	8	-40	85



B). Deuxième simulation : ColdCase

Ce graphique compare le cas où les composants sont exposés au cas extrême le plus froid, c'est le ColdCase.



Comme nous pouvons le remarquer pour le cas froid, nous obtenons à peu près les mêmes résultats que le HotCase. En effet nous gagnons entre 0 et 2°C selon les endroits. Cependant lors du ColdCase, nous avons des températures très proches des cas limites, voire même qui les dépassent :

Cold Case		Simulation Temperature (°C)			Specification Temp. (°C)	
Node	Subsystem	Min.	Max.	Mean	Min.	Max.
1 to 28	Structure	-28	27	-3	-40	80
29 to 38	SSP	-31	37	-3	-40	80
40 to 70	Empty PCB	-23	20	-2	-40	85
80	Thermal Control	-23	19	-4	-40	85
100	GPS Antenna	-23	17	-6	-50	70
200	GPS OEM615	-24	21	-3	-40	85
300	Com. Antenna	-27	24	-3	-30	70
400 to 401	AMSAT	-26	24	-3	-20	45
500	EASIROC (PCB)	-20	19	-3	-40	85
600	SiPM	-20	19	-2	0	40
700	Scintillator	-20	19	-2	-20	50
900	Computer	-16	18	-1	-20	60
1000	Torquer Board	-15	17	-1	-35	75
1100	Magnetometer	-23	18	-5	-50	85
1200 to 1501	Sun Sensors	-30	34	-3	-25	50
1601	Battery Cell	-18	19	-2	-20	60
1700 to 2900	Solar Panel	-32	40	-3	-40	85



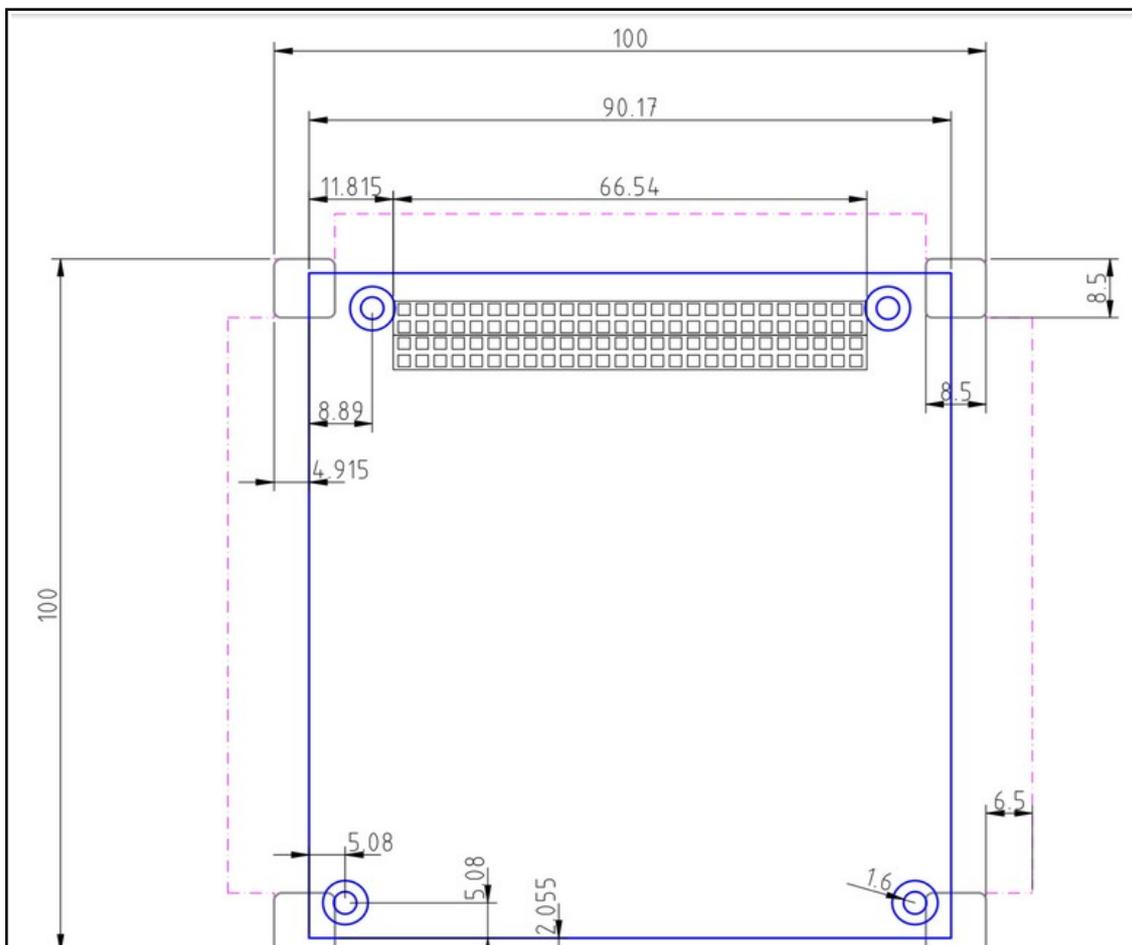
Le AMSAT et le SiPM dépasse largement les valeurs limites, et bien que nous utilisons le carbone, l'écart de température de 1 ou 2 degré ne change rien. Il faudrait utiliser une solution alternative pour ne pas dépasser ces valeurs limites.

En revanche pour l'antenne de communication et la batterie, nous sommes proches des valeurs limites, mais grâce à l'utilisation du carbone, nous gagnons 1.5 degré sur la batterie pour la valeur minimum de -16.5 °C au lieu de -18 °C avec -20 °C comme valeur limite inférieure du constructeur. De plus l'antenne atteint -25.7 °C au lieu de -27 °C , ce sont donc des gains considérables du fait que nous sommes proche de dépasser la valeur limite. Ainsi cela nous permet d'avoir une marge plus importante.

6. RÉALISATION D'UN MODÈLE STRUCTUREL MÉCANIQUE

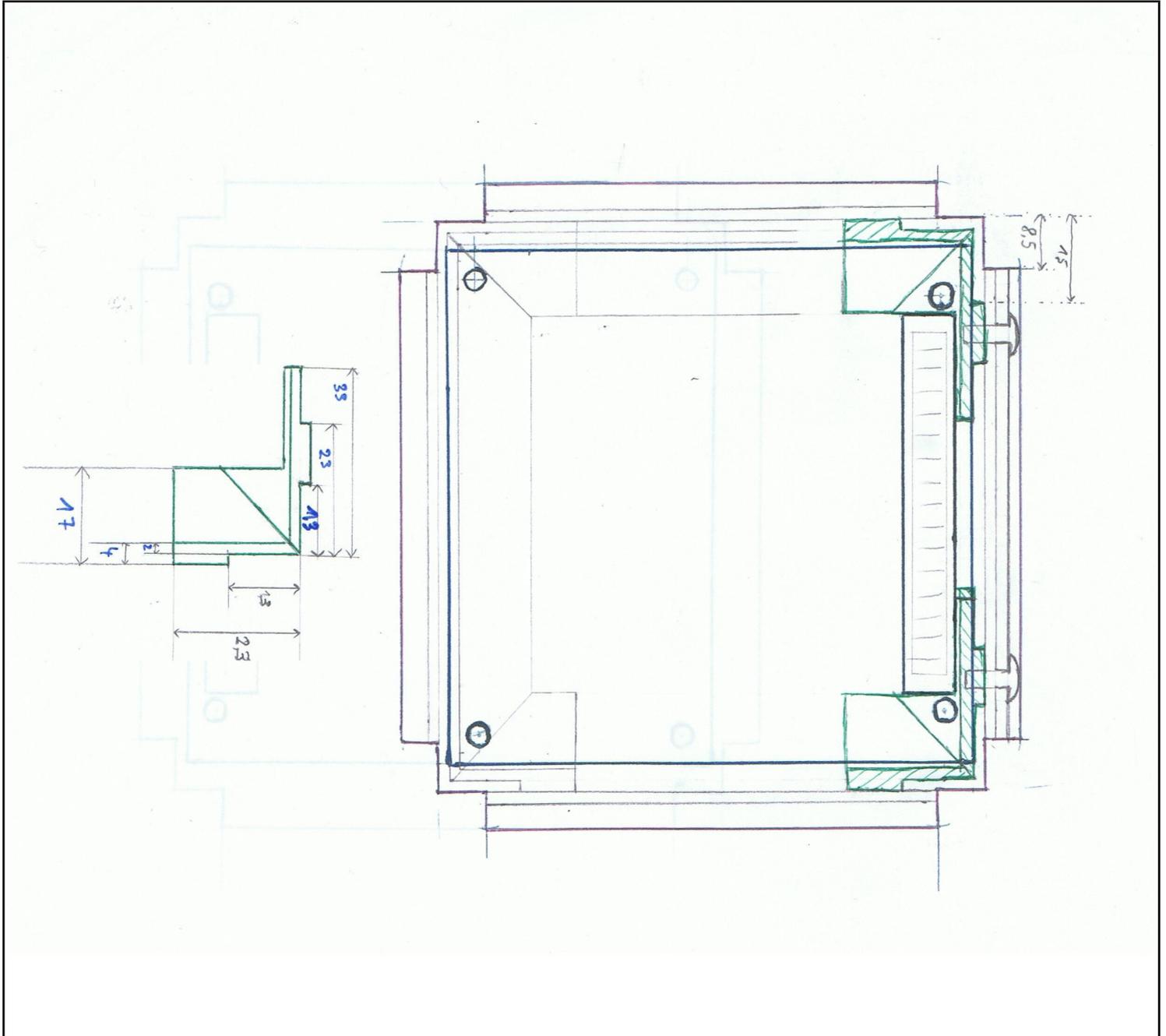
Dans cette partie nous avons du travailler sur la réalisation d'une nouvelle structure pour le nanosatellite. Nous avons repris et modifié les plans déjà existants. Cependant nous avons d'autres consignes, à savoir remplacer les plaques extérieures du satellite qui étaient en aluminium par du carbone. Notre première étape a été d'essayer de retravailler sur les plans 3D de Pedro, mais nous nous sommes heurtés à des problèmes de logiciels. Nous avons donc décidé de reprendre du début, en commençant par faire des plans à la main, tout en prenant compte des dimensions à ne pas dépasser pour que le nanosatellite puisse rentrer dans le lanceur qui servira à le mettre en orbite.

Pour connaître les contraintes du lanceur, nous avons repris le plan ci dessous :





Pour les nouveaux plans nous avons tout d'abord réfléchi à une pièce qui permettrait de fixer les plaques électroniques à l'ensemble extérieur du satellite. La pièce en question est en vert sur les croquis ci dessous.

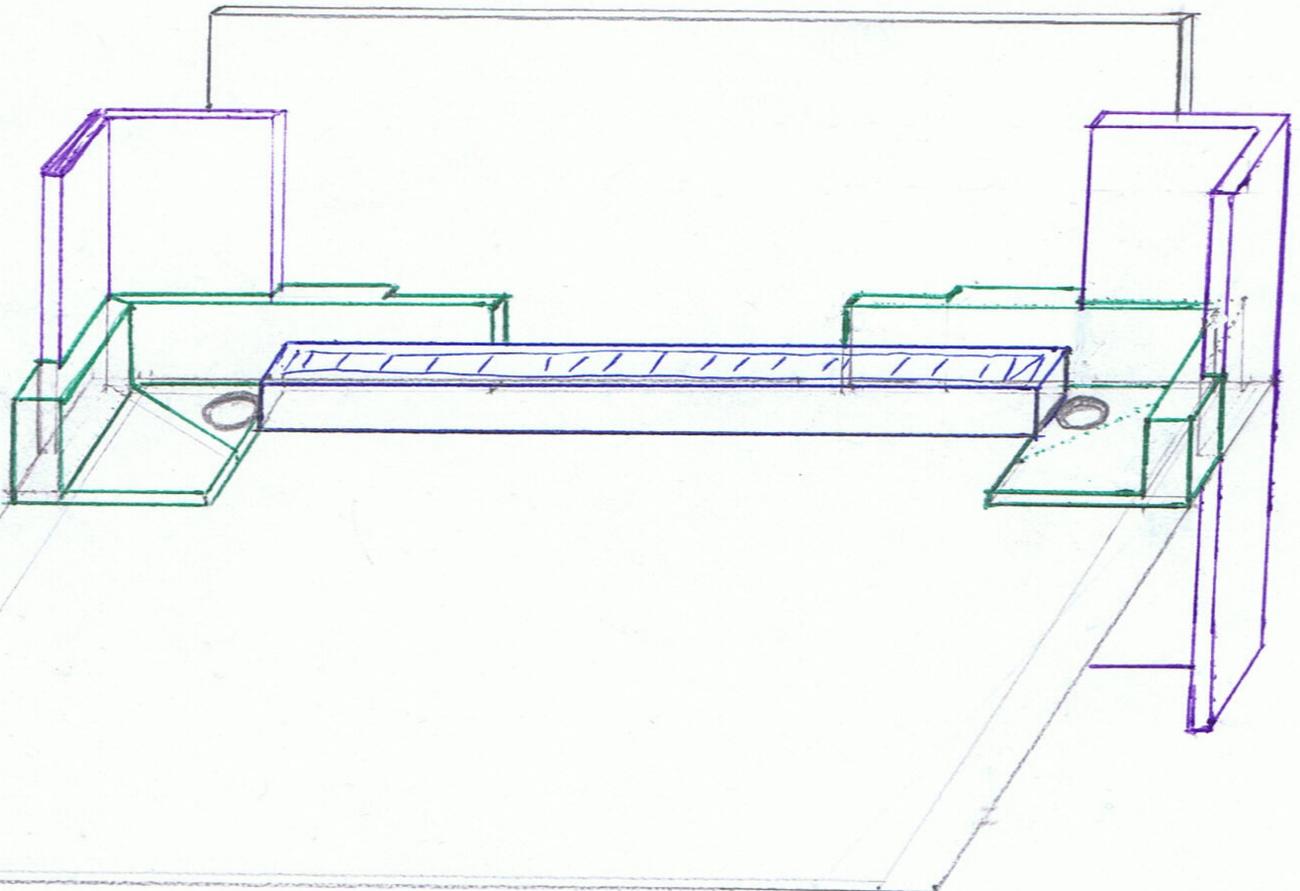


Cette pièce sera en aluminium. Nous avons pensé la réaliser en deux parties que nous souderions entre elles, pour former une équerre en angle droit. Cependant la soudure de matériaux en aluminium a certaines contraintes. Il nous faudrait donc usiner la pièce dans une seule masse pour former notre équerre.



De plus cette pièce a été imaginée sans prendre en compte les contraintes des fraisage. En effet, les angles droits sont difficilement réalisables. Nous avons donc pensé à une autre pièce dans le même style mais avec des congés, pour rendre l'usinage possible. Nous avons eu d'autres contraintes pour maintenir la pièce, car nous ne pouvons pas explicitement coller la carte électronique car il y aurait des bulles piégées ce qui poserait des problèmes de contraintes mécaniques. Nous avons donc travaillé avec des vis pour maintenir les plaques et pièces entre elles. Ensuite nous avons cherché à savoir où mettre les vis qui permettront de fixer toute la structure. Celle-ci est composée de la pièce, de notre plaque de carbone et du panneau solaire, pour ne former qu'un seul bloc. Cependant, pour des facilités de montage / démontage, nous avons reçu la consigne de visser seulement la pièce et la plaque carbone entre elles. Enfin, grâce à d'autres vis le panneau solaire viendrait se fixer sur la plaque de carbone.

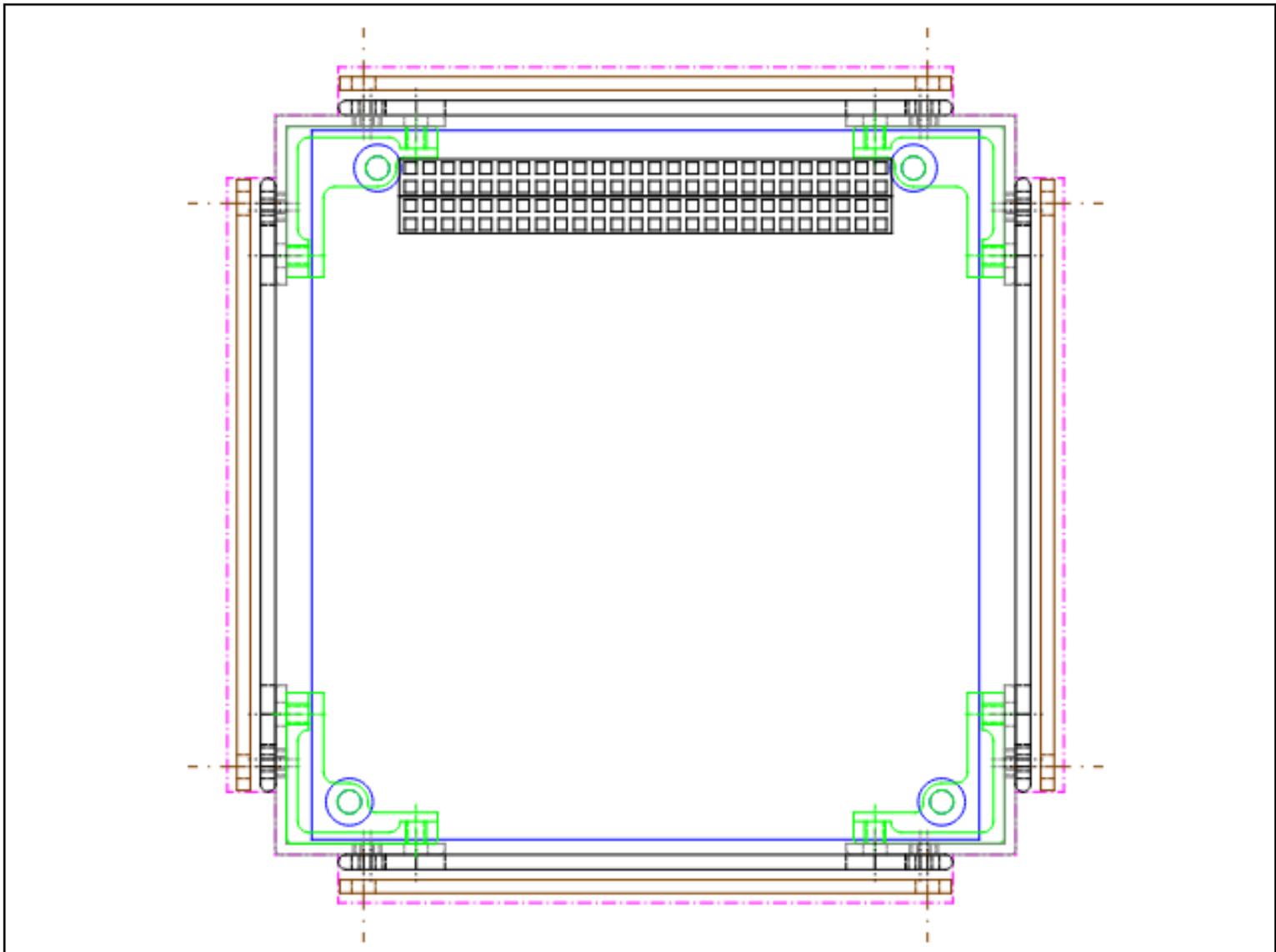
Pour avoir un meilleur aperçu et une meilleure idée de notre pièce, nous l'avons représenté sur un schéma 3D (en vert) avec toute la structure :





Le responsable du projet a lui aussi de son côté commencé à réfléchir à des pièces et à les schématiser numériquement grâce au logiciel Qcad. Ses pièces sont semblables à la nôtre, mais son étude prend également en compte les quelques problèmes de réalisation.

Voici un aperçu de celle ci :



Pour l'instant, nous nous sommes intéressés à la conception d'une pièce raccordant la plaque de PCB à l'extérieur. Des ébauches de plan sur papier en 2D/3D ont été effectués, il faudrait maintenant les faire au format numérique. D'ici la fin du projet les premiers années qui ont travaillé sur cette partie devraient réfléchir à l'assemblage complet du satellite en proposant des plans au niveau des rails et des plaques de carbones afin de pouvoir usiner un premier modèle avec le nouveau design conçu.



7. ÉTUDE DES CAPTEURS

1). PRINCIPE

L'étude des caractéristiques de ces capteurs a pour but de mettre en évidence les performances des capteurs de température couramment utilisés dans l'industrie: la sonde PT100 et les PT1000. Les expériences mises en œuvre permettent de caractériser une partie des propriétés de ces capteurs ainsi que les méthodes de mesure associées.

Les relevés expérimentaux se font directement sur ordinateur à l'aide d'une carte et d'un logiciel d'acquisition. L'analyse des mesures ainsi que les tracés graphiques se font sous tableur "Open Office" ainsi que le logiciel de calcul numérique Matlab.

2). DÉFINITION

La sonde PT100 permet de mesurer le changement de résistivité d'un filament de platine enroulé autour d'une tige de verre. En général, les sondes PT100 ont une valeur de résistivité de 100 ohms pour 0°C. La variation de résistivité est environ de 0.5 ohms/C°, avec une précision de +/- 0.3°.

→ **Température min/max:** -200/800C°

Quels sont les avantages de ce capteur ?

- Les sondes de platine sont très précises lorsqu'il s'agit de la température calibrée absolue. En revanche, elles sont légèrement moins précises en relatif, c'est à dire que les petites variations de température sont perceptibles. Nous auront une résolution d'environ 2° C.

- De plus ces capteurs sont stables, précis, linéaires.

Quels en sont les désavantages ?

- Ces capteurs sont auto-chauffant, ils font légèrement augmenter la température du milieu qu'ils mesurent.

- Ils créent une source de courant parasite responsable d'un bruit de courant.

3). EXPÉRIENCES RÉALISÉES

A). 1^{ère} expérience :

Nous cherchons à montrer la linéarité de la loi de calibration des sondes de platine PT100/ PT1000.

→ **Loi de calibration des capteurs**

Principe de mesure : Relation Résistance/ Température

$$R(T) / R_0 = 1 + AT$$

 <p data-bbox="336 100 593 246">Ionospheric and gamma-ray Observations Satellite</p>	<p data-bbox="799 107 1316 138">Réf. : IGOSAT-XX-X-XXX-XXXXXXXX</p> <p data-bbox="799 147 1316 179">Edition : 1 Date : 14-05-2015</p> <p data-bbox="799 185 1316 217">Révision : 0 Date :</p> <p data-bbox="1198 219 1348 250">Page : 20</p>
---	--

RT: résistance du thermomètre à la température T

R0 : résistance du thermomètre à 0°C

T : la température en °C

$A = 3.9083 \cdot 10^{-3}$

1). Protocole expérimental

Nous utilisons une multimètre Agilent 34970A qui permet de mesurer dans notre cas la tension entre deux points (notre capteur), la grandeur physique à mesurer étant convertie en tension à l'aide d'un capteur approprié. En plus de la fonction voltmètre, il comporte à minima un convertisseur courant tension permettant de le faire fonctionner en ampèremètre et un générateur de courant constant pour fonctionner en ohmmètre. Cet appareil a 22 bits de résolution, 0.004% DcV de précision, et a un bruit très faible. Il fonctionne avec une vitesse de balayage de 250 Ports / Sec. Nous pouvons mesurer la température, résistance, une tension Ac/Dc, une fréquence ou un courant. Cet appareil peut également le faire pour plusieurs sources / capteurs en même temps.

Pour mesurer une température nous devons d'abord souder les capteurs sur 2 fils (les rallonger), pour les brancher sur les cartes de l'appareil, et de l'autre coté fixer les capteurs sur une surface où varie la température entre des valeurs qui sont similaires aux températures spatiales, afin de simuler la température de environnement ou l'IGOSAT évoluera.

Nous utilisons ensuite un programme qui fait une acquisition de température, plus précisément le programme prend les mesures de la résistance et les convertit en températures, il applique une loi linéaire entre les deux. Puis le système enregistre deux fichiers : un fichier de résistance (données brutes) et un fichier de température (données traitées) et bien évidemment il y a toujours une loi linéaire entre les deux fichiers de données.

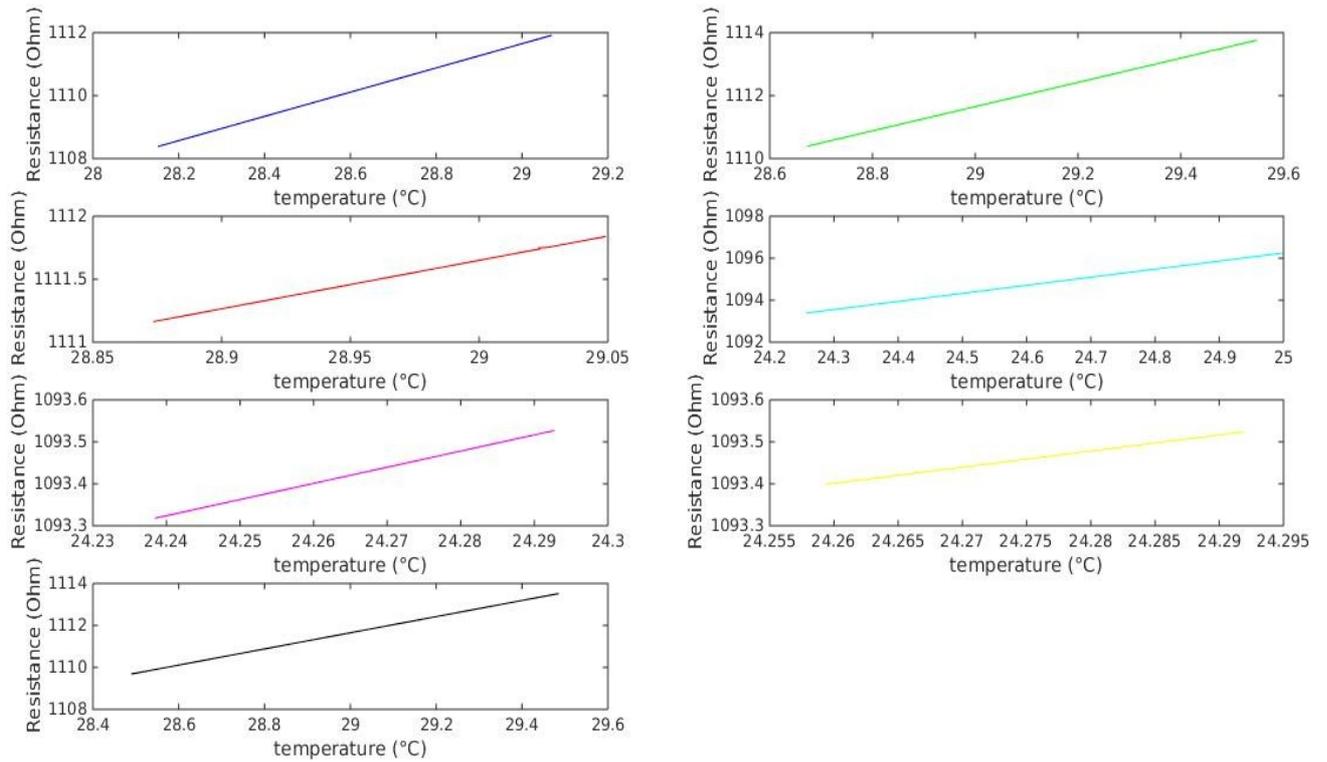
Nous cherchons à montrer la linéarité de la loi de calibration des capteurs : soit la loi qui relie la résistance à la température est une loi linéaire. Pour déterminer les caractéristiques des capteurs, nous les mettons tous sur la même plaque pour qu'ils aient tous la même température et pour vérifier qu'ils donnent tous la même température. Nous avons une tension de commande en entrée (faible), et par la suite un courant proportionnel à cette tension, qui va soit produire de la chaleur soit drainer de la chaleur, c'est à dire une source ou un puits de chaleur, ce qui permet de faire varier la température sur une gamme donnée.

Ces informations nous permettront de choisir le meilleur capteur à utiliser dans le satellite, et donc de contrôler la température interne de fonctionnement de façon optimisée.



2). Résultats obtenus

Tracé des différentes caractéristiques mesurées sur quatre capteurs PT1000



Les mesures ont été faites sur une gamme de Température de 24°C à 29°C.

Nous remarquons la loi linéaire qui lie la température et la résistance sur tous les capteurs comme on l'attendait. Mais cela démontre seulement le bon fonctionnement de la carte qui traite les données et qui déduit de la mesure de résistance la température.



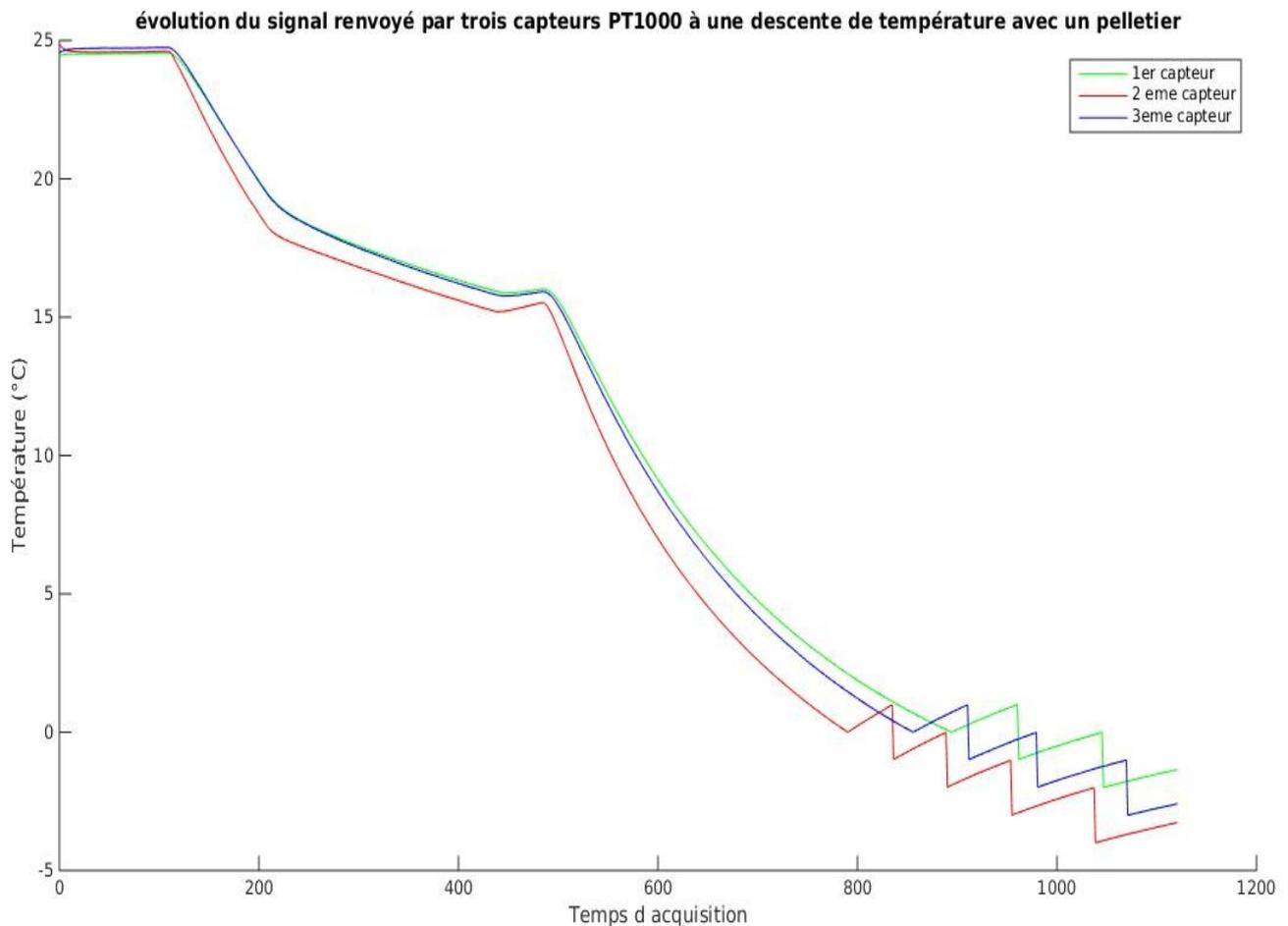
B). 2^{ème} expérience :

1). Objectif

Dans cette expérience, nous cherchons à comparer les réponses des différents capteurs. Pour cela nous allons faire des études différentielles, en regardant l'erreur entre deux capteurs et la variance de l'erreur. De plus nous allons regarder la réponse de trois capteurs et la variance de ces capteurs à une descente linéaire de température effectuée avec un pelletier, pour voir jusqu'à quelle température ces capteurs sont fiables.

2). Résultats obtenus

Voici le tracé de la réponse de 3 capteurs :



Nous remarquons sur ce graphe qu'un capteur est assez éloigné des 2 autres en permanence. De plus autour de 0 °C nous avons des oscillations qui commencent à apparaître. Nous avons trois régimes différents pour ces capteurs avant les oscillations et après la zone constante. On remarque bien ces changements grâce aux variances de chacun de ces capteurs (voir annexe C). Il est également fourni en annexe D les 3 études différentielles que nous avons faites avec ces 3 capteurs.



4). RÉSULTATS ET DISCUSSIONS

Nous pouvons affirmer après observation des études différentielles que nos capteurs ont un biais qui augmente au fur et à mesure que la température se rapproche de 0°C. De plus les oscillations des réponses des capteurs (résistance) deviennent importantes autour de 0°C comme cela se voit sur la variance de capteurs. Nous pouvons également dire qu'à ces mêmes températures la dispersion de nos mesure devient plus importante, car la variance de l'erreur augmente énormément dans ces intervalles de température. On peut en conclure que ces sondes de températures PT1000 sont relativement linéaires jusqu'à 3 °C, par segment, car ils ont des petites singularités à certaines températures (15 °C, 18 °C, et autour de 0°C). Ils sont stables jusqu'à ce que la variance des capteurs augmente énormément, soit 3°C environ. De plus on remarque que les oscillations commencent exactement à la même température pour les 3 capteurs.

8. STRUCTURAL AND THERMAL MODEL (STM)

1). MODÉLISATION THERMIQUE

Dans cette partie l'objectif était de faire une maquette du satellite en carbone avec à l'intérieur un système qui dissipe les mêmes puissances que les futurs composants électroniques d'IGOSAT, et placé aux endroits correspondant à l'emplacement des composants.

La première chose que nous avons faite a été de se documenter sur le rapport de l'étudiant Pedro Lopez qui a synthétisé toutes les données mécaniques et thermiques du satellite dans un fichier XML ne pouvant être utilisé que sous le logiciel IDM CIC. Nous avons donc installé et appris à utiliser ce logiciel. Nous avons ensuite longuement cherché les données thermiques parmi tous les fichiers laissés par Pedro Lopez. Finalement le fichier qui nous a servi de support tout au long de notre travail s'appelle IGOSAT.xml et est situé dans le dossier Études/Ingénierie système/IngénierieConcourante/Aout2014/IGOSAT Pedro. Le fichier comporte une multitude de données dans un classeur excel. L'onglet qui nous intéresse dans un premier temps est celui nommé « Dissipation Budget », où sont répertoriés toutes les puissances thermiques dissipées par chaque sous système de l'IGOSAT. Nous les avons réorganisés de façon plus claire dans le tableau ci dessous :

Composants																				
ISIS Computer	0.4	0.52	0.4	0.52	0.4	0.52	0.4	0.52	0.4	0.52	0.4	0.52	0.4	0.52	0.4	0.52	0.4	0.52	0.4	0.52
AMSAT-F	0.20	0.25	1.70	2.2	0.20	0.25	0.20	0.25	1.70	2.2	0.20	0.25	1.70	2.2	0.20	0.25	1.70	2.2	0.20	0.25
Battery	0.12	0.16	0.12	0.16	0.12	0.16	0.12	0.16	0.12	0.16	0.12	0.16	0.12	0.16	0.12	0.16	0.12	0.16	0.12	0.16
Torquer Board	0	0	0.63	0.82	0.63	0.82	0	0	0.63	0.82	0	0	0.63	0.82	0	0	0.63	0.82	0	0.63
Sun Sensor (X5)	0	0	0.05	0.07	0.05	0.07	0.05	0.07	0.05	0.07	0.05	0.07	0.05	0.07	0.05	0.07	0.05	0.07	0.05	0.07
Magnetometer	0	0	0.4	0.52	0.4	0.52	0.4	0.52	0.4	0.52	0.4	0.52	0.4	0.52	0.4	0.52	0.4	0.52	0.4	0.52
ISIS UHF/VHF antenna	0.02	0.026	0.02	0.026	0.02	0.026	0.02	0.026	0.02	0.026	0.02	0.026	0.02	0.026	0.02	0.026	0.02	0.026	0.02	0.026
GPS Receiver																				
GPS Antenna																				
EASIROC(SCI)																				

Puissance dissipée par composants

- : puissance sans marge (W)

-| : puissance avec marge (30%)

Cold Case

Hot Case



Nous avons pu identifier dans ce tableau les puissances dissipées dans le cas chaud et dans le cas froid, données dans le rapport de Pedro Lopez, issues d'une étude sous Thermica de ces deux cas. Enfin, afin de vérifier ces données, nous les avons comparé avec celles fournies sous Thermica, lors de nos simulations évoquées en amont dans ce rapport. Cependant nous avons seulement une partie des données sous Thermica, que nous avons mis dans l'annexe E de ce rapport. Fort heureusement elles sont identiques.

Nous avons ensuite commencé à chercher des chaufferettes qui auraient des puissances dissipées équivalentes (au moins au bon ordre de grandeur pour la puissance nominale). Nous avons finalement choisi un modèle en silicone, car les éléments au kapton avaient un délai de livraison trop important et avaient certaines conditions d'achat. En revanche les chaufferettes en silicone, contrairement au kapton, ne peuvent pas être mis sous vide. Voici le lien de cette chaufferette en silicone de 1.5 W de dissipation pour 5 V de tension nominale :

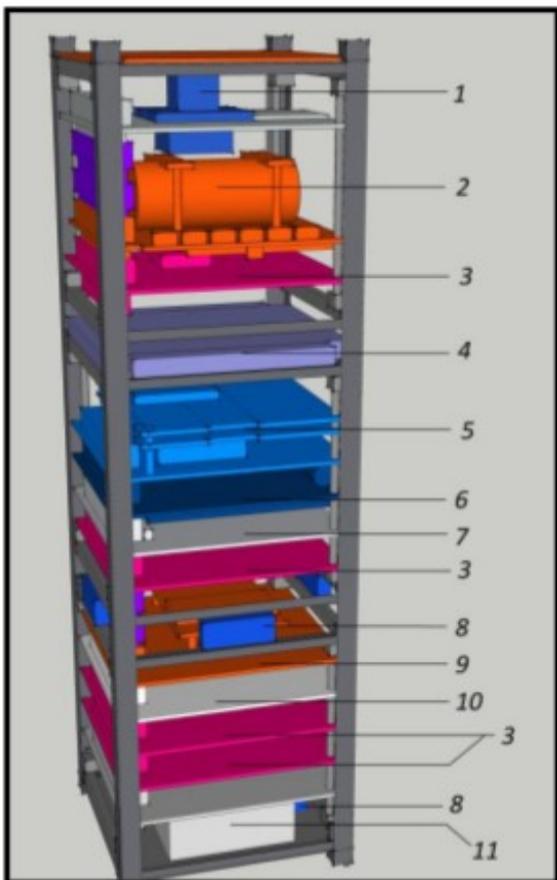
<http://www.conradpro.fr/ce/fr/product/1216592/Film-chauffant-Thermo-auto-adhsif-5-VDC-5-VAC-15-W-L-x-l-70-mm-x-70-mm?ref=list>

Nous nous sommes ensuite focalisés sur la répartition de ces chaufferettes sur le modèle fourni par Pedro Lopez, qui figure ci dessous :

Preliminary Design and Thermal Study of the IGOSat Project

Pedro Lopes

L'image à droite représente la configuration actuelle du satellite. Ses composants sont identifiés de la façon suivante :



1. Scintillateur avec bouclier
2. Batterie
3. Plaque vide
4. Antenne de communication ISIS
5. Plaque de communication AMSAT
6. Plaque Magneto coupleur
7. Ordinateur ISIS
8. Senseurs solaires
9. Plaque GPS
10. Contrôle thermique
11. Antenne GPS

Numéro du composant	Puissance dissipée (W)	Nombre de chaufferettes
1	1.95	2
2	0.16	1
3	0	0
4	0.026	1
5	0.25 ou 2.2	1 ou 2
6	0.82	1
7	0.52	1
8	$0.07 \times 5 = 0.35$	1
9	1.43	1
10	0	0
11	$0.65 + 0.52 = 1.17$	1

Fig. 4 - Visuel interne de l'IGOSat sur Google SketchUp

 <p>Ionospheric and gamma-ray Observations Satellite</p>	<p>Réf. : IGOSAT-XX-X-XXX-XXXXXXXXX</p> <p>Edition : 1 Date : 14-05-2015</p> <p>Révision : 0 Date :</p> <p style="text-align: right;">Page : 25</p>
---	--

Précisions :

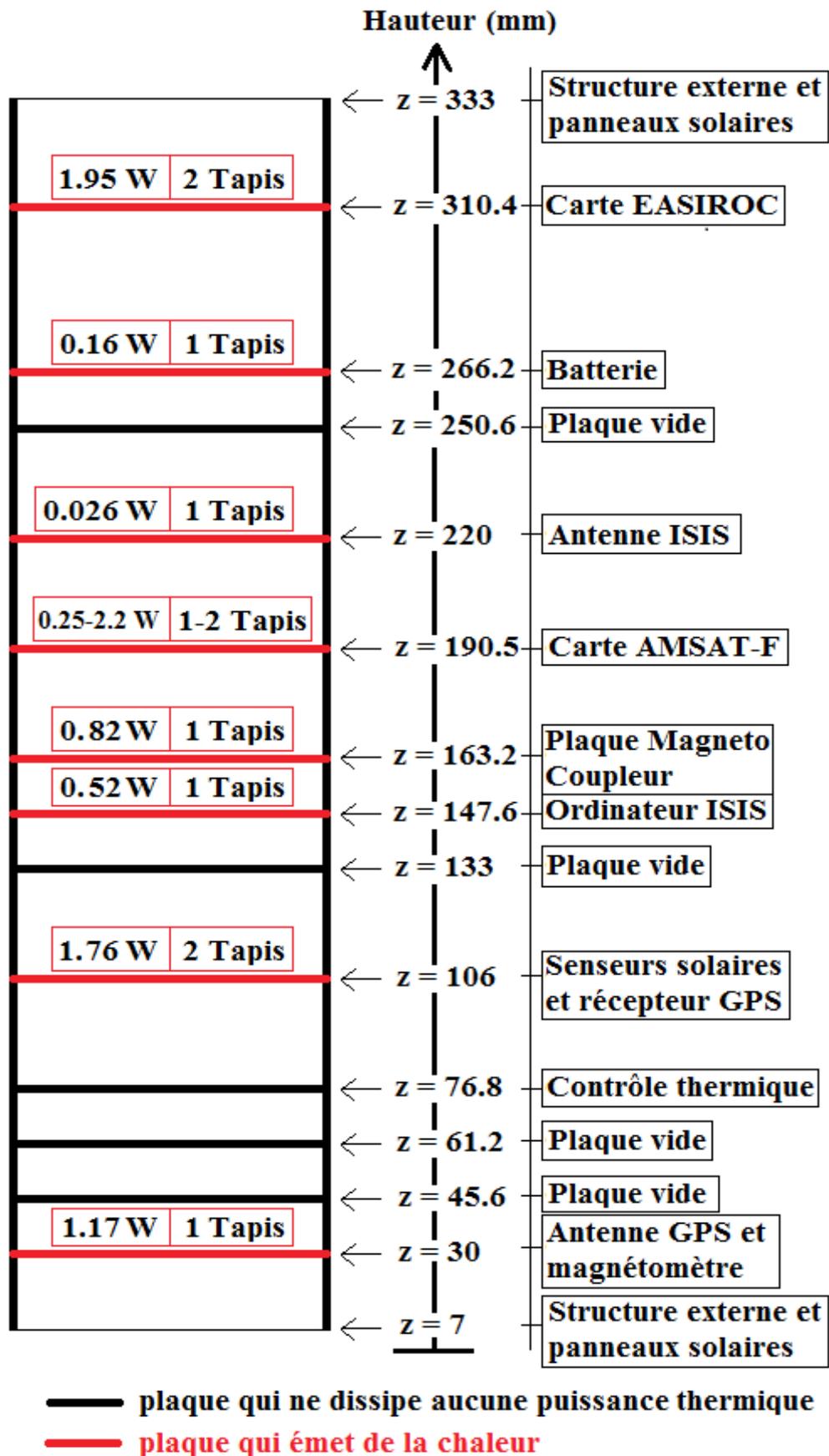
- Il y a plusieurs plaques vides dans ce modèle. Elles servent à recentrer le centre de gravité du module grâce à des masses mobiles.
- Les senseurs sont fixés sur les parois du satellite. Pour des raisons pratiques nous avons installé une chaufferette pour les cinq senseurs solaires, fixé sur une plaque de PCB.
- Sur la dernière plaque, celle qui contient l'antenne GPS (11), il y a également un magnétomètre, d'où l'ajout de 0.52 W en puissance dissipée, à celle de l'antenne GPS.
- Le scintillateur en lui même est un composant passif, il ne dissipe aucune puissance. En revanche la carte de traitement EASIROC du scintillateur, et qui est à coté de ce dernier dissipe 1.95 W, d'où la puissance mise dans le tableau de la page précédente.

2).MODÉLISATION MÉCANIQUE

Pour réaliser nos maquettes nous avons cherché dans un premier temps les données de structure que Pedro Lopez avait faite lors de la construction de son modèle numérique sous Sketchup. Nous nous sommes dans un premier temps intéressés à ce logiciel et nous n'avons pas trouvé dans les données sketchup ce que nous cherchions, c'est seulement dans le fichier sur lequel nous travaillions depuis le début que nous avons trouvé : le fichier IGOSAT.xml, onglet configuration, à ouvrir avec IDM CIC. Nous avons repris toutes ces données pour les mettre en forme, et les rendre plus lisible.



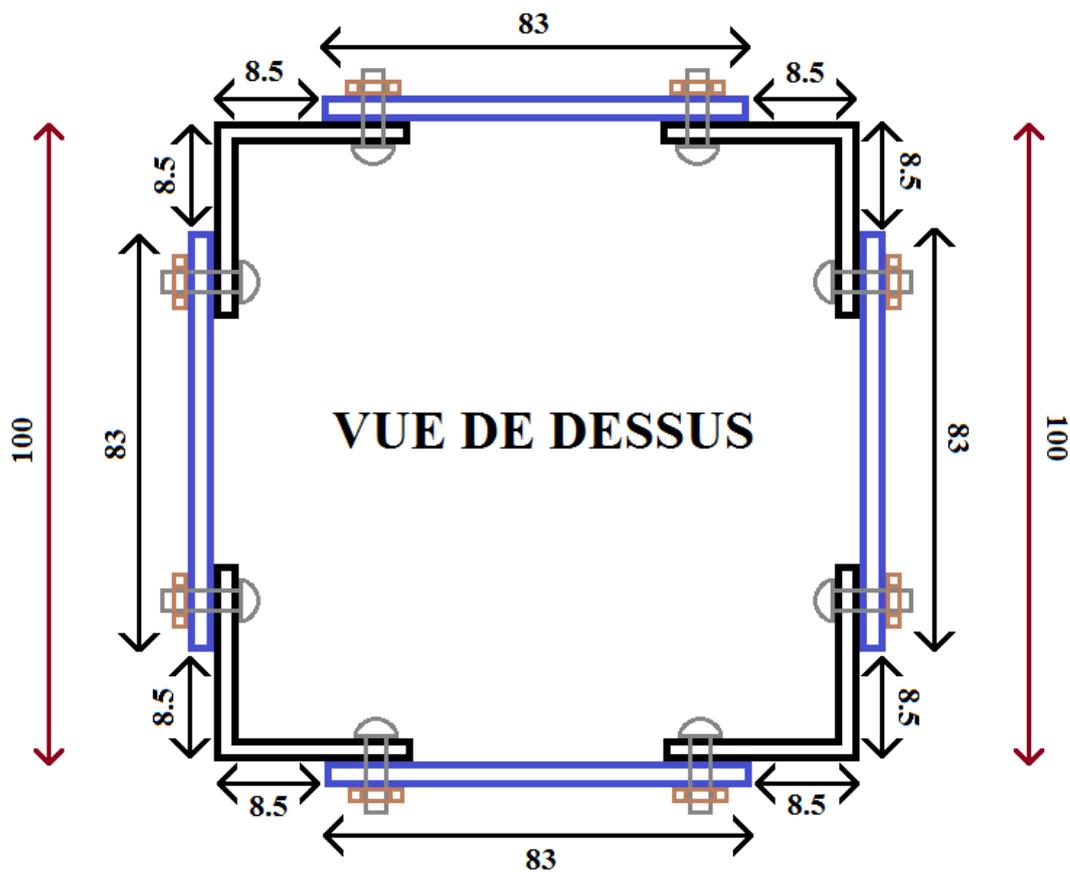
Voici le modèle de la structure mécanique de Pedro Lopez, avec la répartition des composants et les dissipations thermiques de chaque plaque. Il a été ajouté le nombre de chauffeuses en silicone nécessaires par plaque (Tapis).





A ce stade là du projet nous avons toutes les données nécessaires pour réaliser l'intérieur de notre maquette. Nous nous sommes alors intéressés à la structure externe. Elle est composée de cornières sur lequel viendront s'appuyer les rails de lancement. Ces rails serviront pour envoyer le satellite dans l'espace depuis un module de la fusée. Cependant notre cahier des charges est très clair sur la structure externe. Nous devons respecter les spécifications cubesat 3U, qui sont données en annexe F.

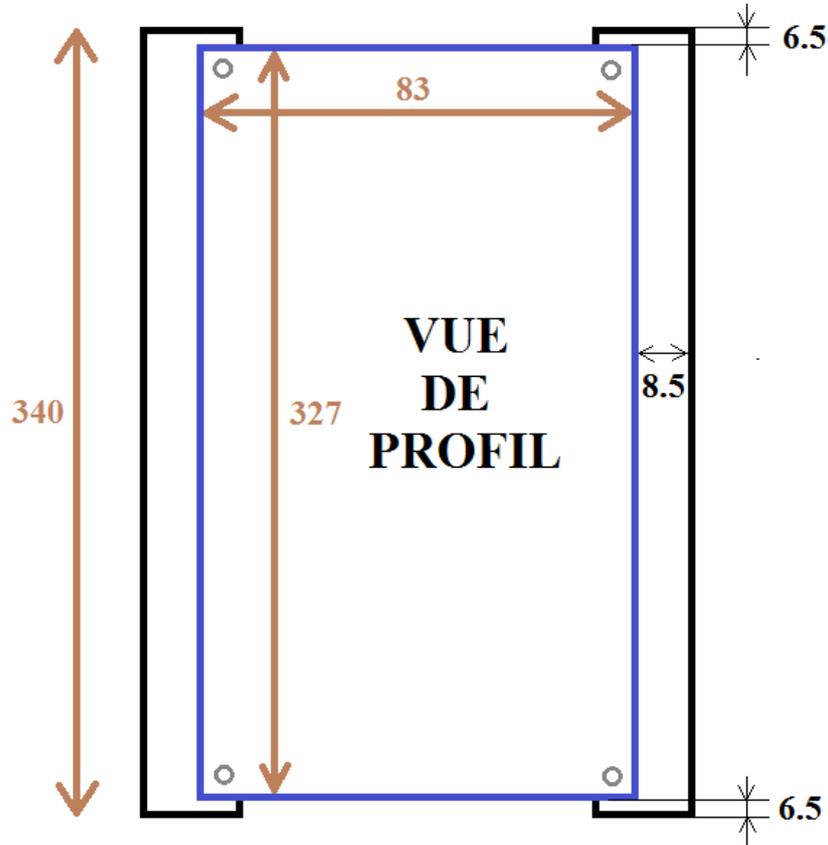
Ce qui est le plus important dans ces spécifications est de respecter les extérieurs de 100 mm entre deux cornières, mesures prises dans le coin des cornières, et de 8.5 mm sans aucun obstacle sur les cornières, ou viendront d'appuyer les rails de lancement. Voici un schéma qui explique comment nous avons procédé pour construire cette maquette de STM en respectant les spécifications Cubesat :



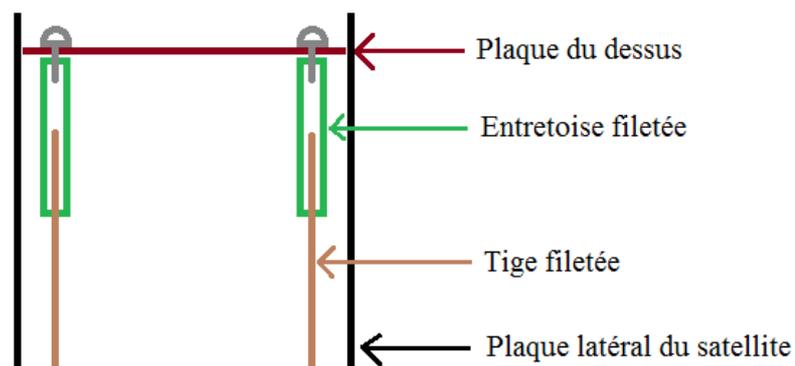
Sur cette vue, nous n'affichons pas la plaque qui normalement ferme la maquette, par dessus bien évidemment. Les dimensions affichées sont en millimètres.



Voici une vue de profil, toujours avec des dimensions en millimètres :



A présent nous avons toutes les données pour faire la structure interne et externe. Nous devons penser à la façon dont nous allons ajuster l'intérieur et l'extérieur. Nous voulions pouvoir comparer les performances en terme thermique de la structure en aluminium et en carbone de la maquette. Nous avons donc décidé de faire deux maquettes identiques en terme de dimensions, dont les plaques extérieures seraient soit en aluminium soit en carbone. C'est pourquoi nous avons choisi de faire une structure interne qui soit indépendante de la plateforme du satellite, afin de pouvoir changer de contenant facilement. Nous avons donc décidé de monter les plaques du dessus et du dessous directement sur le module interne, en les vissant depuis l'extérieur. Ceci étant possible grâce à des entretoises filetées vissées partiellement sur les tiges filetées du module, et alignées avec les trous faits dans les plaques. Voici une brève explication :





On utilise la même astuce pour la plaque du dessous.

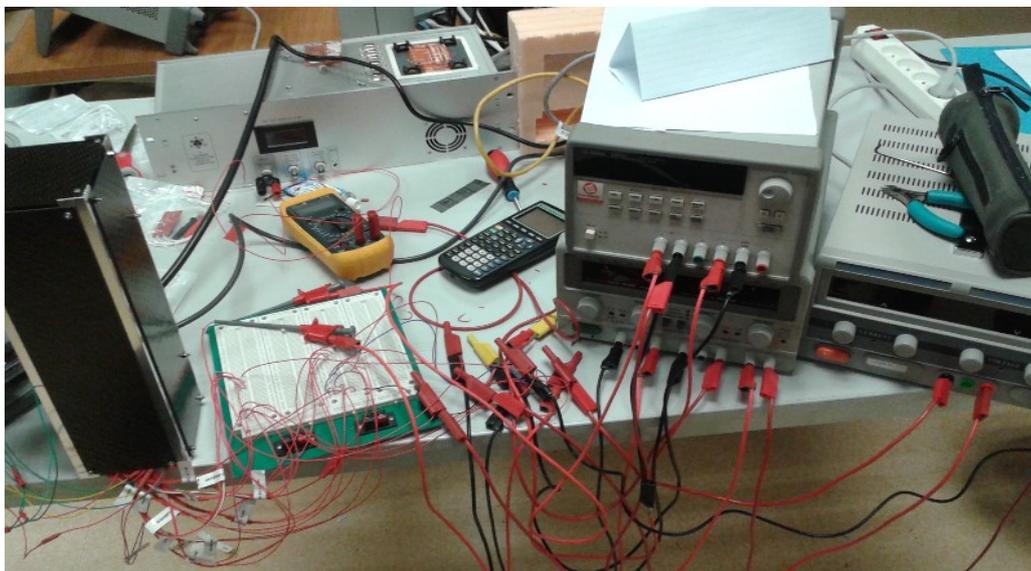
Pour réaliser le module interne nous avons utilisé 4 tiges filetées de 330 mm de longueur, des plaques en epoxy PC104 de dimension 90 x 96 mm, des entretoises filetées et non filetées pour avoir le bon écartement entre les plaques, des cornières en aluminium, des vis M3 et des écrous M3 également.

Pour les structures externes les plaques en aluminium ont été achetées puis découpées et les plaques de carbone ont été fournies par l'industriel aux bonnes dimensions.

Voici quelques photos des maquettes :



Nous sommes actuellement en train de faire des mesures pour déterminer la température de certaines plaques à des endroits stratégiques dans les maquettes, afin de vérifier que nous sommes en dessous des températures critiques des composants évoquées précédemment dans ce rapport. Ces mesures seront ajoutés dans une version prochaine de ce rapport.





9. CONCLUSION

Nous avons étudié au cours de ce rapport les propriétés thermiques du carbone vis à vis de l'aluminium. Bien que n'étant pas l'objet principal du changement de matière, le carbone a des propriétés thermiques plus intéressantes que l'aluminium dans ce contexte spatial car nous avons une répartition plus homogène de la température avec un éloignement des valeurs critiques non négligeable pour certains composants. De plus les plaques de carbone sont suffisamment conductrices (environ 200 S.cm⁻¹) pour ne pas avoir de claquages électriques des composants à cause d'une différence de potentiels sur la structure. Nous avons fait des maquettes dont les mesures à venir montreront si les simulations faites correspondent au cas réel. Nous avons commencer à réfléchir à travers des plans à comment intégrer ces plaques à la structure, cependant ce n'est qu'un début. Il faut poursuivre numériquement cette recherche, ainsi que celle sur les capteurs. Néanmoins notre travail a montré que ces plaques de carbone semblent correspondre et même surpasser celles en aluminium. Des tests thermiques et mécaniques sur les deux maquettes qui ont été construites permettront de valider ou réfuter ces premières études.



ANNEXES

ANNEXE A

Première série de mesures :

a) Plaque 0-45-0 :

Pour un angle $\theta=0^\circ$

Mesure n°	R(ohm)	Rs(Ohm)	Résistivité ρ (Ohm.cm)	Conductivité(S.cm ⁻¹)
1	0.055	0.249	0.044	22.73
2	0.038	0.172	0.030	33.33
3	0.380	1,722	0.301	3,32
4	0.024	0.109	0.019	52.63
5	0.170	0.770	0.135	7,41
6	0.150	0.680	0.119	8,4
7	0.310	1,405	0.246	4,07
8	0.330	1,427	0.250	4
9	0.012	0.054	0.009	111,1
10	0.600	2,719	0.476	2,1
11	0.180	0,82	0.143	6,99
12	0.160	0,73	0.127	7,87
13	0.076	0,34	0.060	16,67



Pour un angle $\theta=45^\circ$

Mesure n°	R(ohm)	Rs(Ohm)	Résistivité ρ (Ohm.cm)	Conductivité(S.cm ⁻¹)
1	0.033	0.150	0.026	38.46
2	0.016	0.073	0.013	76.92
3	0.036	0.163	0.029	34.48
4	0.007	0.032	0.006	166.66
5	0.053	0.240	0.042	23.81
6	0.041	0.186	0.033	30.30
7	0.040	0.181	0.032	31.25

Pour un angle $\theta=90^\circ$

Mesure n°	R(ohm)	Rs(Ohm)	Résistivité ρ (Ohm.cm)	Conductivité(S.cm ⁻¹)
1	0.730	3.308	0.579	1.73
2	0.351	1.767	0.309	3.24
3	0.021	2.674	0.468	2.14
4	0.590	0.095	0.017	58.82
5	0.393	1.586	0.276	3.62
6	0.731	4.396	0.769	1.3



b) Plaque 0-0-0 :

Pour un angle $\theta=0^\circ$

Mesure n°	R(ohm)	Rs(Ohm)	Résistivité ρ (Ohm.cm)	Conductivité(S.cm ⁻¹)
1	0.054	0.024	0.004	250
2	0.09	0.408	0.069	14.49
3	0.1	0.453	0.077	12.99
4	0.06	0.272	0.046	21.74
5	0.0037	0.017	0.003	333.31
6	0.014	0.063	0.011	90.91
7	0.053	0.240	0.041	24.33
8	0.061	0.276	0.047	21.28
9	0.019	0.086	0.015	66.67
10	0.059	0.267	0.045	22.22

Pour un angle $\theta=45^\circ$

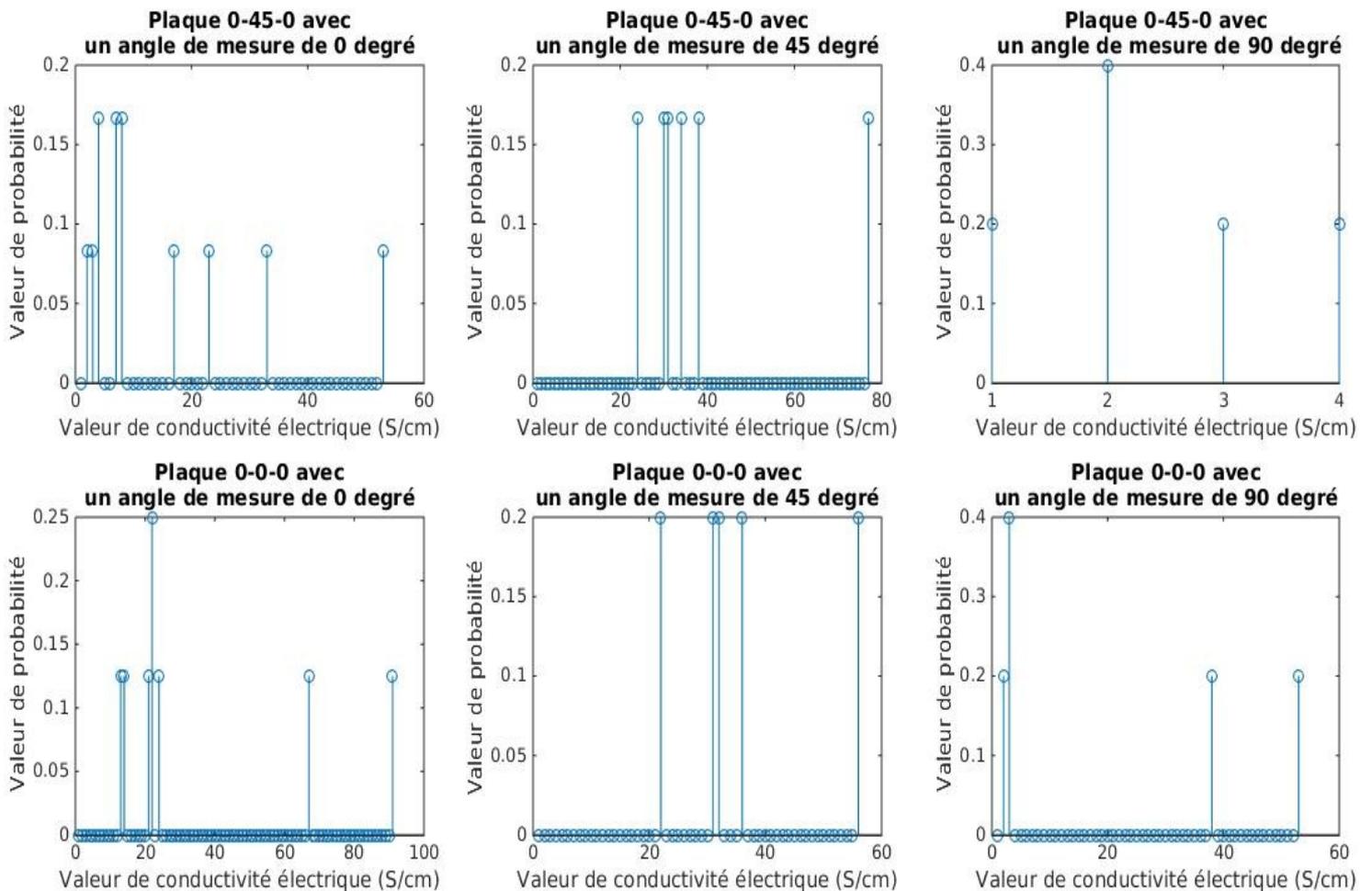
Mesure n°	R(ohm)	Rs(Ohm)	Résistivité ρ (Ohm.cm)	Conductivité(S.cm ⁻¹)
1	0.023	0.104	0.018	55.55
2	0.060	0.272	0.046	21.74
3	0.04	0.181	0.031	32.26
4	0.036	0.163	0.028	35.71
5	0.013	0.059	0.010	100
6	0.0414	0.186	0.032	31.25



Pour un angle $\theta=90^\circ$

Mesure n°	R(ohm)	Rs(Ohm)	Résistivité ρ (Ohm.cm)	Conductivité(S.cm ⁻¹)
1	0.42	1.901	0.323	3.096
2	0.45	2.04	0.347	2.882
3	0.52	2.36	0.401	2.494
4	0.007	0.031	0.005	200
5	0.034	0.154	0.0026	38.46
6	0.025	0.113	0.019	52.63

Densité de probabilité des différentes mesures de conductivité électrique





ANNEXE B

Deuxième série de mesures :

a) Plaque 0-45-0 :

Pour un angle $\theta=0^\circ$

Mesure n°	R(ohm)	Rs(Ohm)	Résistivité ρ (Ohm.cm)	Conductivité(S.cm ⁻¹)
1	0.014	0.0634	0.010	100
2	0.006	0.0272	0.004	250
3	0.0019	0.0086	0.001	1000
4	0.0040	0.0181	0.002	500
5	0.025	0.1133	0.018	55.5
6	0.0038	0.0172	0.003	333.3
7	0.0028	0.0127	0.002	200

Pour un angle $\theta=45^\circ$

Mesure n°	R(ohm)	Rs(Ohm)	Résistivité ρ (Ohm.cm)	Conductivité(S.cm ⁻¹)
1	0.032	0.1450	0.023	43
2	0.0034	0.0151	0.002	500
3	0.017	0.0770	0.012	83.3
4	0.006	0.0272	0.004	250
5	0.016	0.0725	0.012	83.3
6	0.021	0.0952	0.015	66.6
7	0.0045	0.0203	0.003	333.3
8	0.015	0.0680	0.011	90.9



Pour un angle $\theta = 90^\circ$

Mesure n°	R(ohm)	Rs(Ohm)	Résistivité ρ (Ohm.cm)	Conductivité $S.cm^{-1}$
1	0.01	0.0453	0.007	142.9
2	0.03	0.1360	0.023	43.5
3	0.025	0.1133	0.018	55.5
4	0.013	0.0589	0.009	111,11
5	0.0022	0.0100	0.002	500
6	0.015	0.0680	0.011	90.9
7	0.033	0.1496	0.024	41.7
8	0.008	0.0363	0.006	166.7
9	0.001	0.0045	0.0007	1428
10	0.015	0.0680	0.011	90.9



b) Plaque 0-0-0 :

Pour un angle $\theta=0^\circ$

Mesure n°	R(ohm)	Rs(Ohm)	Résistivité ρ (Ohm.cm)	Conductivité(S.cm ⁻¹)
1	0.06	0.2719	0.046	21.7
2	0.1	0.4532	0.077	13.0
3	0.01	0.0453	0.008	125
4	0.01	0.0453	0.008	125
5	0.03	0.1360	0.023	43.5
6	0.001	0.0045	7.65×10^{-4}	1307
7	0.01	0.0453	0.008	125
8	0.01	0.0453	0.008	125

Pour un angle $\theta=45^\circ$

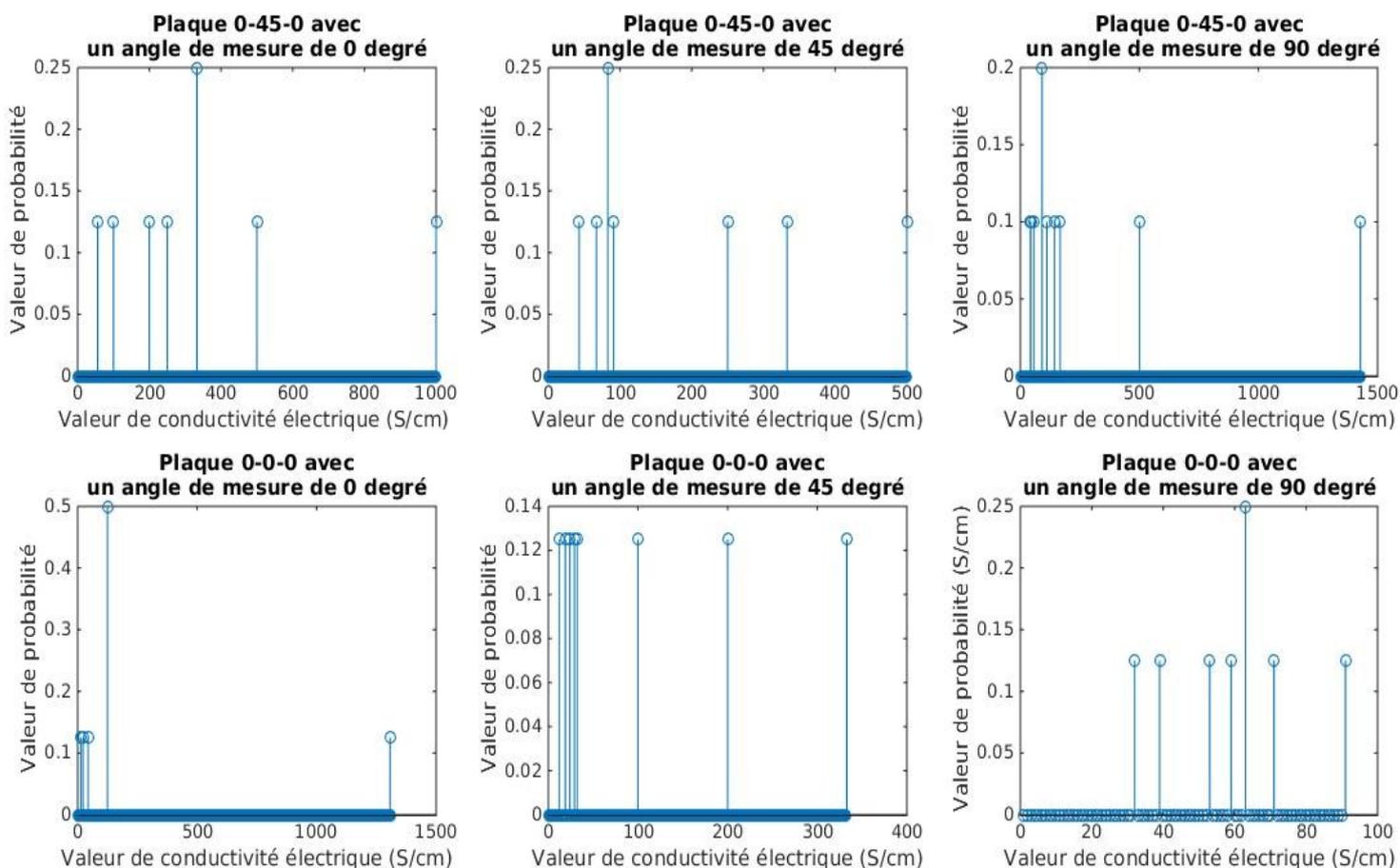
Mesure n°	R(ohm)	Rs(Ohm)	Résistivité ρ (Ohm.cm)	Conductivité(S.cm ⁻¹)
1	0.044	0.1994	0.034	29.4
2	0.040	0.1812	0.031	32.3
3	0.007	0.032	0.005	200
4	0.11	0.499	0.085	11.8
5	0.0035	0.016	0.003	333.3
6	0.07	0.317	0.054	18.5
7	0.054	0.245	0.042	23.8
8	0.013	0.059	0.010	100



Pour un angle $\theta=90^\circ$

Mesure n°	R(ohm)	Rs(Ohm)	Résistivité ρ (Ohm.cm)	Conductivité(S.cm ⁻¹)
1	0.025	0.113	0.019	52.6
2	0.018	0.082	0.014	71.4
3	0.014	0.063	0.011	90.9
4	0.040	0.181	0.031	32.2
5	0.021	0.095	0.016	62.5
6	0.033	0.150	0.026	38.5
7	0.021	0.095	0.016	62.5
8	0.022	0.100	0.017	58.8

Densité de probabilité des différentes mesures de conductivité électrique

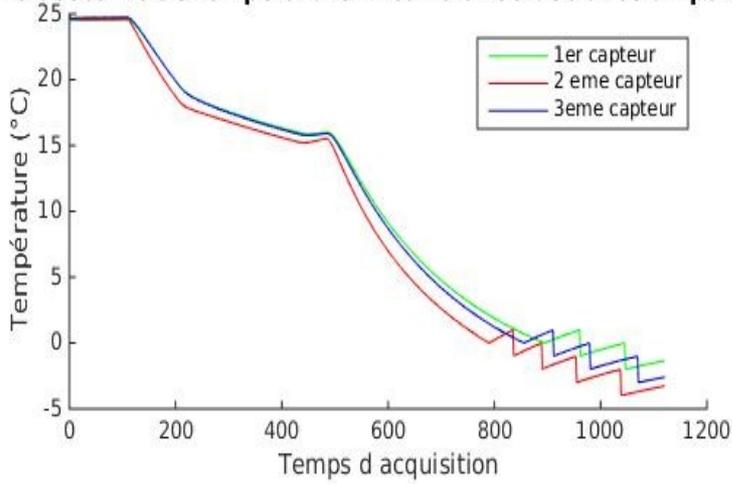




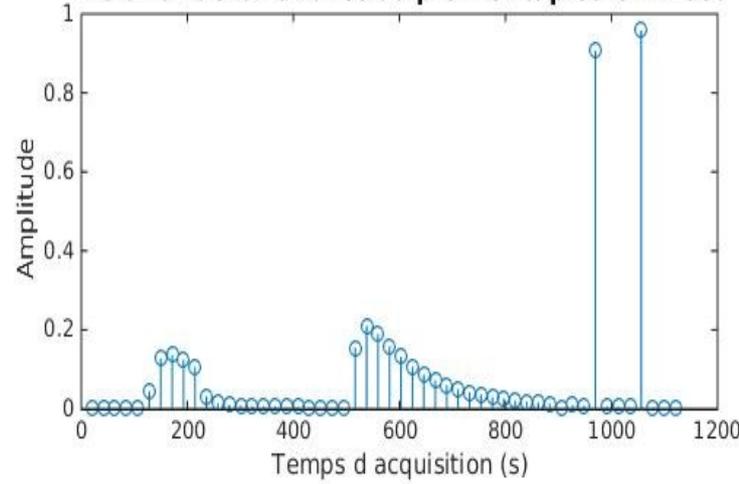
ANNEXE C

Evolution de la variance de chaque capteur (tranche de 16 points)

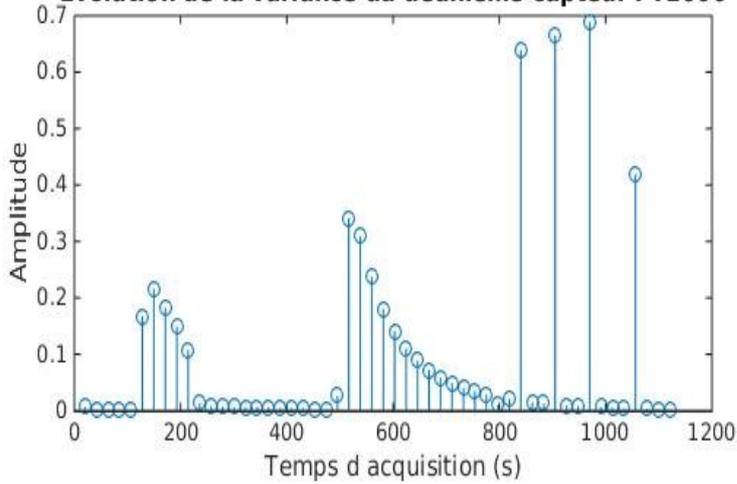
évolution du signal renvoyé par trois capteurs PT1000 à une descente de température linéaire effectuée avec un pelletier



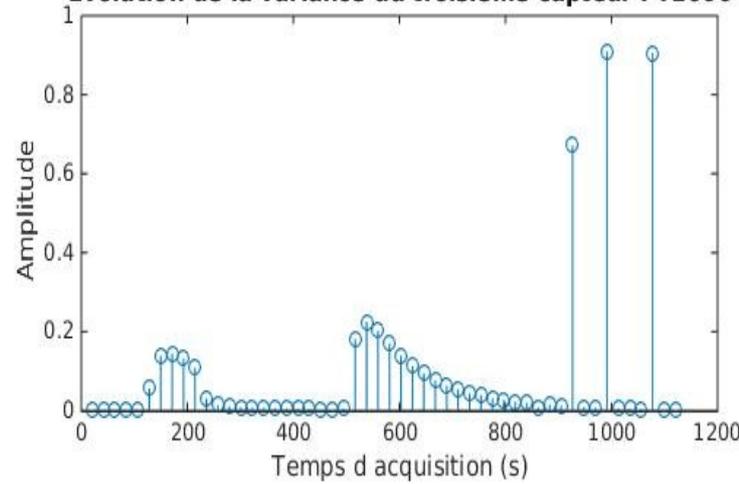
Evolution de la variance du premier capteurs PT1000



Evolution de la variance du deuxième capteur PT1000



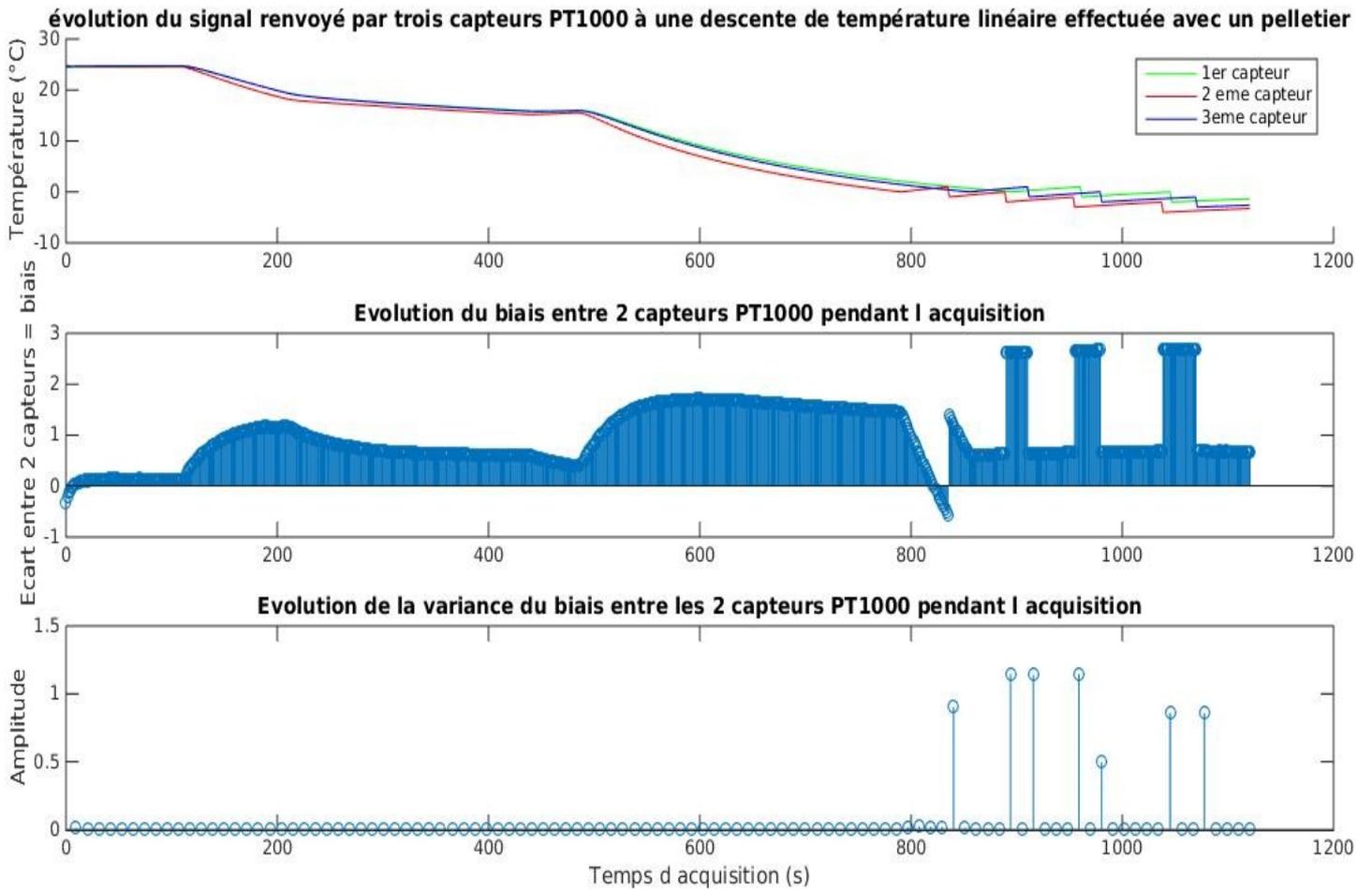
Evolution de la variance du troisième capteur PT1000





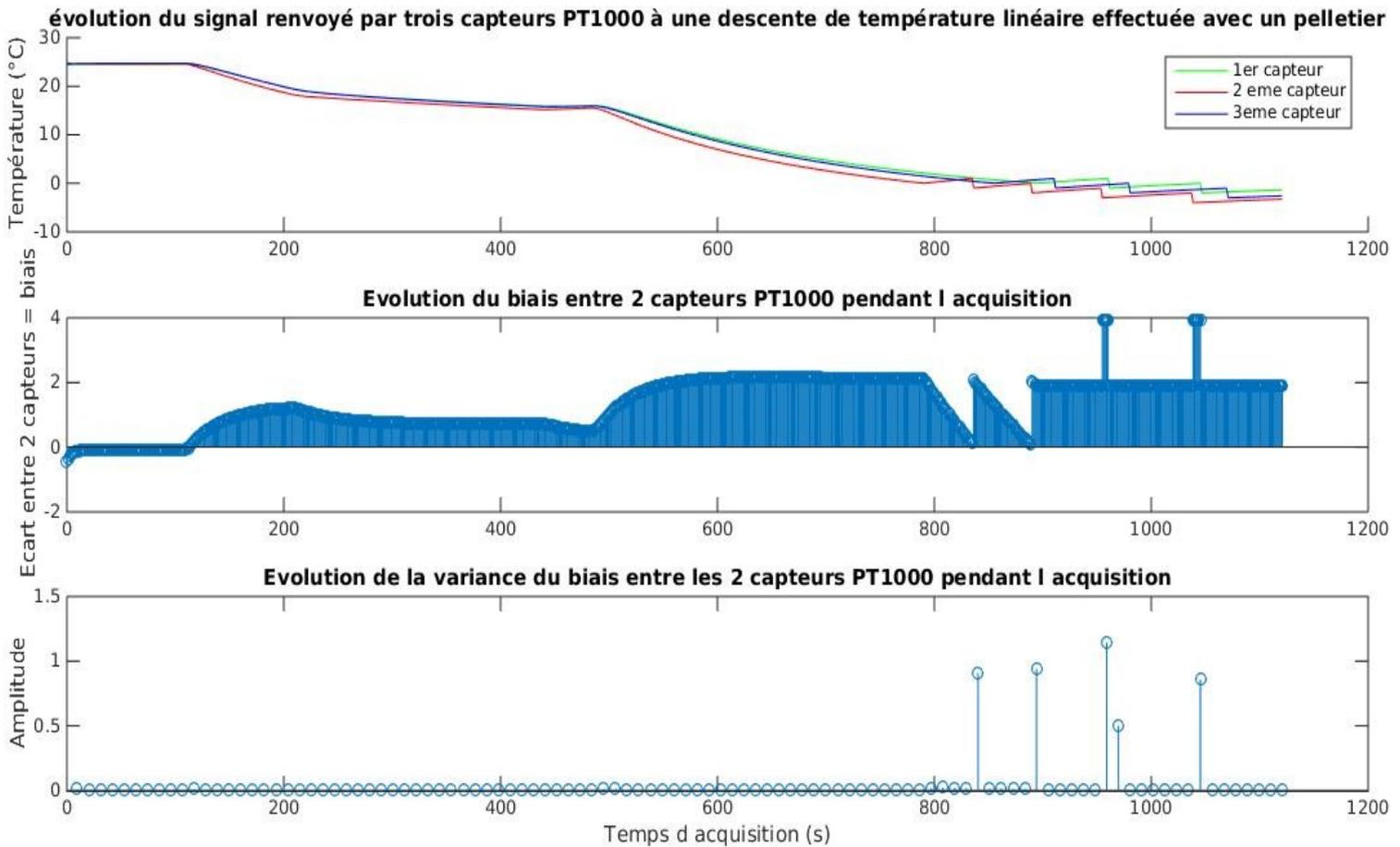
ANNEXE D

Etude différentielle entre 2 capteurs de température PT1000, effectuée entre les capteurs 3 et 2



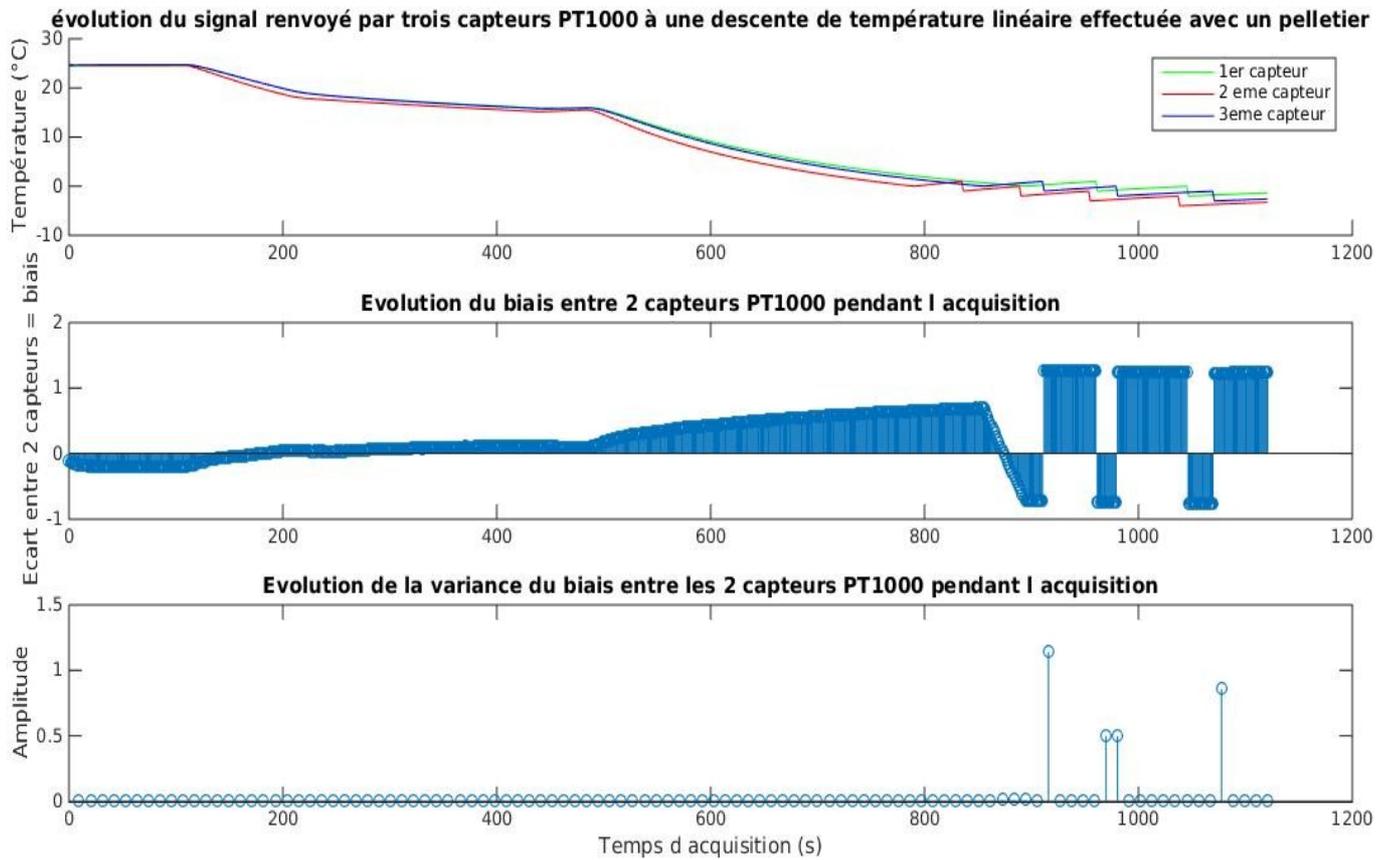


Etude différentielle entre 2 capteurs de température PT1000, effectuée entre les capteurs 1 et 2





Etude différentielle entre 2 capteurs de température PT1000, effectuée entre les capteurs 1 et 3





ANNEXE E

#-----

INTERNAL DISSIPATION (W)

#-----

#cold case - lower consumption mode (caillou - without margin)

COM ANTENNA

QI300 = 0.02 W

COM RECEIVER

QI401 = 0.195 W

BATTERY

QI1601 = 0.125 W

COMPUTER

QI900 = 0.4 W

INTERNAL DISSIPATION (W)

#-----

#Hot Case - higher consumption mode

COM Antenna O

QI300 = 0.02 W

COM RECEIVER

QI401 = 0.195 W

BATTERY O

QI1601 = 0.162 W

COMPUTER O

QI900 = 0.52 W

Torquer Board O

QI1000 = 0.815 W



Magnetometer

QI1100 = 0.52 W

Sun sensor 1 O

QI1200 = 0.065 W

Sun sensor 2 O

QI1300 = 0.065 W

Sun sensor 3 O

QI1400 = 0.065 W

Sun sensor 4 O

QI1500 = 0.065 W

Sun sensor 5 O

QI1501 = 0.065 W

GPS Antenna O

QI100 = 0.65 W

GPS Receiver O

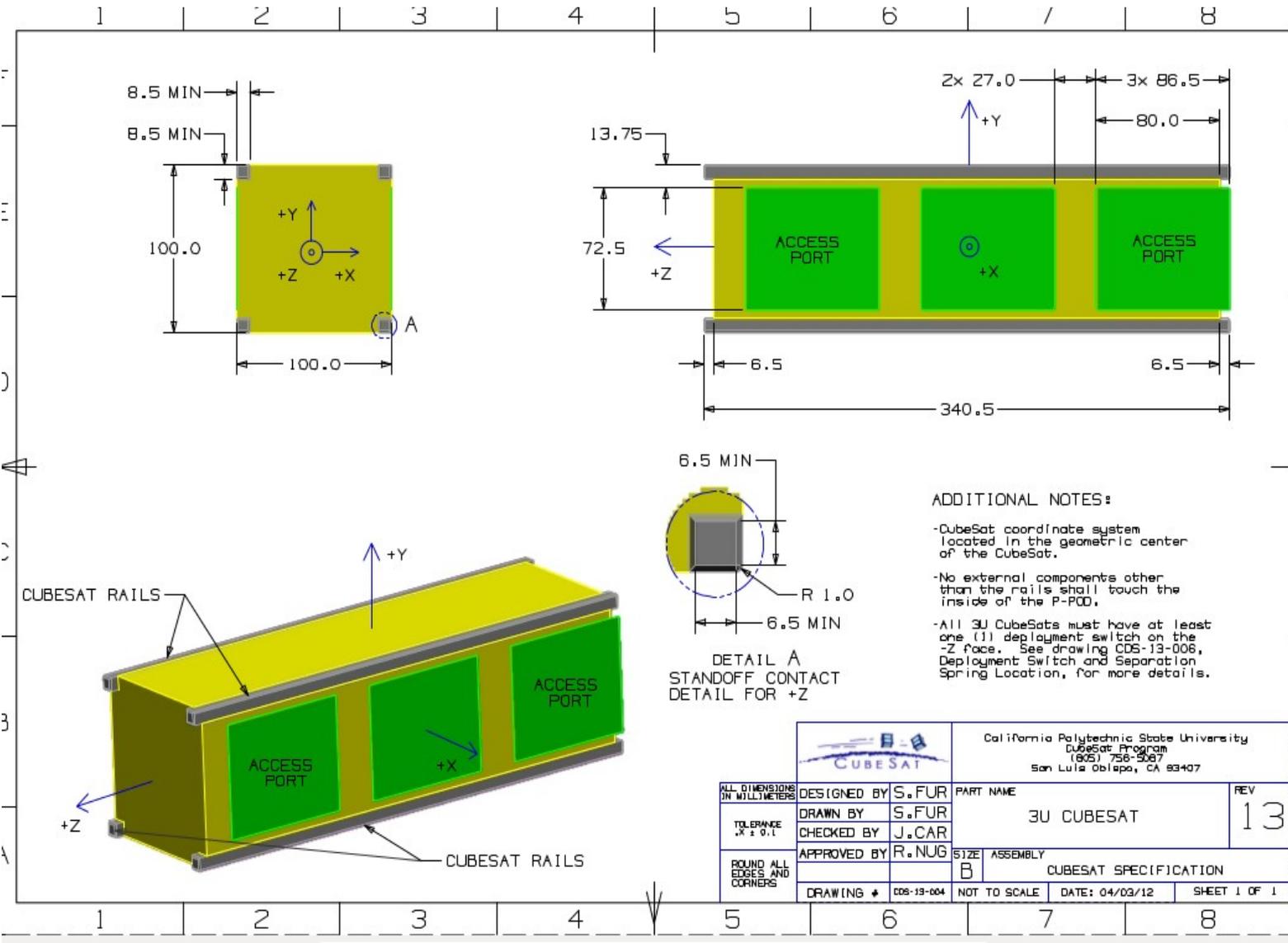
QI200 = 1.43 W

EASIROC O

QI500 = 1.95 W



ANNEXE F



ADDITIONAL NOTES:

- CubeSat coordinate system located in the geometric center of the CubeSat.
- No external components other than the rails shall touch the inside of the P-P00.
- All 3U CubeSats must have at least one (1) deployment switch on the -Z face. See drawing CDS-13-006, Deployment Switch and Separation Spring Location, for more details.

DETAIL A
STANDOFF CONTACT
DETAIL FOR +Z



California Polytechnic State University
CubeSat Program
(805) 756-5067
San Luis Obispo, CA 93407

ALL DIMENSIONS IN MILLIMETERS	DESIGNED BY S.FUR	PART NAME	REV
TOLERANCE ± 0.1	DRAWN BY S.FUR	3U CUBESAT	13
ROUND ALL EDGES AND CORNERS	CHECKED BY J.CAR	SIZE ASSEMBLY	CUBESAT SPECIFICATION
	APPROVED BY R.NUG	NOT TO SCALE	DATE: 04/03/12 SHEET 1 OF 1
DRAWING # CDS-13-004			