

 	Réf. : IGOSAT-XX-X-XXX-XXXXX Edition : 1 Date : 12-05-14 Révision : 0 Date :
 	 I onospheric and g amma-ray O bservations S atellite

GRUPE MECATHERMIQUE : RAPPORT DE PROJET
--

Résumé

Ce document est constitué d'un rapport technique et d'un rapport projet.

On commencera par une analyse du besoin et une réflexion sur les solutions abordées. Seront ainsi mises en évidence les caractéristiques mécaniques et thermiques des différents sous-systèmes qui composent l'IGOSat, à savoir la structure externe, la batterie, l'ordinateur de bord, les différentes charges utiles (scintillateur et GPS) et la SCAO.

De cette manière, on pourra aborder l'agencement interne des composants du nanosatellite.

On s'intéressera également aux différents problèmes liés à l'environnement spatial pouvant altérer le nanosatellite, et on présentera les organisations internes d'autres nanosatellites.

La partie projet décrira l'organisation du projet, les difficultés rencontrées ainsi que leur éventuelle résolution. Un bilan du projet et un retour d'expérience figureront également dans ce rapport.

	Date	Signature
Préparé par : ARROUB Salima BELISAIRE Lucile BENGMAIH Ilyass JAMAL Walid LAMRABET Ouissam MONDESIR Kévin NORIS Célia REPETO Aurélie	12/05/2014	
Approuvé par :		
Pour application :		



Ionospheric and
gamma-ray
Observations
Satellite

Réf. : IGOSAT-XX-X-XXX-XXXXXXXX

Edition : 1 Date : XX-XX-XX

Révision : 0 Date :

Page : 2

HISTORIQUE DES MODIFICATIONS

Ed.	Rev.	Date	Modifications	Visa
1	0	12/05/2014	Création du document	

Diffusion

Liste de diffusion	Restreint	Non restreint
Equipe IGOSAT		Non restreint
Enseignants physique expérimentale		Non restreint



Ionospheric and
gamma-ray
Observations
Satellite

Réf. : IGOSAT-XX-X-XXX-XXXXXXXX

Edition : 1 Date : XX-XX-XX

Révision : 0 Date :

Page : 3

TABLES DES MATIERES

RAPPORT TECHNIQUE

INTRODUCTION : ANALYSE DU BESOIN ET SOLUTIONS ABORDEES

A/ ORGANISATION INTERNE D'AUTRES NANOSATELLITES

I/ NANOSATELLITES 1U

II/ NANOSATELLITES 3U

B/ PRESENTATION DES DIFFERENTS SOUS-SYSTEMES COMPOSANT LE NANOSAT

I/ STRUCTURE EXTERNE ET INTERNE

1. CARACTERISTIQUES

2. MODELISATION

II/ SYSTEME D'ALIMENTATION

1. CARACTERISTIQUES

2. MODELISATION

III/ ORDINATEUR DE BORD

1. CARACTERISTIQUES

2. MANIPULATION SUR IDM-CIC

3. RESULTATS

IV/ CHARGE UTILE : LE SCINTILLATEUR

1. FONCTIONNEMENT

2. CARACTERISTIQUES GEOMETRIQUES

3. CARACTERISTIQUES THERMIQUES

4. CABLAGE

V/ CHARGE UTILE : LE GPS



Ionospheric and
gamma-ray
Observations
Satellite

Réf. : IGOSAT-XX-X-XXX-XXXXXXXXX

Edition : 1 Date : XX-XX-XX

Révision : 0 Date :

Page : 4

1. OBJECTIFS

2. APPAREIL CHOISI POUR LA MISSION

3. MODELISATION

VI/ SCAO : SYSTEME DE COMMANDE D'ATTITUDE ET D'ORBITE D'IGOSAT

VII/ SYSTEME DE TELECOMMUNICATION

C/ ETUDE THERMIQUE

I/ CONTRAINTES THERMIQUES

II/ ETUDE THERMIQUE THEORIQUE

1. DEFINITION DU RAYONNEMENT THERMIQUE ET GRANDEURS ENERGETIQUES ASSOCIEES

2. RAYONNEMENT DU CORPS NOIR

3. CALCULS THERMIQUES

III/ MODELISATION THERMIQUE SOUS THERMICA

1. MODELE

2. TRAJECTOIRE

3. CINEMATIQUE

4. MISSION

5. PROCESS

D/ SPECIFICITES DE L'ENVIRONNEMENT SPATIAL DONT NOTRE ETUDE DOIT TENIR COMPTE

E/ PROPOSITION D'AGENCEMENT INTERNE

D/ BIBLIOGRAPHIE



Ionospheric and
gamma-ray
Observations
Satellite

Réf. : IGOSAT-XX-X-XXX-XXXXXXXX

Edition : 1 Date : XX-XX-XX

Révision : 0 Date :

Page : 5

RAPPORT PROJET

A/ OBJECTIFS FIXES

B/ DIFFICULTES RENCONTREES

C/ ORGANISATION DU PROJET

D/ BILAN ET RETOUR D'EXPERIENCE



Ionospheric and
gamma-ray
Observations
Satellite

Réf. : IGOSAT-XX-X-XXX-XXXXXXXX

Edition : 1 Date : XX-XX-XX

Révision : 0 Date :

Page : 6

RAPPORT TECHNIQUE

 <p>Ionospheric and gamma-ray Observations Satellite</p>	<p>Réf. : IGOSAT-XX-X-XXX-XXXXXXXXX Edition : 1 Date : XX-XX-XX Révision : 0 Date : Page : 7</p>
---	---

INTRODUCTION : ANALYSE DU BESOIN ET SOLUTIONS ABORDEES

Le rôle du groupe mécatronique est double : d'une part, il s'agit d'étudier et modéliser les différents sous-systèmes du nanosatellite ainsi que leur emplacement au sein de l'appareil. D'autre part, on s'intéresse également à l'étude thermique d'IGOSat et de ses composants. Nous devons par ailleurs tenir compte des problèmes pouvant survenir dans un environnement spatial.

Afin de réaliser une proposition d'agencement, nous nous sommes intéressés à l'architecture interne d'autres nanosatellites existants pour que ceux-ci nous servent de modèle pour l'agencement des divers organes composant notre IGOSat.

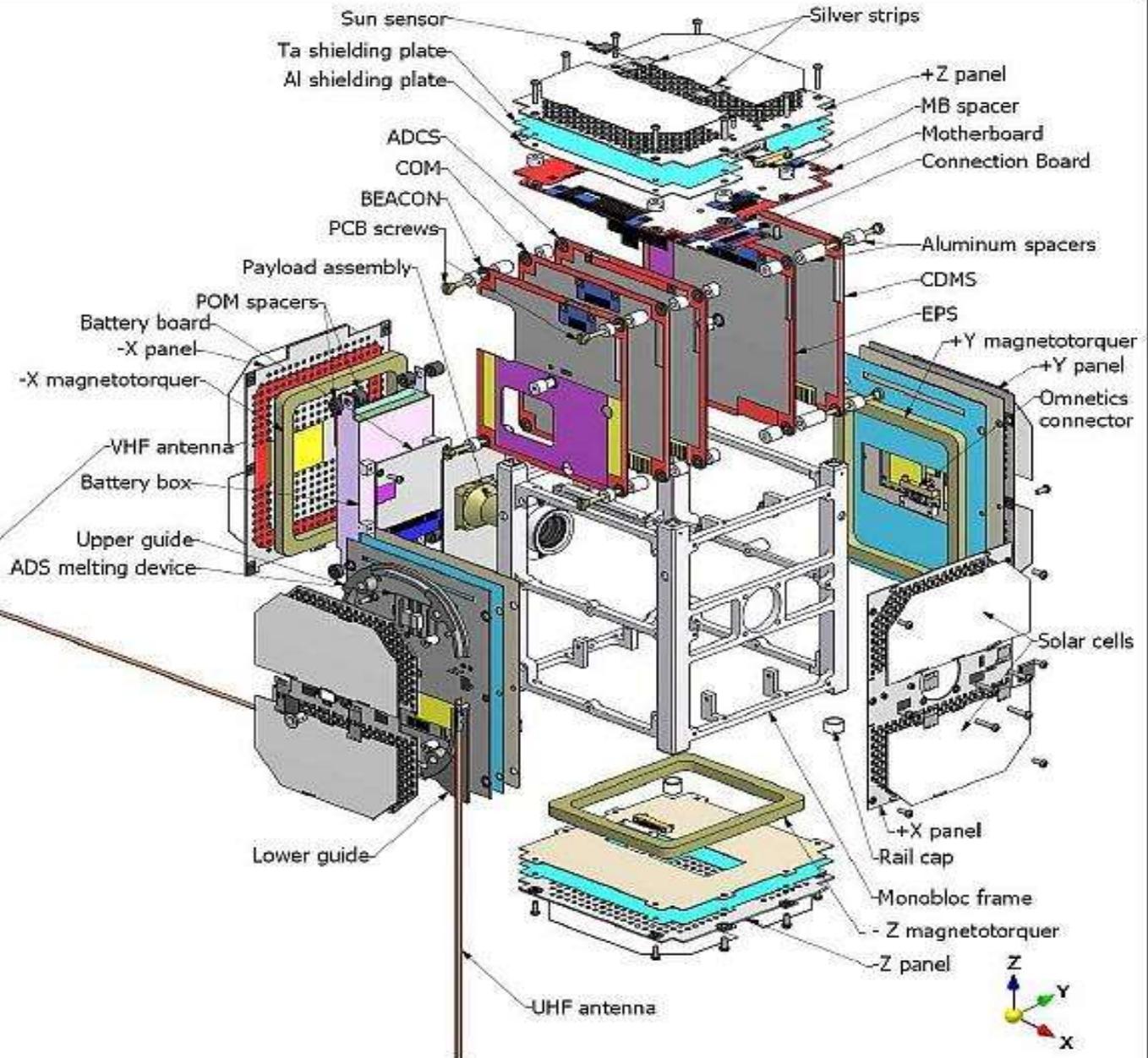
A/ ORGANISATION INTERNE D'AUTRES NANOSATELLITES

Afin de pouvoir organiser les éléments dans les cubesats, nous avons commencé à rechercher sur Internet des nanosatellites déjà existants de façon à pouvoir nous baser sur leur agencement interne.

I/ NANOSATELLITES 1U

- Swisscube :

Ce nanosat a été développé par plusieurs universités de Suisse et permet l'observation de la photoluminescence dans l'espace.



On peut remarquer sur cet exemple que les antennes UHF et VHF se situent à l'extérieur du nanosat. Des panneaux solaires ont également été mis en place pour permettre l'autonomie de l'appareil.

En ce qui concerne les magnétocoupleurs, 3 bobines ont été placées sur des faces différentes du cubesat afin de les disposer de façon orthogonales les unes aux autres.

La batterie est assez éloignée de l'ordinateur de bord. On peut imaginer que les deux systèmes dégageraient une quantité relativement importante de chaleur.

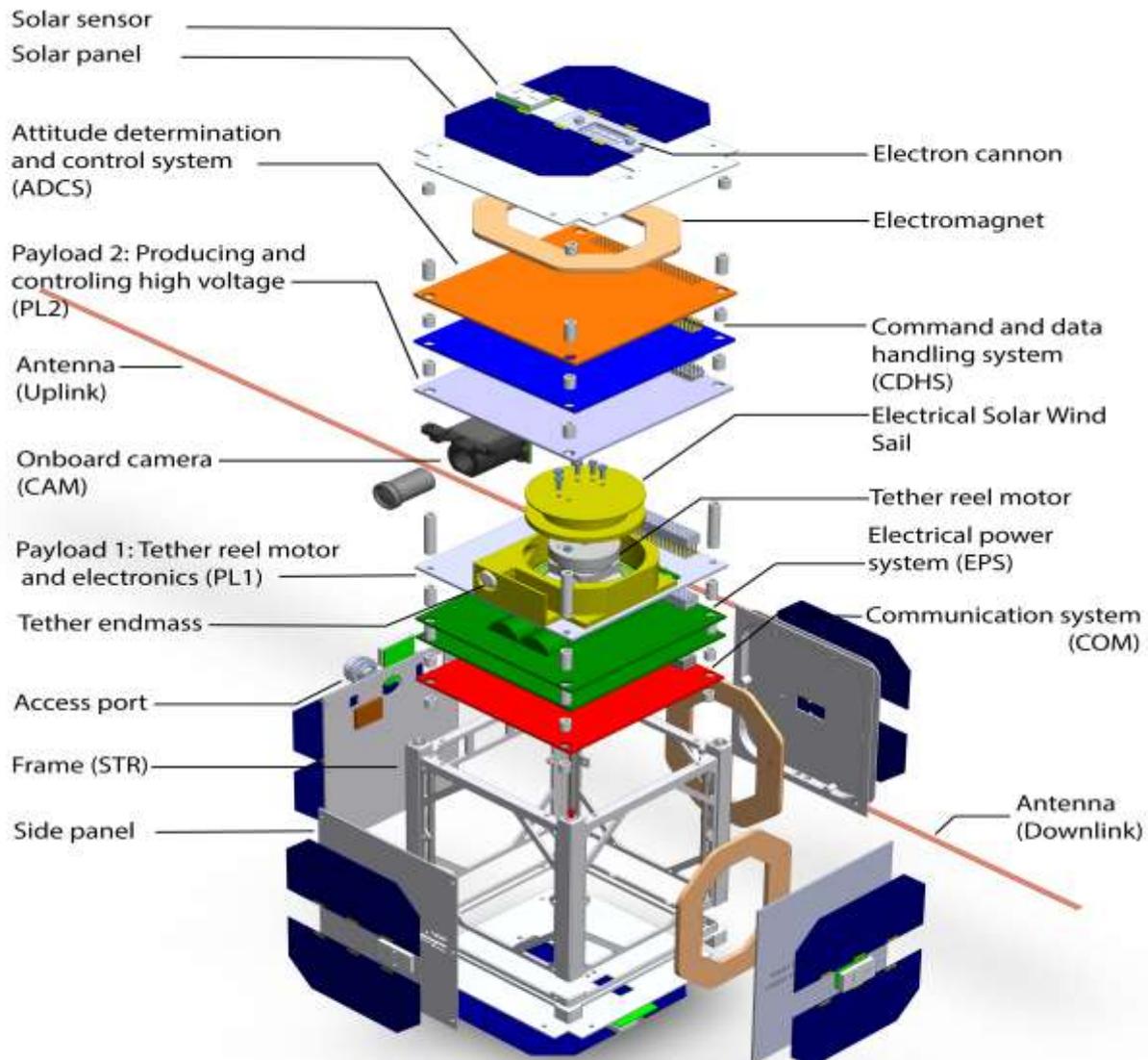
La partie système de communication en revanche est située au cœur même du dispositif.

Il ne faudra pas oublier de prendre en compte dans l'assemblage de nos composants la place que peuvent prendre les câbles ainsi que les vis et autres matériaux d'assemblage.



- ESTCube-1 :

L'ESTCube est un nanosatellite estonien visant à tester une méthode de propulsion dite de voile et vent solaire.



The structure of cubesat ESTCube-1

De la même façon que le Swisscube, les antennes sont situées à l'extérieur du nanosat et les magnétocoupleurs sur des faces différentes de façon à ce qu'ils soient disposés orthogonalement.

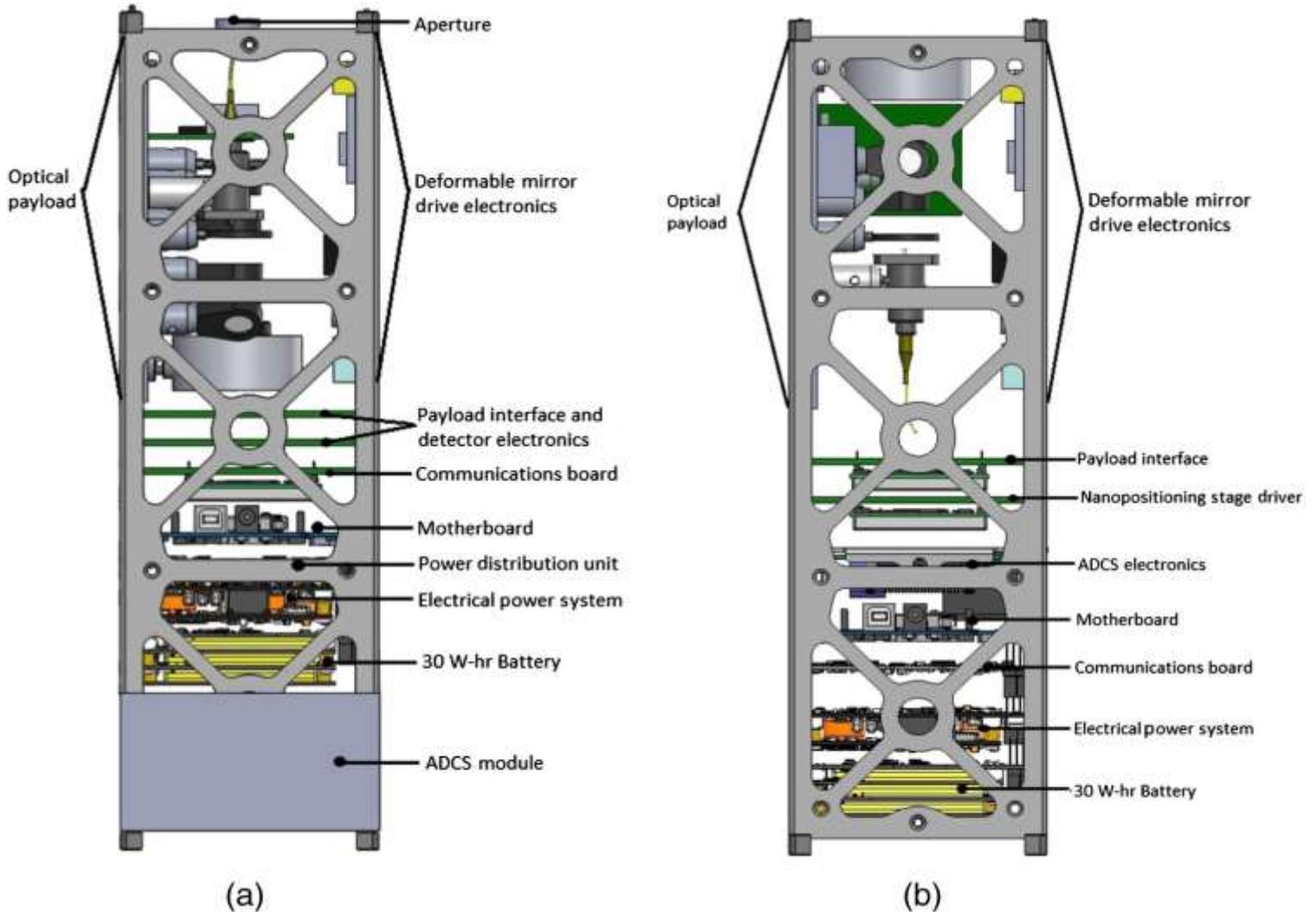
L'ordinateur de bord et le système d'alimentation ne sont une fois de plus pas directement en contact.

Le système de communication, lui, est situé à une autre extrémité du nanosat



- CINEMA :

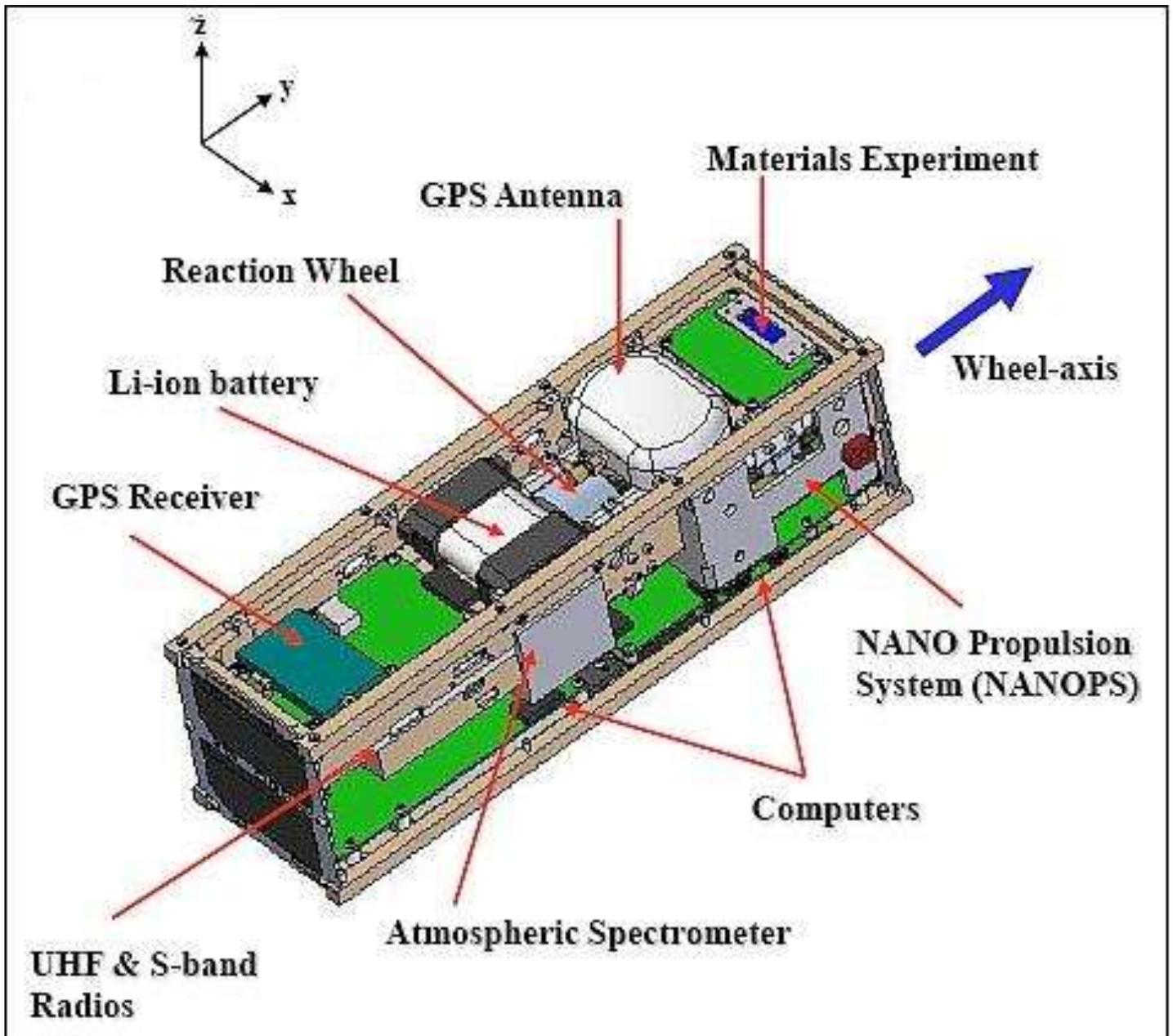
Avec une collaboration de plusieurs universités des Etats-Unis, du Royaume-Uni et de Corée du Sud, le nanosatellite CINEMA permet d'obtenir des mesures sur la météo spatiale.



Hormis la présence de l'instrument optique prenant une place considérable dans le nanosat, on remarque que la batterie est plutôt positionnée en bas du nanosatellite et est séparée de l'ordinateur par le système de communication.

- CanX-2 :

Nanosatellite canadien, CanX-2 permet d'étudier l'effet de serre et d'effectuer des tests de communication et de matériaux (en vue des prochains nanosatellites de type CanX).



Comme nous le confirme cet autre nanosatellite, les antennes UHF et VHF ainsi que l'antenne GPS sont à l'extérieur de la structure.
La batterie et l'ordinateur de bord sont placés sur deux côtés opposés.



B/ PRESENTATION DES DIFFERENTS SOUS SYSTEMES COMPOSANT LE NANOSAT

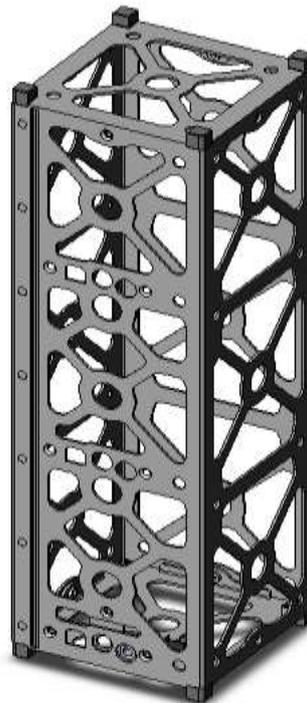
Afin d'étudier au mieux l'ensemble des caractéristiques du nanosatellite, nous avons divisé ce dernier en différents sous-systèmes que nous nous sommes répartis équitablement.

Vous trouverez ci-dessous les résultats de nos recherches actuelles ainsi que les modélisations des sous-parties d'IGOSAT obtenues.

Ces dernières ont été réalisées sur Sketchup, logiciel de modélisation 3D, grâce aux données entrées sur IDM-CIC, une extension d'Excel.

I/ STRUCTURE EXTERNE

1. Caractéristiques :



3U Skeleton
CAD Model

RevD

Structure métallique d'un CubeSat 3U

La structure choisie pour le satellite est de standard CubeSat. En effet, dans un but économique, nous choisissons un satellite de petite taille, dont les composants sont miniaturisés. Ainsi, les coûts de production et les délais de conception sont réduits, l'espace occupé dans la fusée est moins important et les lancements sont plus fréquents. Le standard CubeSat constitue une norme de conception des petits satellites. Le standard CubeSat constitue une norme de conception des petits satellites.

Le Poly Picosat Orbital Deployer (Pod) est le système de lancement utilisé pour le Cubesat.



Il existe plusieurs formats de Cubesat, le premier étant le cubesat 1U (une unité). Dans notre cas, nous prendrons une structure de format 3U car les composants sont plus nombreux. Cela correspond à 3 fois la taille d'un Cubesat 1U. Seule la hauteur varie.

Le cubesat utilise un système de coordonnées (X,Y,Z). La face $-Z$ est insérée en premier dans le P-POD.

Par ailleurs, le centre de gravité du Cubesat doit se trouver à moins de 2cm de son centre géométrique.

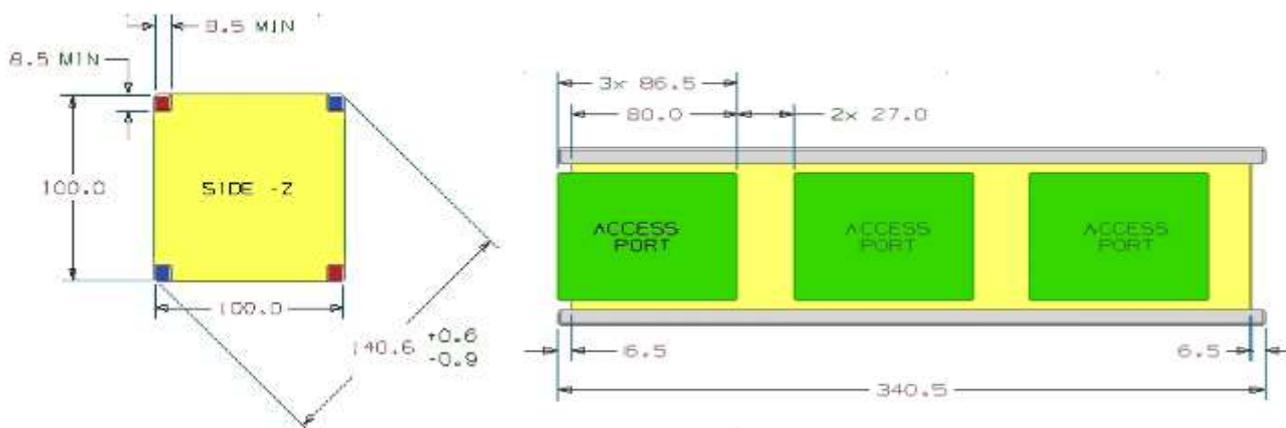
Les composants qui s'insèrent dans la structure sont des cartes positionnées comme des étagères. Pour pouvoir s'insérer dans la structure, les composants doivent avoir une largeur maximum de 6.5 ± 0.1 mm.

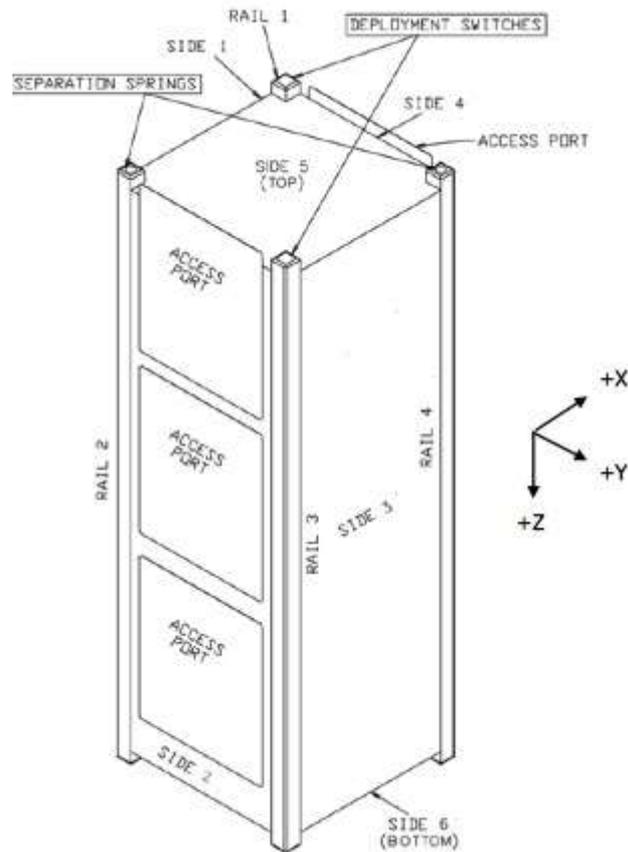


Des barres de séparation se trouvent aux quatre coins du CubeSat 3U. Elles permettent d'éviter tout contact entre les composants du Cubesat et les parois intérieures du P-Pod. En effet, les composants pourraient, dans un tel cas, se détériorer. Elles permettent également l'empilage des composants. Ces barres doivent avoir une épaisseur minimum de 8,5mm. La rugosité de leur surface ne doit pas être plus élevée que 1,6 micromètre.

Trois portes d'accès sont placées sur le côté 2 et trois autres portes sont placées sur le côté 4. (les deux côtés opposés), pour pouvoir insérer les différents composants à leurs emplacements.

Fiche des normes de mesures du cubesat 3U





- Dimensions : 30cmx10cmx10cm
- Masse (sans les composants) : de l'ordre de 600g

Longueur sur l'axe x-y (haut et bas de la structure)

Côtés 1, 2, 3 et 4 : 100.0 +/-0.1mm

Hauteur (axe z)

Faces 1, 2, 3, 4 327.5 +/-0.3mm

Hauteur des barres (axe z)

Barres 1, 2, 3 et 4 340.5 +/-0.3mm

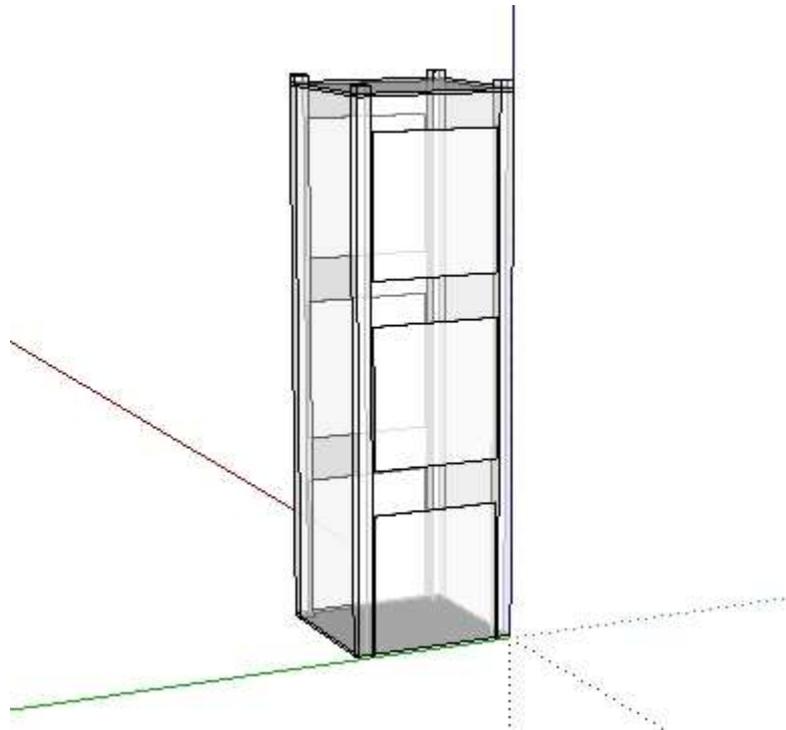
2. Modélisation :

Voici la modélisation effectuée sous Sketchup en entrant les données dans le logiciel IDM CIC.



Shape mass				Shape geometry definition						
Mass type	Mass total [Kg]	Surface density [Kg/m ²]	Volume density [Kg/m ³]	Type	Help	d1 [mm]	d2 [mm]	d3 [mm]	d4 [mm]	Truncation type
Total	1,5			Parallelepipid	?	100	100	334		
Total	0			Parallelepipid	?	1	80	86,5		
Total	0			Parallelepipid	?	1	80	86,5		
Total	0			Parallelepipid	?	1	80	86,5		
Total	0			Parallelepipid	?	8,5	8,5	340,5		
Total	0			Parallelepipid	?	8,5	8,5	340,5		
Total	0			Parallelepipid	?	8,5	8,5	340,5		
Total	0			Parallelepipid	?	1	80	86,5		
Total	0			Parallelepipid	?	1	80	86,5		
Total	0			Parallelepipid	?	1	80	86,5		
Total	0			Parallelepipid	?	100	100	2		
Total	0			Parallelepipid	?	100	100	2		

Shape Position						
X [mm]	Y [mm]	Z [mm]	Rotation order	R1 [°]	R2 [°]	R3 [°]
0	0	0	Rx - Ry - Rz	0	0	0
0	10	0	Rx - Ry - Rz	0	0	0
0	10	113,5	Rx - Ry - Rz	0	0	0
0	10	227	Rx - Ry - Rz	0	0	0
0	0	0	Rx - Ry - Rz	0	0	0
91,5	0	0	Rx - Ry - Rz	0	0	0
0	91,5	0	Rx - Ry - Rz	0	0	0
91,5	91,5	0	Rx - Ry - Rz	0	0	0
100	10	0	Rx - Ry - Rz	0	0	0
100	10	113,5	Rx - Ry - Rz	0	0	0
100	10	227	Rx - Ry - Rz	0	0	0
0	0	0	Rx - Ry - Rz	0	0	0
0	0	334	Rx - Ry - Rz	0	0	0



II/ SYSTEME D'ALIMENTATION

Pour la batterie, on a choisi d'utiliser pour le moment le modèle NanoPower P31U. C'est un produit qui répond à nos besoins, mais il est possible de le changer si on rencontre des problèmes à l'assemblage des différentes parties du nano satellite.



Cette batterie est conçue pour les petits satellites à bas prix avec des exigences de puissance de 1-30W. Elle est de bonne qualité et fiable.



1. Caractéristiques :

Dimensions de la batterie : 96mm x 90mm x (16 à 26) mm

Consommation : 250 mW.

Masse sans piles: 105g

Masse avec les piles: 200g

Température de fonctionnement est de -20 à 60°C

Température de charge: de -5 à 45 ° C

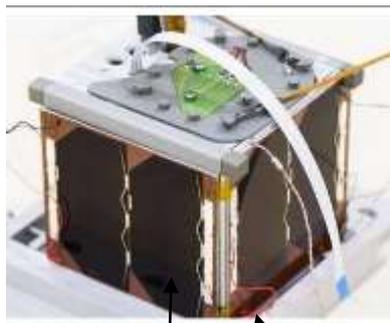
Température de décharge: -20 à 60 ° C

La température de stockage: -20 à 20 ° C

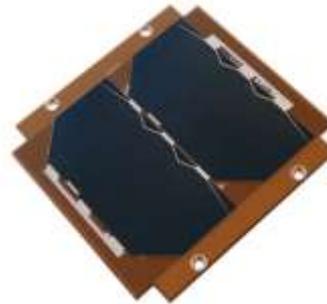
Courant de charge: 1250 mA (2500 mA max.)

Courant de décharge: 500 mA (3750 mA max.)

Panneaux solaires : ils permettent le rechargement de la batterie du nano satellite. Ils sont placées sur l'une des faces extérieures du Cubesat, leurs nombres est déterminé par la consommation en énergie de celui-ci.



Panneaux solaires



Caractéristiques :

- Dimension : 82.5mm x 98.0mm x 2.15mm
- Masse : 59g
- Température de fonctionnement : -40°C et +80°C

Branchement des cellules du panneau solaire : Les cellules sont soudées en série pour atteindre une tension de sortie d'environ 4.6V

2. Modélisation :

Voici les visualisations obtenues sous Sketchup avec les dimensions ainsi que d'autres données utiles (par exemple la température et la puissance) rentrées sous IDM-CIC (voir ci-dessous svp). Ce logiciel nous permet de faire une modélisation assez précise du produit.



III/ ORDINATEUR DE BORD

Le rôle de l'ordinateur de bord est de contrôler le fonctionnement des autres sous systèmes et interpréter les ordres venant du sol et les traiter afin de renvoyer les résultats.



L'ordinateur de bord **NanoMind A712D** est conçu pour les applications critiques. Les applications cibles de l'ordinateur de bord sont des systèmes de traitement de données et des systèmes de télémétrie embarqués. Le **NanoMind** permet de stocker le logiciel de traitement de données et l'application de l'utilisateur. Son interface principale avec tout autre matériel du sous-système est un bus CAN et un bus I2C. Dans cette version, le **NanoMind** fournit un système de détermination d'attitude.

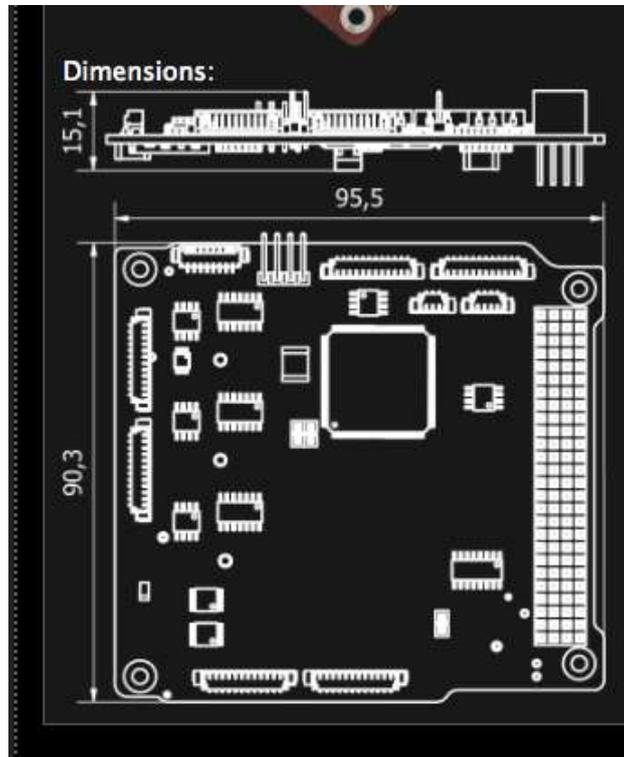
1. Caractéristiques du produit :

- Tolérance de température -40 à 85 ° C
- Dimensions (L x l x H): 96mm x 90mm x 10mm
- 3.3V tension d'alimentation unique
- Masse: 50-55g, selon les options choisies

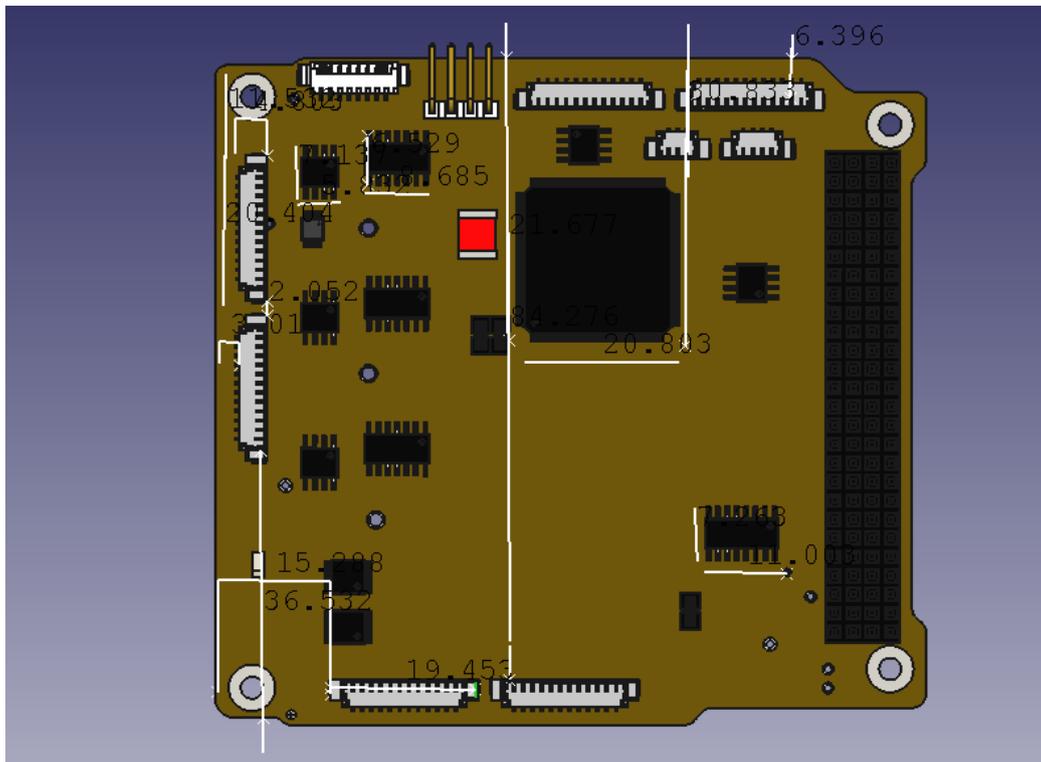
2. Manipulation sur IDM-CIC :

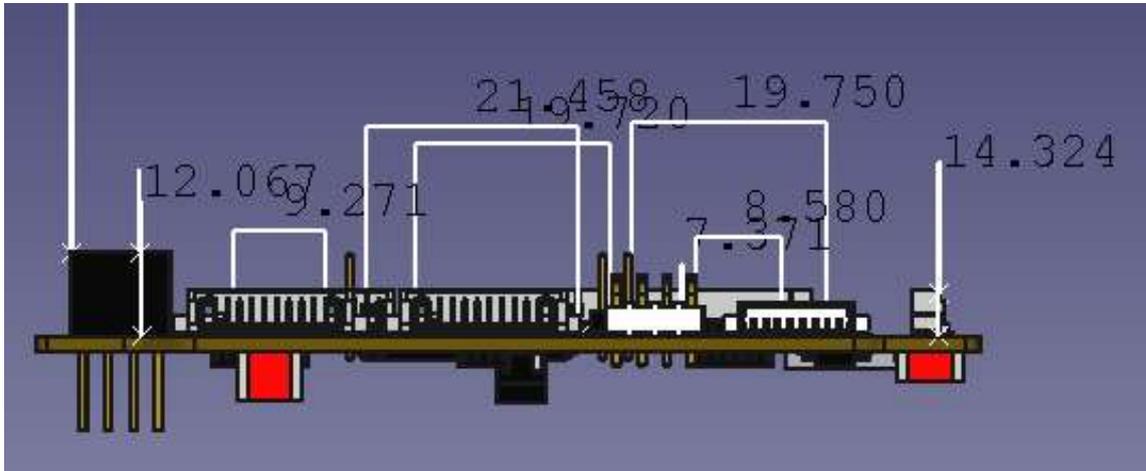
Pour déterminer les valeurs de la géométrie ainsi que la masse des composants, nous avons utilisé la datasheet de NanoMind A712D.

(<http://gomspace.com/index.php?p=products-a712c>)



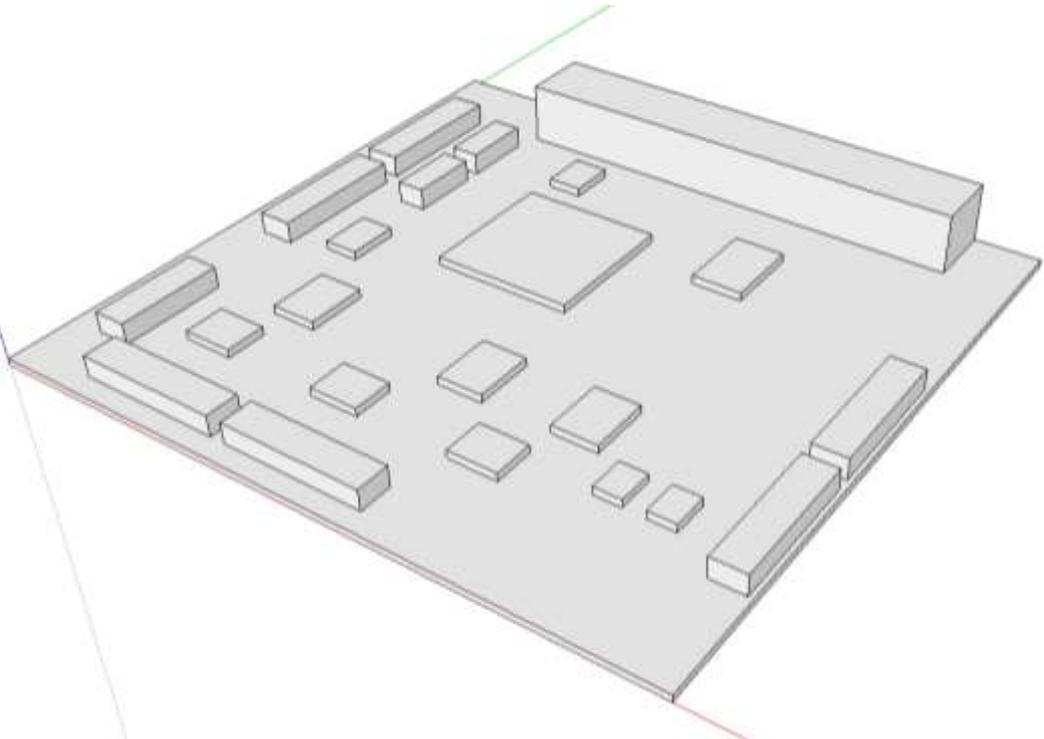
Ensuite, nous utilisons la règle sur Freecad pour être sûr par rapport aux valeurs des composants.





3. Résultats :(IDM-CIC et Sketchup)

Shape mass				Shape geometry definition										Shape Position						
Mass type	Mass total [Kg]	Surface density [Kg/m²]	Volume density [Kg/m³]	Type	F-top	d1 [mm]	d2 [mm]	d3 [mm]	d4 [mm]	Truncation type	End type	Angle 1 [°]	Angle 2 [°]	X [mm]	Y [mm]	Z [mm]	Rotation order	R1 [°]	R2 [°]	R3 [°]
Total	0,055			Parallelepipèd	?	95,5	90,3	1						0	0	0	Rx - Ry - Rz	0	0	0
Total	0			Parallelepipèd	?	66,09	9,751	8,66						20	80,3	1	Rx - Ry - Rz	0	0	0
Total	0			Parallelepipèd	?	20,2	20,2	1,18						30	45,3	1	Rx - Ry - Rz	0	0	0
Total	0			Parallelepipèd	?	4,91	6,52	1,18						30	70	1	Rx - Ry - Rz	0	0	0
Total	0			Parallelepipèd	?	7,26	11,01	1,18						60	60	1	Rx - Ry - Rz	0	0	0
Total	0			Parallelepipèd	?	6,52	8,68	1,18						20	25	1	Rx - Ry - Rz	0	0	0
Total	0			Parallelepipèd	?	6,52	8,68	1,18						46,52	25	1	Rx - Ry - Rz	0	0	0
Total	0			Parallelepipèd	?	6,52	8,68	1,18						63,04	25	1	Rx - Ry - Rz	0	0	0
Total	0			Parallelepipèd	?	7,13	5,93	1,18						15	15	1	Rx - Ry - Rz	0	0	0
Total	0			Parallelepipèd	?	7,13	5,93	1,18						35,52	15	1	Rx - Ry - Rz	0	0	0
Total	0			Parallelepipèd	?	7,13	5,93	1,18						56,04	15	1	Rx - Ry - Rz	0	0	0
Total	0			Parallelepipèd	?	20,404	4,803	3,08						11	3	1	Rx - Ry - Rz	0	0	0
Total	0			Parallelepipèd	?	20,404	4,803	3,08						33,604	3	1	Rx - Ry - Rz	0	0	0
Total	0			Parallelepipèd	?	4,803	19,453	3,08						90	15	1	Rx - Ry - Rz	0	0	0
Total	0			Parallelepipèd	?	4,803	19,453	3,08						90	36,453	1	Rx - Ry - Rz	0	0	0
Total	0			Parallelepipèd	?	4,803	19,453	3,08						5	60	1	Rx - Ry - Rz	0	0	0
Total	0			Parallelepipèd	?	4,803	19,453	3,08						5	38,347	1	Rx - Ry - Rz	0	0	0
Total	0			Parallelepipèd	?	3,992	9,8	3,08						15	67	1	Rx - Ry - Rz	0	0	0
Total	0			Parallelepipèd	?	3,992	9,8	3,08						15	55	1	Rx - Ry - Rz	0	0	0
Total	0			Parallelepipèd	?	4,947	7,264	1,18						15	40	1	Rx - Ry - Rz	0	0	0
Total	0			Parallelepipèd	?	4,683	15,258	3,08						5	10	1	Rx - Ry - Rz	0	0	0
Total	0			Parallelepipèd	?	3,908	5,09	1,18						73	19	1	Rx - Ry - Rz	0	0	0
Total	0			Parallelepipèd	?	3,908	5,09	1,18						80	19	1	Rx - Ry - Rz	0	0	0



IV/ CHARGE UTILE : LE SCINTILLATEUR

Le scintillateur, ou détecteur à scintillation, va nous permettre de mettre en relation le taux d'ionisation de la haute atmosphère avec le contenu des ceintures de radiation et l'activité solaire à l'origine de ces variations grâce à des mesures des spectres de particules de hautes énergies et de photons gamma.

1. Fonctionnement :

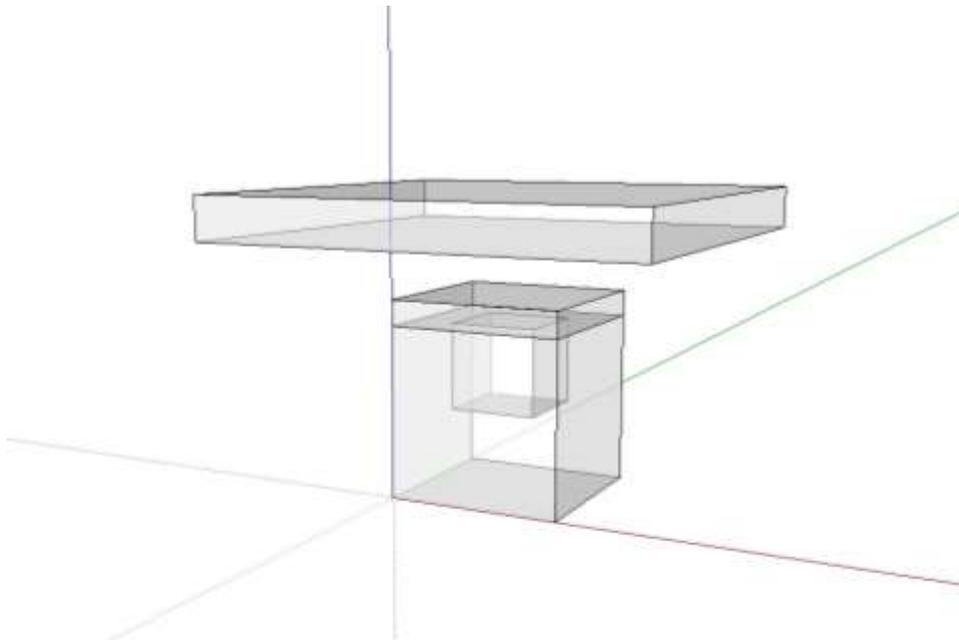
Le scintillateur est composé d'une matrice, d'un cristal de bromure de lanthane (LaBr_3) situé à l'intérieur d'un cube de plastique et d'une carte, et calcule le nombre de particules de haute énergie. Dès qu'une particule traverse le cristal, celui-ci s'illumine. La matrice calcule la luminosité du cristal et les informations sont traitées dans la carte.

2. Caractéristiques géométriques :

Il n'est pas nécessaire que la carte soit en contact avec le cube, mais elle doit être quand même assez proche de celui-ci. Le cristal est un cube de 1 cm de côté. Le cube de plastique mesure 2 cm de côté. La matrice, de dimensions 2 cm x 2 cm x 3 mm et le cristal possèdent une face en commun. La carte est située sous la matrice. Ses dimensions exactes ne sont pas encore connues (car elle n'a pas encore été réalisée), toutefois, on peut donner un ordre de grandeur de 5 cm x 5 cm x 5 mm, car elle comportera deux puces électroniques (l'une permettant de collecter les données, l'autre réalisant le formatage de ces données pour les envoyer à l'ordinateur de bord), de dimensions 2 cm x 2 cm.



Voici la modélisation obtenue grâce au logiciel sketchup, après avoir rentré les données suivantes sous IDM-CIC, une extension d'Excel permettant de modéliser directement les sous-systèmes d'IGOSAT.



Contrairement au GPS dont l'antenne doit se trouver à l'extérieur, le scintillateur peut être situé à l'intérieur du nanosat car les particules et radiations peuvent pénétrer au sein de la structure. On doit avoir le moins de matière possible du côté du détecteur afin que la mesure soit optimale, et les fils doivent être orientés vers l'intérieur du nanosat, en direction de l'ordinateur de bord.

V	payload							Temperature requirements				
	Order Import +	ID	Name	Type	Qty of units	Color	TRL	Optionnal	Operation max [°C]	Operation min [°C]	NOP max [°C]	NOP min [°C]
X		8	Plastique	Equipment	1	RGB(255,255,255)	1	No	20	0	0	0
X		9	Cristal LaBr3	Equipment	1	RGB(255,255,255)	1	No	20	0	0	0
X		10	Matrice / détecteur	Equipment	1	RGB(255,255,255)	1	No	0	0	0	0
X		11	Carte	Equipment	1	RGB(255,255,255)	1	No	50	-30	0	0



Equipment content			Field of view		Shape geometry definition											
+ Id	Name	Color	Opacity	Type	Help	d1 [mm]	d2 [mm]	d3 [mm]	d4 [mm]	Truncation type	End type	Angle 1 [°]	Angle 2 [°]	X [mm]	Y [mm]	Z [mm]
visu																
+ Order Shapes																
X	1			Paralelepiped	?	-20	20	20		Plastique				0	0	0
visu																
+ Order Shapes																
X	1			Paralelepiped	?	10	10	10		Cristal LaBr ₃				5	5	10
visu																
+ Order Shapes																
X	1			Paralelepiped	?	20	20	3		Matrice / Détecteur				0	0	20
visu																
+ Order Shapes																
X	1			Paralelepiped	?	50	50	5		Carte				-15	-15	30

La masse totale ne doit pas excéder 1,33 kg, sachant que les éléments les plus lourds seront plutôt situés vers la carte. La densité du cristal de LaBr₃ est de 5,1 g.cm⁻³, ce qui signifie que la masse de notre cristal est de 5,1 g. La densité du plastique étant de 1 g.cm⁻³, on en déduit que la masse de notre cube d'arête 2 cm est donc 8 g.

3. Caractéristiques thermiques

La plage de fonctionnement optimal du plastique et du cristal se situe entre -20°C et 0°C. Toutefois, comme notre étude se fait dans le cadre du spatial, les matériaux possèdent une plage de fonctionnement plus étendue, où les performances sont amoindries. Ainsi, pour le cristal et le plastique, la plage étendue couvre une gamme de températures allant de -30°C à 50°C, où il n'y a plus d'énergie mesurée. La détection est plus efficace lorsque la température est plus froide.

La carte consomme très peu d'électricité, ce qui signifie qu'elle dégage très peu de chaleur. Sa plage de fonctionnement optimal est moins contraignante que celle du cristal et du plastique : elle s'étend de -30°C à 50°C, sachant que la carte commence à fondre aux alentours de 70°C.

4. Cablage

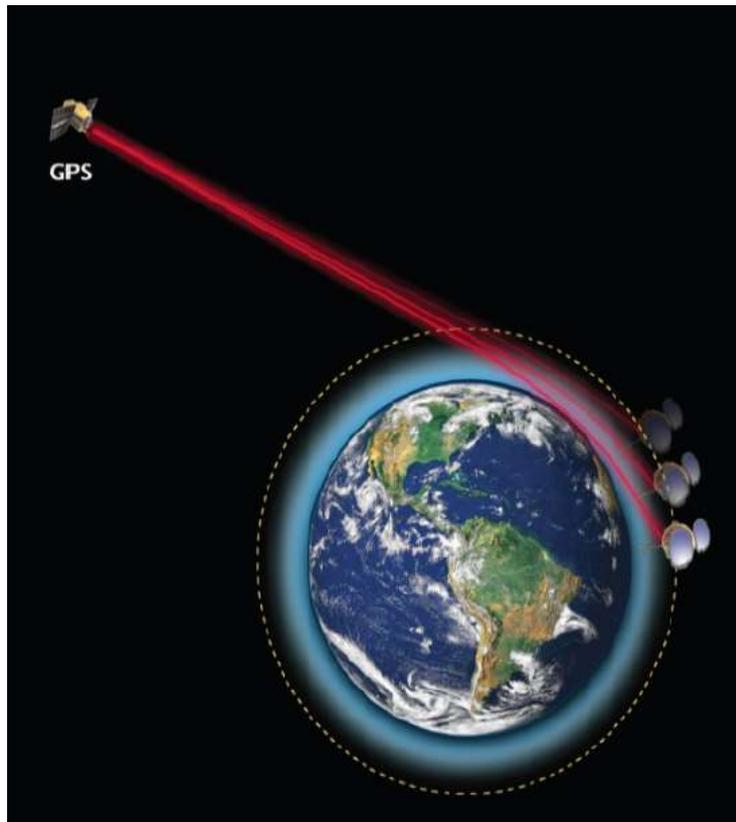
Le scintillateur comporte au moins trois fils, qui le relie à l'ordinateur de bord. L'un d'entre eux alimente l'une des deux puces électroniques de la carte en 5V. Le second fil permet le transfert des données après qu'elles aient été formatées pour être envoyées à l'ordinateur de bord. Enfin, le troisième fil pourra être utilisé comme un thermomètre pour mesurer la température du plastique.



V/ CHARGE UTILE : LE GPS

1. Objectifs

Le GPS de l'IGOSAT a pour mission de mesurer le TEC (contenu électronique total) de l'ionosphère se trouvant dans l'altitude d'orbite. Cette mesure peut se faire par la méthode d'occultation : elle consiste à envoyer d'un GPS récepteur bi-fréquence un signal vers le GPS Terre. Le passage par l'ionosphère induit un délai et un déphasage des signaux électromagnétique qui la traversent dépendant de leur fréquence.



Principe de la méthode d'occultation

2. Appareil choisi pour la mission

On a choisi le GPS OEM615



Il s'agit d'un récepteur GPS qui contient 12 canaux, 2 fréquences, avec une grande précision de mesure, et qui peut être relié à une antenne extérieure.

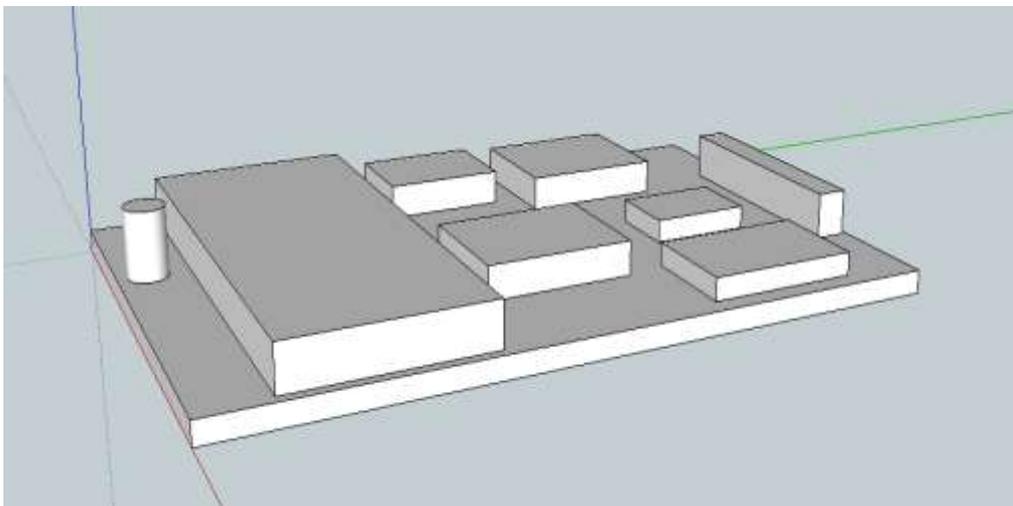
Avec une masse inférieure à 24g et des dimensions de 46x71x11 mm, il ne consomme que 1.2W quand il fonctionne sur les 2 fréquences L1 et L2.

Sa résistance à la température est définie entre -40° et 80° quand il est en marche (cf fiche technique).

Une couche de blindage enveloppant le GPS peut être rajoutée, mais il faudra tout de même respecter les dimensionnements. (étude à établir)

3. Modélisation

Voici la modélisation obtenue grâce au logiciel Sketchup, en ayant entré les données sous IDM-CIC.





4. Antenne

Les antennes proposées par Novatel compatibles avec le GPS OEM615, ainsi que la plupart des antennes mises sur le marché ne respectent pas les dimensions du CubeSat en les excédant largement.

L'étude du problème est toujours en cours, l'idée de créer notre propre antenne peut être envisageable.

VI/ SCAO : SYSTEME DE COMMANDE D'ATTITUDE ET D'ORBITE D'IGOSAT

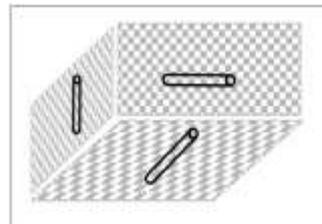
La SCAO est un composant d'un engin spatial (satellite, station spatiale ...) qui a pour mission de contrôler l'orientation de ce dernier, des instruments et des panneaux solaires de manière à ce qu'elle soit conforme aux besoins de la mission fixée. Elle est composée de plusieurs éléments détaillés ci-dessous.

Composants de la SCAO et leur emplacement

Magnéto-coupleur : il est généralement constitué de trois bobines utilisées pour fournir un contrôle complet de l'attitude. Généralement elles sont assemblées de manière à ce que chacune soit perpendiculaire aux autres et non coplanaires. Ainsi cette configuration égalise les couples maximums que peut fournir le dispositif dans chaque plan de l'espace, quel que soit l'orientation du magnéto-coupleur.



Longueur et diamètre d'une bobine
L=7cm, D<9mm



Configuration d'un magnéto-coupleur

Caractéristiques :

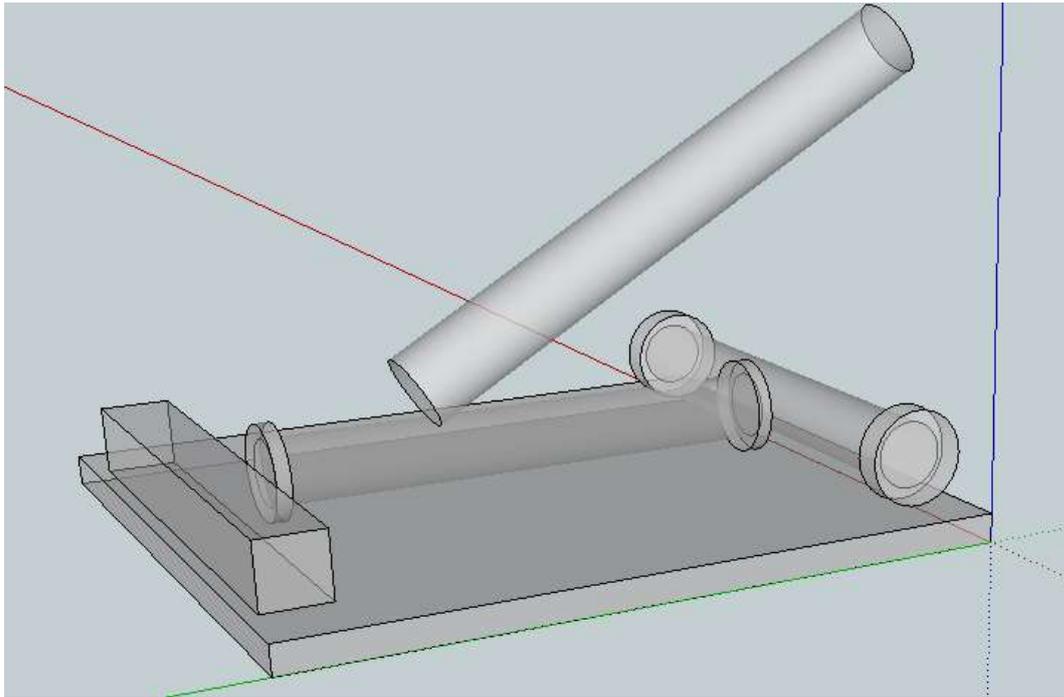
- Masse de chaque bobine : 30g
- Température de fonctionnement : entre -35°C à +75°C
- Durée de vie : 10ans
- Branchement : on peut utiliser une carte sur laquelle deux des trois bobines seront reliés tandis que la troisième sera normale au plan contenant la carte comme le montre le schéma suivant :





Justification du choix du magnéto-coupleur : Comme les bobines sont non coplanaires, on peut en mettre deux sur le même plan en positionnant la troisième sur l'une des faces perpendiculaire au plan contenant les deux premières bobines.

Modélisation sous Sketchup (IDM-CIC)



Les données entrées sous IDM-CIC sont les suivantes :

Equipment content				Shape geometry definition					Shape Position								
+	Id	Name	Type	Help	d1 [mm]	d2 [mm]	d3 [mm]	Angle 1 [°]	Angle 2 [°]	X [mm]	Y [mm]	Z [mm]	Rotation order	R1 [°]	R2 [°]	R3 [°]	
ISU	+																
	Order Shapes																
X	1		Cylinder	?	4,5		70	360		10	6,5	10,5	Rx - Ry - Rz	0	90	0	Magnétocoupleurs
X	2		Cylinder	?	4,5		70	360		45	12	10,5	Rx - Ry - Rz	270	0	0	
X	3		Cylinder	?	4,5		70	360		85	85	30	Rx - Ry - Rz	0	300	0	
X	4		Parallelepiped	?	90,1	35,9	4			0	0	0	Rx - Ry - Rz	0	0	0	
X	5		Parallelepiped	?	70	9	9			10	85	4	Rx - Ry - Rz	0	0	0	
X	6		Cylinder	?	6,5		4	360		12	6,5	10,5	Rx - Ry - Rz	0	270	0	
X	7		Cylinder	?	6,5		4	360		82	6,5	10,5	Rx - Ry - Rz	0	270	0	
X	8		Cylinder	?	6,5		2	360		45	13,5	10,5	Rx - Ry - Rz	90	0	0	
X	9		Cylinder	?	6,5		2	360		45	82,5	10,5	Rx - Ry - Rz	90	0	0	
ISU	+																
	Order Shapes																
X	1		Parallelepiped	?	33	11	6			0	0	0	Rx - Ry - Rz	90	0	0	Pointeur solaire 1
X	5		Cylinder	?	3		3	360		10	-3	5	Rx - Ry - Rz	90	0	0	
ISU	+																
	Order Shapes																
X	1		Parallelepiped	?	33	11	6			0	0	0	Rx - Ry - Rz	90	0	0	Pointeur solaire 2
X	2		Cylinder	?	3		3	360		10	0	5	Rx - Ry - Rz	90	0	0	
ISU	+																
	Order Shapes																
X	1		Parallelepiped	?	33	11	6			0	0	0	Rx - Ry - Rz	0	0	0	Pointeur solaire 3
X	2		Cylinder	?	3		3	360		10	5	0	Rx - Ry - Rz	0	0	0	
ISU	+																
	Order Shapes																
X	1		Parallelepiped	?	33	11	6			0	0	0	Rx - Ry - Rz	0	0	0	Pointeur solaire 4
X	2		Cylinder	?	3		3	360		10	5	3	Rx - Ry - Rz	0	0	0	
ISU	+																
	Order Shapes																
X	1		Parallelepiped	?	90	30	11			0	0	0	Rx - Ry - Rz	0	0	0	Magnétomètre
X	2		Parallelepiped	?	10	10	5			10	10	11	Rx - Ry - Rz	0	0	0	



Magnétomètre : il permet de restituer les vitesses angulaires et les angles définissant l'attitude.

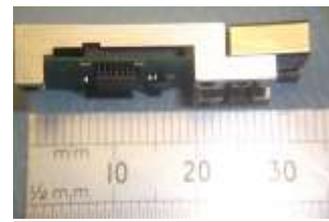


Figure 3: HMC2003 Magnetometer

Pointeur solaire : c'est un capteur qui détermine les angles du nano satellite par rapport au soleil. Cet élément est extrêmement petit et léger pour minimiser les exigences de l'engin spatial. Il atteint une mesure beaucoup plus précise que les capteurs classiques (photodiodes).



Pointeur solaire



Longueur du pointeur solaire

Caractéristiques :

- Masse < 5g
- Dimension : 33mm x11mm x 6mm

Température de fonctionnement : -25°C à +50°C

VII/ SYSTEME DE TELECOMMUNICATION

Après discussion avec le groupe chargé de faire la partie communication, nous avons conclu que l'on aura besoin d'une carte qui serve à la fois de receveur et de transmetteur ainsi que d'une antenne à bord du nano satellite. Sur le site de CubeSatShop, des **transceiver** sont disponibles : ce sont des cartes qui ont à la fois la fonction de transmetteur ainsi que celle d'émetteur. Ces transceiver ne devront pas être trop éloignés de l'antenne.



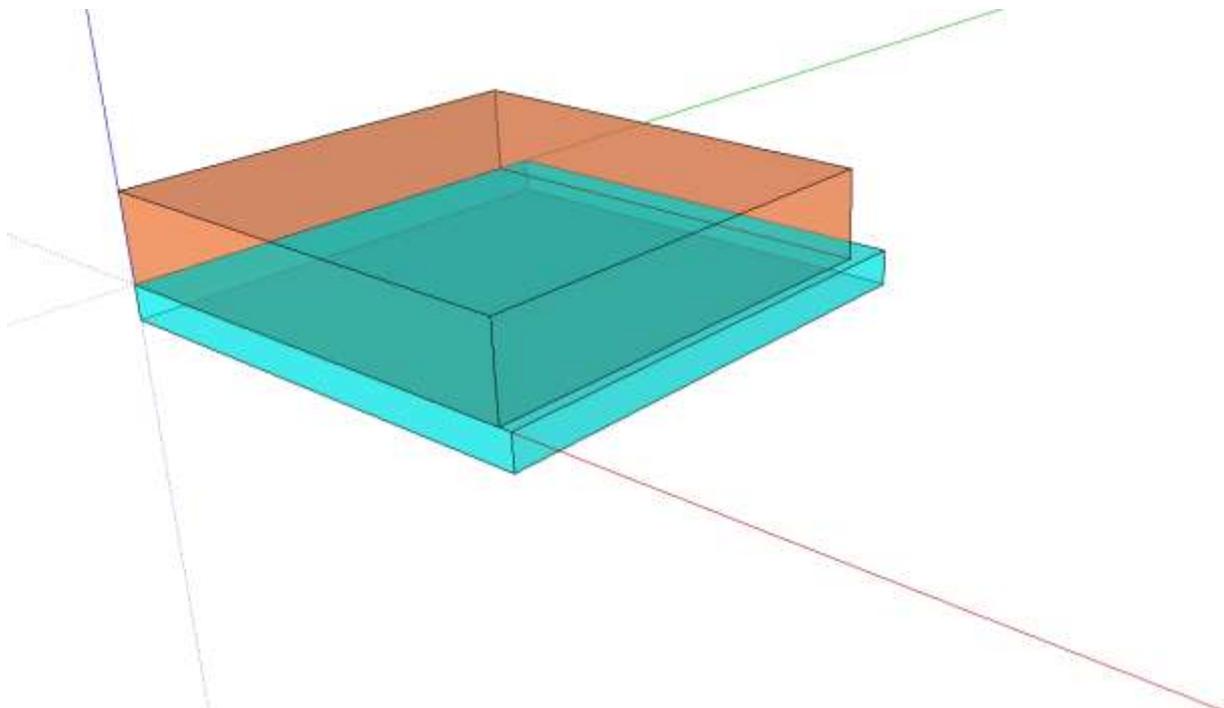
Liste des différentes cartes ayant des fonctions d'émetteur transmetteur :

Nom	Longueur (mm)	Largeur (mm)	Hauteur (mm)	Poids (g)	Température inférieure de fonctionnement	Température supérieure de fonctionnement
NanoCom U482C UHF Half-Duplex Transceiver	95.4	90.15	18.0	75	-30°C	+60°C
ISIS VHF downlink / UHF uplink Full Duplex Transceiver	96	90	15	+/-85	-10°C	+45°C
ISIS UHF downlink / VHF uplink Full Duplex Transceiver	96	90	15	+/-85	-10°C	+45°C

Liste des différentes antennes :

Nom	Longueur (mm)	Largeur (mm)	Hauteur (mm)	Poids (g)	Température inférieure de fonctionnement	Température supérieure de fonctionnement
Deployable Antenna System for CubeSats	98	98	7	<100g	-30°C	70°C

Impression écran du système de communications sous Sketchup





Légende : en orange, on a le transceiver et en bleu on a l'antenne dans sa forme compressée (il faudra prévoir la sortie des 4 antennes)

Les données entrées sous IDM-CIC sont les suivantes :

Equipment content			Shape geometry definition				Shape Position							
+	Id	Name	Type	Help	d1 [mm]	d2 [mm]	d3 [mm]	X [mm]	Y [mm]	Z [mm]	Rotation order	R1 [°]	R2 [°]	R3 [°]
visu														
+	Order	Shapes												
X	2		Parallelepipèd	?	98	90	15	1	7	7	Rx - Ry - Rz	0	0	0
visu														
+	Order	Shapes												
X	1		Parallelepipèd	?	98	98	7	0	0	0	Rx - Ry - Rz	0	0	0

Carte

Antenne

Antenne patch pour la télécom: elle permet d'émettre et de recevoir les informations depuis le nano satellite vers la station sol et de cette dernière vers le nano satellite. Elle doit être collée sur l'une des faces du Cubesat.



Antenne pour nano satellite de type 10x10x30

Cette antenne est constituée de quatre tiges arrimées sur une enveloppe dont les propriétés sont les suivantes :

Caractéristiques :

- Longueur : 55cm
- Masse < 90g
- Enveloppe en aluminium de volume 98x98x7 mm³.



C/ ETUDE THERMIQUE

Dans cette partie, nous tâcherons tout d'abord d'identifier les contraintes thermiques auxquelles peut être confronté notre nanosatellite. Nous effectuerons ensuite une étude thermique théorique, qui sera suivie d'une modélisation réalisée grâce au logiciel Thermica.

I/ CONTRAINTES THERMIQUES

Etant donné que le satellite sera en orbite autour d'une planète, il sera soumis à différentes sources de chaleur.

La température ne doit pas être trop importante, c'est-à-dire qu'elle ne doit pas excéder la valeur maximale donnée par la plage de fonctionnement des différents composants afin d'éviter qu'ils fondent, que la structure se déforme ou que les composants se dilatent au risque d'endommager notre nanosatellite.

On distingue quatre sources de chaleur :

- **Les équipements** : Les différents composants présents au sein du nanosat produisent de la chaleur par l'énergie qu'ils consomment.
- **Rayonnement solaire** : Il s'agit de la source de chaleur la plus importante. Son flux solaire représente entre 1353 et 1375 Watts/m²,
- **Albédo** : Il s'agit du rayonnement solaire réfléchi par la Terre, Cette énergie représente une radiance moyenne de 196 W/m² au niveau de l'hémisphère ensoleillé de la Terre.
- **Rayonnement terrestre** : Celui-ci représente une énergie de 190W/m² jusqu'à 240W/m².

Les équipements présents au sein du satellite ont des intervalles de température qui leur sont propres. Le tableau suivant en résume les moyennes, en fonction de l'équipement :

Equipement	Intervalles (°C)	Intervalles de survie (°C)
Electronique	-10 à +40	-20 à +70
Communications	-10 à +40	-
Batteries	+0 à +25	+0 à +35
Système de propulsion	+10 à +50	-
Panneaux solaires	-190 à +120	-
Couches extérieures	+400 à +1600	-

Ces valeurs sont données à titre indicatif.

Sachant que le satellite sera soumis à des températures pouvant passer de -100° C à +100° C dans des délais souvent courts, il est nécessaire de protéger le satellite et ses composants

internes grâce à différents revêtements. On peut par exemple empêcher les échanges de chaleur avec l'extérieur, en isolant les matériaux, évacuer la chaleur interne produite par les composants (notamment la batterie et l'ordinateur de bord), et enfin, éloigner les différents composants qui dégagent beaucoup de chaleur, comme par exemple l'ordinateur de bord et la batterie.

II/ ETUDE THERMIQUE THEORIQUE

On tâchera tout d'abord de définir ce que sont le rayonnement thermique et les grandeurs énergétiques qui lui sont associées, puis on modélisera notre nanosatellite comme un corps noir afin d'effectuer les calculs.

1. Définition du rayonnement thermique et grandeurs énergétiques associées

Il s'agit du phénomène d'émission d'une onde électromagnétique par un corps lorsqu'il est porté à une température T.

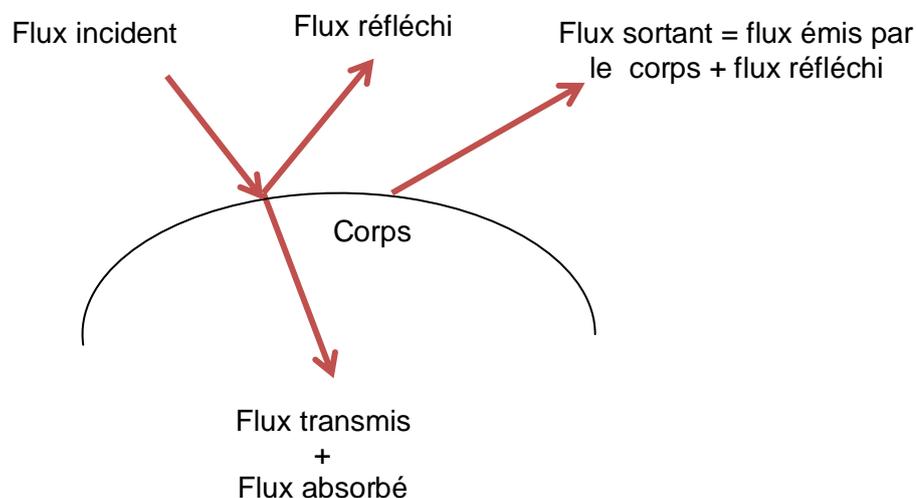
Lorsqu'on parle de rayonnement thermique, on fait en réalité référence au flux, qui est la puissance électromagnétique émise ou reçue par unité de surface.

On distingue différents flux :

- Flux incident
- Flux réfléchi
- Flux transmis
- Flux absorbé
- Flux partant
- Flux radiatif : ce dernier correspond au flux émis par le corps auquel on soustrait les flux absorbé et transmis.

La densité surfacique de flux émise par le corps est dite hémisphère.

Le schéma ci-dessous représente ces différents flux :





2. Rayonnement du corps noir

Le corps noir est un corps en équilibre thermodynamique qui absorbe intégralement le rayonnement électromagnétique, quelle que soit sa direction ou sa longueur d'onde. Il émet un rayonnement électromagnétique ayant un spectre continu de $\lambda=0$ à l'infini. Il est représenté par une cavité.

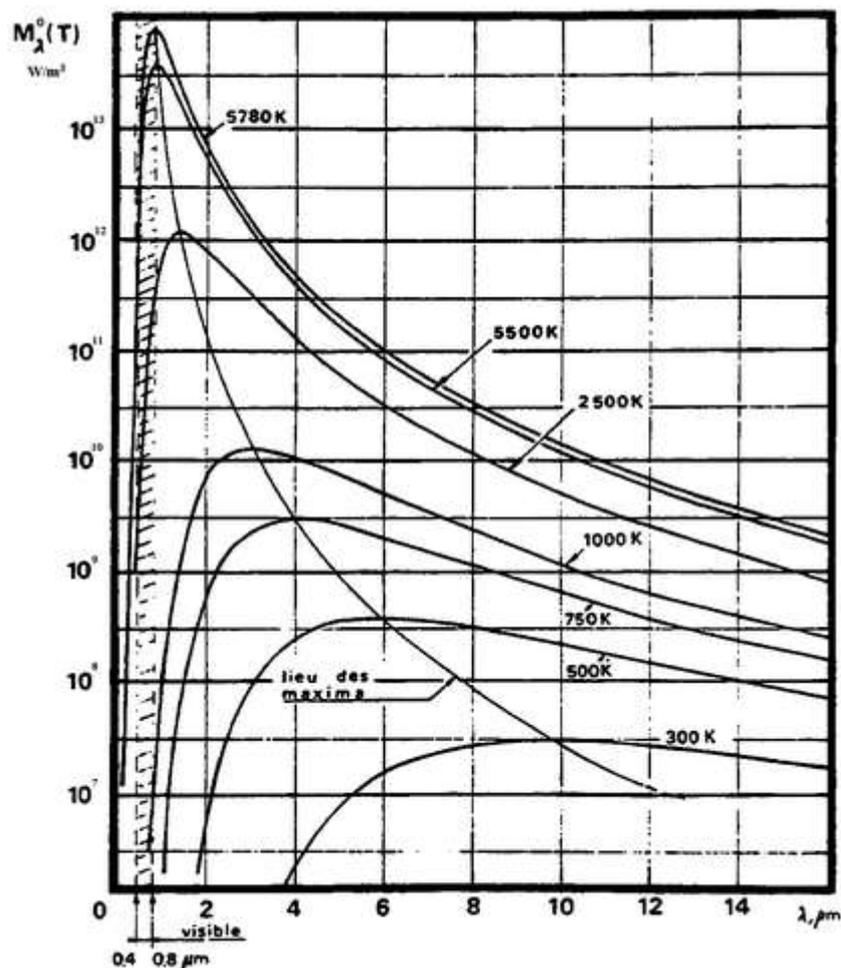
Lois expérimentales du rayonnement du corps noir :

On définit le flux spectral comme étant le flux émis entre les deux longueurs d'onde λ et $d\lambda$.

- Loi de déplacement de Wien

L'expérience montre que le flux spectral émis par un corps à une température T constante présente un maximum pour la longueur d'onde λ_m tel que :

$$\lambda_m \times T = 2898 \mu\text{m K}$$





Le déplacement de λ_m vers les courtes longueurs d'onde lorsque la température croit, explique le fait que, pendant son échauffement, le corps n'émet que dans les infra-rouges (radiations non visibles) puis commence à rougir avant de blanchir.

On remarque que plus la température est grande, plus la longueur d'onde est petite et plus le pic est grand.

Le déplacement de λ_m vers les courtes longueurs d'onde lorsque la température croit explique le fait que, pendant son échauffement, le corps n'émet que dans les infra-rouges (radiations non visibles) puis commence à rougir avant de blanchir.

- Loi de Stefan-Boltzman :

L'expérience montre que le flux total émis par un corps à l'équilibre thermodynamique à une température T est donnée par :

$$M = \sigma T^4$$

Avec M : flux total émis ($W.m^{-2}$)

T : température (K)

σ : constante de Stefan, $\sigma = 5.67 \cdot 10^{-8} W.m^{-2}.K^{-4}$

3. Calculs thermiques

Nous allons effectuer les calculs de la température du satellite, en tenant compte des diverses sources de chaleur possibles. Celles-ci sont généralement les suivantes :

- Flux solaire
- Flux de l'albédo
- Émissions terrestres
- Chauffage libre moléculaire
- Chaleur interne.

En simplifiant la forme du satellite et avec quelques hypothèses de base, nous pouvons faire une première approximation des exigences thermiques.

On calcule la température du nanosatellite grâce à l'équation suivante :

$$Q_S = Q_E + Q_I$$

Avec Q_S chaleur sortante, autrement dit rayonnement vers l'espace.

Q_E chaleur entrante (chauffage libre moléculaires, flux solaire, flux d'albédo, émissions terrestres).

Q_I chaleur interne (dûe aux composants de IGOSat)

Il peut être nécessaire de dissiper la chaleur pour maintenir la température désirée.



Flux solaire

L'énergie thermique, ou la chaleur transmise au nanosatellite par le Soleil peut être exprimé comme q_{sol} : (en watt)

$$q_{sol} = Q_{sol} A_s \alpha_s \mu_i$$

Avec

Q_{sol} – Densité de flux solaire ($W.m^{-2}$) ~ 1358 $W.m^{-2}$ à 1 UA

A_s – Surface du nanosatellite (m^2)

α_s – Absorptance ou coefficient d'absorption de la surface du nanosatellite en lumière visible (sans unité)

μ_i – Pourcentage de la surface du nanosatellite exposé au flux solaire (dépend de la forme du nanosatellite, cube dans notre cas) (sans unité)

Flux de l'albédo

Le flux de l'albédo, Q_a est le rayonnement solaire incident qui est réfléchi par la Terre à l'altitude du nanosatellite.

$$Q_a = Q_{sol} a F_x$$

Q_a – Densité du flux de l'albédo ($W.m^{-2}$)

Q_{sol} – Flux solaire ~ 1358 $W.m^{-2}$ à 1 UA

a – Albédo (Terre = 0.30 - valeur moyenne annuelle)

F_x – Facteur géométrique (dépend de l'altitude, de la hauteur, et de la forme du nanosatellite)

$$F_x = \frac{R_e^2}{(R_e + H)^2}$$

Pour une plaque :

Émissions terrestres

Le flux IR de la Terre doit aussi être inclus si le nanosatellite est assez proche de la Terre

$$q_{Terre_IR} = Q_{IR} A_s F_x \varepsilon_{IR}$$



$Q_{\text{Terre_IR}}$: énergie IR absorbée

ϵ_{IR} : loi de Kirchhoff en équilibre thermique

A_s : surface du nanosatellite

F_x : facteur géométrique

Chauffage libre moléculaire

Le chauffage moléculaire libre est fonction de la densité atmosphérique et la vitesse du nanosatellite

$$Q_{\text{FMH}} = \frac{1}{2} \alpha_{\text{FMH}} \rho V^3$$

Q_{FMH} – Chauffage moléculaire libre (W.m^{-2})

α_{FMH} – Coefficient d'accommodation (0.6-1.0)(pourcentage de transfert de chaleur entre les molécules et la surface)

V – Vitesse du nanosatellite (m.s^{-1})

ρ – Densité atmosphérique (kg.m^{-3})

Pour obtenir des watts, il faut multiplier par la surface exposée au FMH (A_{FMH})

Emissions du Nano-satellite :

Le rayonnement émit par le satellite est donné par la loi de Stefan-Boltzmann:

$$Q_{\text{satellite}} = \epsilon_{\text{IR}} \sigma T^4 \quad \Longrightarrow \quad q_{\text{satellite}} = \epsilon_{\text{IR}} \sigma A_s T^4$$

Avec :

q_{sat} : Densité de flux rayonné (W.m^{-2})

ϵ_{IR} : Emissivité (bande IR)

A_s : Surface du satellite (m^2)

σ : Constante de Stefan-Boltzmann ($\sigma = 5.67051 \times 10^{-8} \text{ W.m}^{-2}\text{K}^{-4}$)



T : Température (K)

Chaleur interne:

Les composants électroniques du nanosatellite vont dissiper de la chaleur exprimée en watts qui varie pendant l'orbite et dépend des opérations. Il est donc nécessaire de connaître les dissipations de chaleur de chaque composant.

Calcul de la température du satellite

Le bilan thermique d'un nanosatellite isotherme peut être exprimé par l'équation suivante (nous allons modéliser le nano-sat comme une sphère, en considérant qu'il est assez éloigné de la Terre pour être considéré très petit devant celle-ci)

$$mC_p \frac{dT}{dt} = q_{sol} + q_{albedo} + q_{terre_IR} + q_{FMH} + q_{interne} - q_{satellite}$$

M : masse du nanosatellite (kg)

C_p : capacité thermique massique ($J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$)

En équilibre thermique, $dT/dt = 0$

$$0 = q_{sol} + q_{albedo} + q_{terre_IR} + q_{FMH} + q_{interne} - q_{satellite}$$

Donc

$$0 = q_{sol} + q_{albedo} + q_{terre_IR} + q_{FMH} + q_{interne} - \varepsilon_{IR} A_s \sigma T^4$$

On isole donc T

$$T = \left(\frac{q_{sol} + q_{albedo} + q_{terre_IR} + q_{FMH} + q_{interne}}{\varepsilon_{IR} A_s \sigma} \right)^{1/4}$$

Rappel :

$$q_{sol} = Q_{sol} A_s a_s m_i$$

$$q_{interne} = \text{chaleur interne}$$

$$q_{terre_IR} = Q_{IR} A_s F_x e_{IR}$$

$$q_{albedo} = Q_{sol} a F_x A_s a_s K$$

$$q_W = Q_W A_R$$

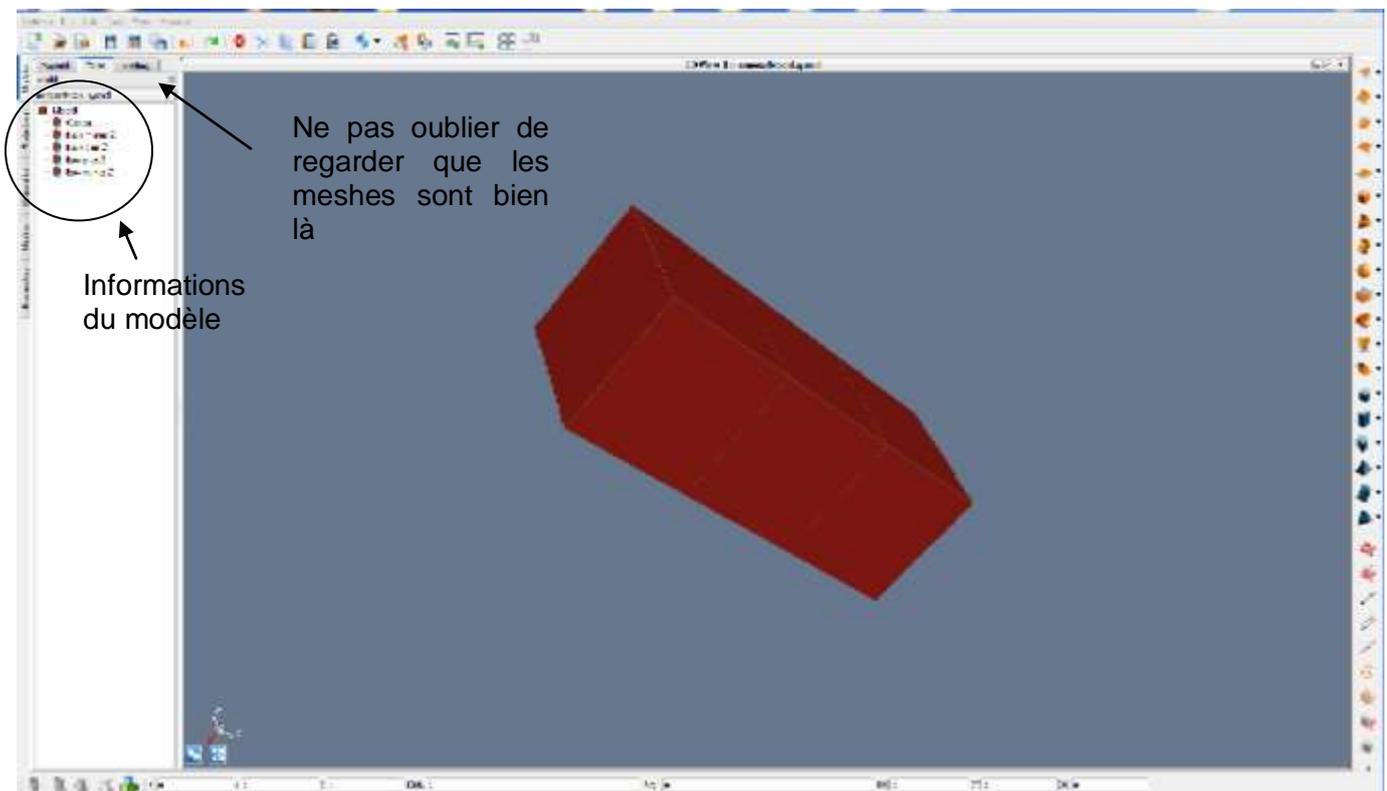
$$q_{FMH} = \frac{1}{2} A_{FMH} \alpha_{FMH} \rho V^3$$

III/ MODELISATION THERMIQUE SOUS THERMICA

L'étude thermique est faite à partir du logiciel Systema, qui est designé de manière à récupérer les différentes informations concernant le satellite : structure, matériaux, trajectoire, cinématique ainsi que les différents phénomènes physique rentrant en interaction avec le satellite.

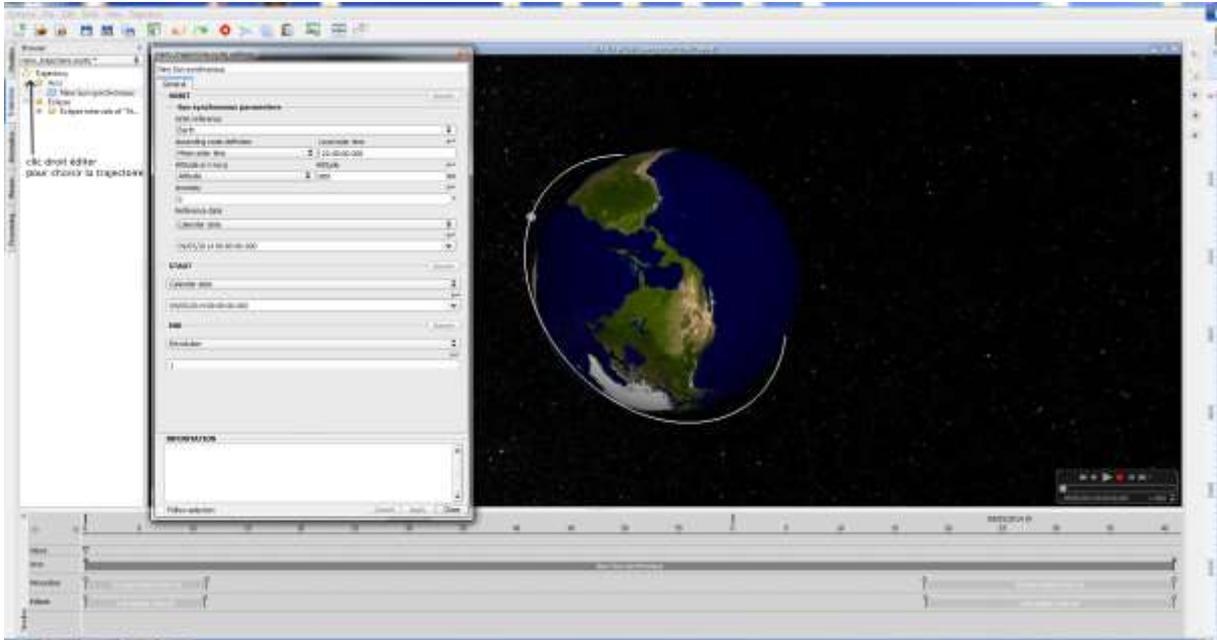
1. Modèle

La création et l'agencement des différents éléments constitutifs du satellite demandent quelques bases de géométrie : il est préférable d'être à l'aise avec les matrices de transformation, translation et rotation. Une première expérience avec des softwares tels que Maya ou Blender serait un plus afin de gagner en vitesse d'exécution lors de l'assemblage du modèle 3D. Pour chaque élément positionné dans le satellite, il est important d'indiquer de quel matériau il est fait afin que l'étude thermique se passe sans problème lors du lancement de la simulation.



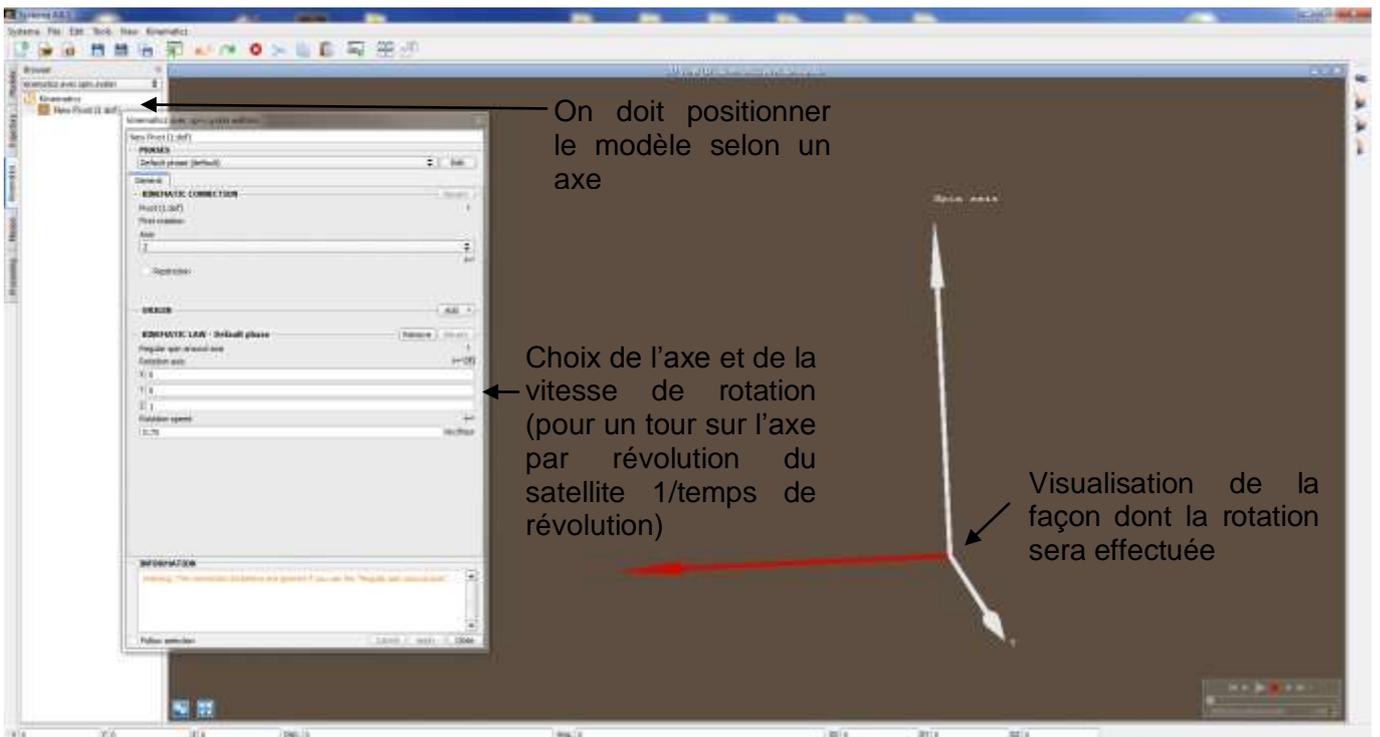
2. Trajectoire

Le module trajectoire permet de choisir différents types de trajectoires de base pour le nanosatellite, ainsi que l'altitude à laquelle il sera placé. Cela ne demande pas de connaissances particulières supplémentaires.



3. Cinématique

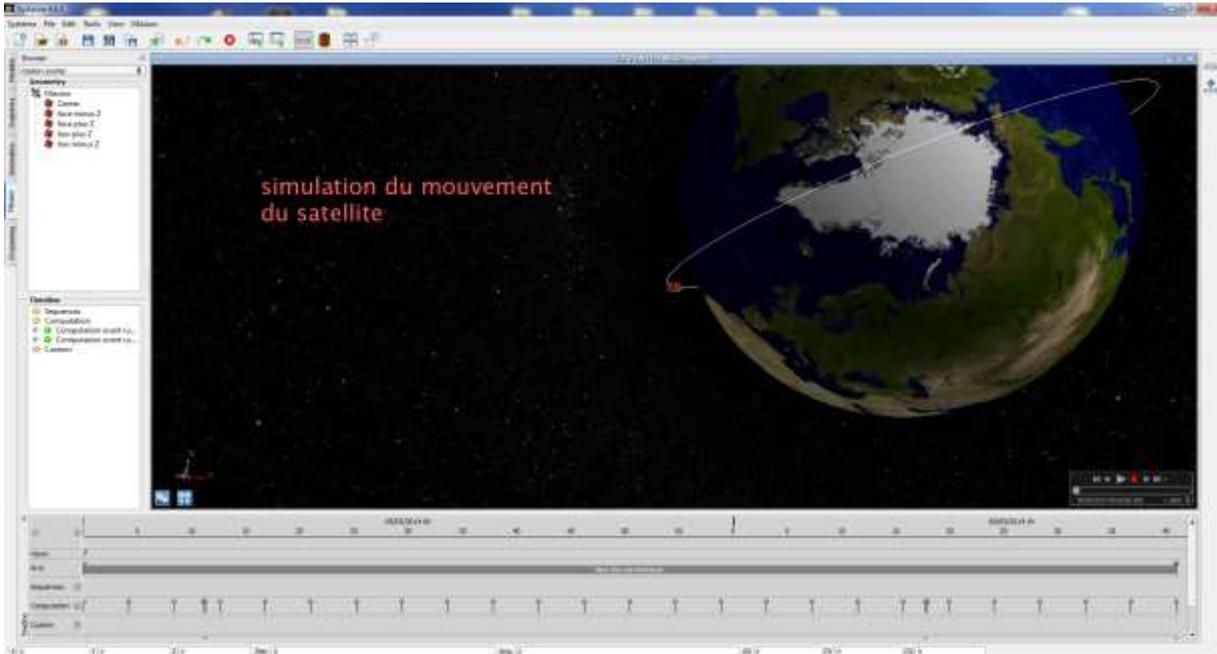
Ce module permet de choisir l'orientation du nanosatellite tout le long de ses révolutions. Pour le moment, le nanosatellite est aligné avec son axe de rotation et est configuré pour effectuer une rotation sur lui même par révolution afin de pouvoir répartir la chaleur. Néanmoins, il serait sans doute préférable de tester d'autres vitesses de rotation afin de voir laquelle est la plus optimale pour répartir la chaleur de manière homogène.





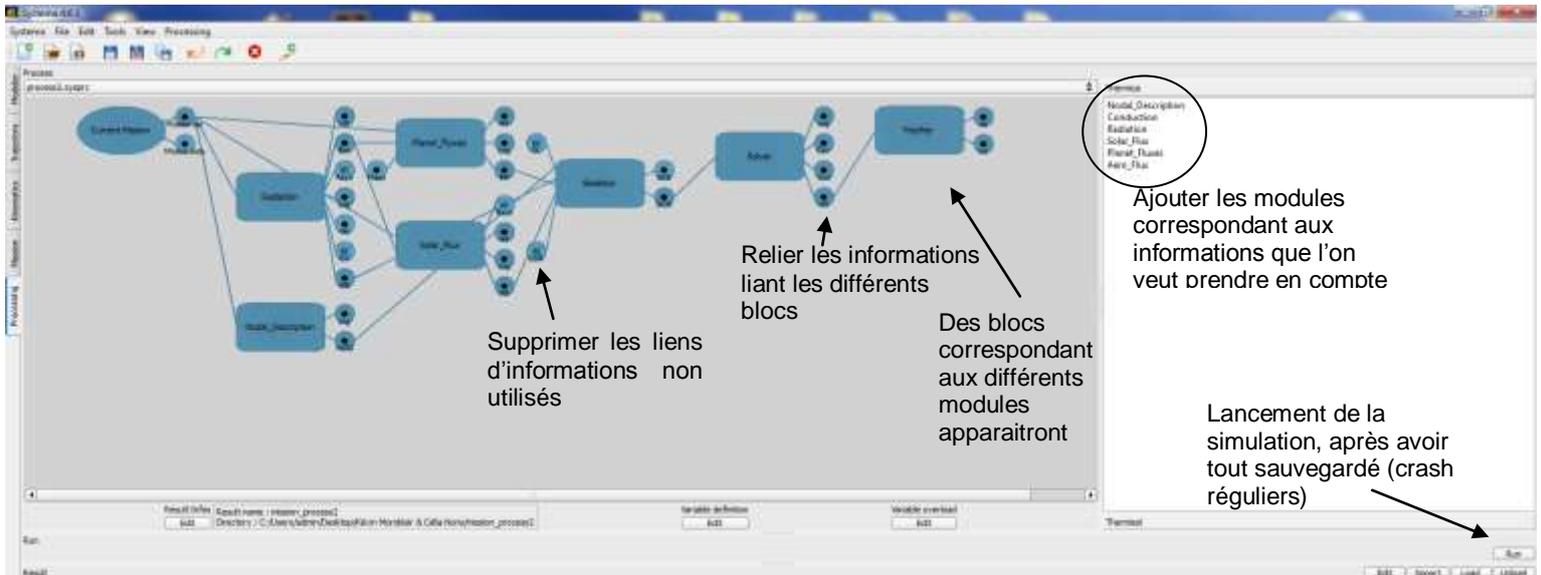
4. Mission

Ce module permet de visualiser le mouvement du satellite lors de ses révolutions autour de la Terre et aussi de confirmer que le mouvement entré dans la partie *Kinematics* est correctement effectué.



5. Process

Ce module permet de mettre en relations les différentes données concernant le satellite et son environnement. Il faut sélectionner chacune des informations que l'on veut utiliser pour l'étude thermique dans les parties *Thermica* (air) et *Thermisol*. Il est assez compliqué de relier les différentes informations ensemble étant donné le manque d'informations sur le logiciel. Il est important de sauvegarder l'ensemble des fichiers avant de lancer la simulation. Au niveau du module *Posther* on peut choisir deux niveaux d'étude thermique. La première, plus générale donne un résultat pour l'ensemble du satellite et la deuxième permet de voir le comportement des différents éléments du satellite au cours du temps.



D/ PROBLEMES POUVANT ALTERER LE NANOSAT : SPECIFICITES DU DOMAINE SPATIAL DONT NOTRE ETUDE DOIT TENIR COMPTE

Pour mener à bien sa mission, l'IGOSAT va évoluer dans l'espace, un environnement particulier présentant diverses contraintes, en particulier thermiques, comme on a pu le voir dans la partie C.

Il faudra aussi assurer la rigidité du système : par exemple, pour le scintillateur, la matrice et le cristal devront être le plus proche possible, afin que la matrice puisse récupérer la lumière émise par le cristal. Il faudra donc que le système soit suffisamment rigide pour que le cristal et la matrice restent en contact et ne risquent pas d'être séparés par les vibrations au moment du décollage de la fusée.

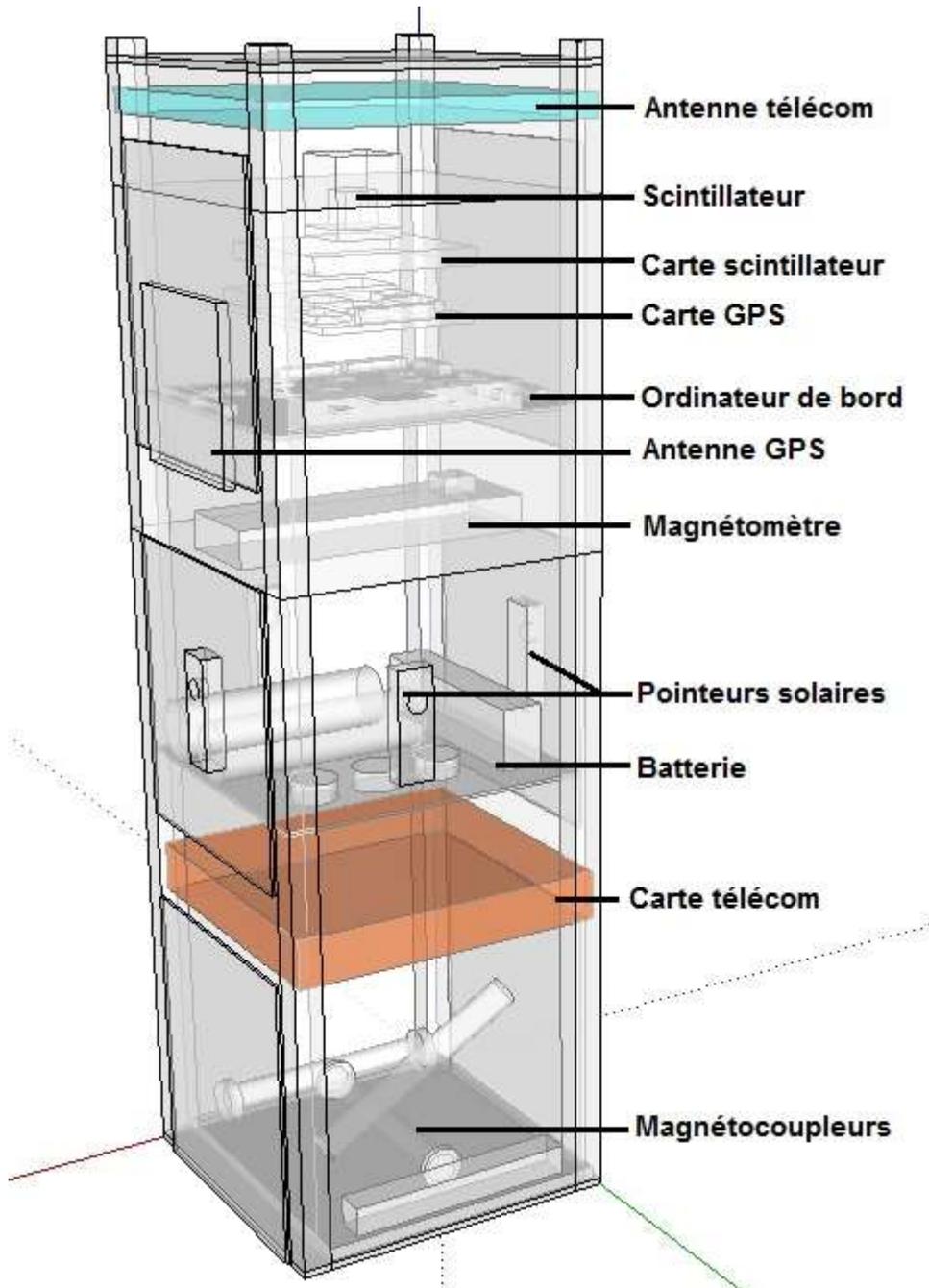
Les problèmes liés à l'environnement spatial sont les suivants :

- Radiations spatiales : les radiations altèrent à la fois le cristal et les composants électroniques. La durée de vie du cristal est estimée à environ un an. Les composants fragiles de la carte seront probablement protégés par un capôt d'aluminium ou blindage, ce qui signifie qu'il faudra prévoir une masse supplémentaire qui n'a pas encore été définie.
- Présence de débris dans l'espace : la collision du nanosatellite avec des particules macroscopiques présentes dans l'espace peut endommager le matériel mais également le désorienter.
- Environnement en gaz plasma : le nanosatellite, dans l'espace, sera entouré d'un gaz plasma (et donc d'ions et d'électrons) susceptible de charger la surface de l'instrument créant ainsi une différence de potentiel. De là, des arcs électriques sont formés. Ces derniers peuvent conduire à la destruction des panneaux solaires situés à la surface du nanosatellite, le privant alors de l'apport en énergie indispensable à son fonctionnement.

Notre choix de géométrie devra tenir compte de ces contraintes.



E/ PROPOSITION D'AGENCEMENT INTERNE





Ionospheric and
gamma-ray
Observations
Satellite

Réf. : IGOSAT-XX-X-XXX-XXXXXXXX

Edition : 1 Date : XX-XX-XX

Révision : 0 Date :

Page : 44

F/ BIBLIOGRAPHIE

Structure interne d'autres nanosatellites :

<http://swisscube.epfl.ch/>

<http://space.epfl.ch/page-39444-en.html>

<http://en.wikipedia.org/wiki/ESTCube-1>

<http://www.estcube.eu/en/subsystems>

<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/cinema>

http://space.skyrocket.de/doc_sdat/cinema.htm

<https://www.utias-sfl.net/nanosatellites/CanX2/>

<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/canx-2>

Structure :

www.browncubesat.org

Batterie :

http://www.cubesatshop.com/index.php?page=shop.product_details&flypage=flypage.tpl&product_id=64&category_id=12&option=com_virtuemart&Itemid=68

<http://gomspace.com/documents/gs-ds-batteries.pdf>

Ordinateur de bord :

<http://gomspace.com/index.php?p=products-a712c> (Datasheet du NanoMind A712D)

http://www.cubesatshop.com/index.php?page=shop.product_details&flypage=flypage.tpl&product_id=68&category_id=8&keyword=onboard+computer&option=com_virtuemart&Itemid=75

Charge utile : Le scintillateur

Toutes les informations concernant les dimensions, l'emplacement et les contraintes nous ont été données par M. Philippe Laurent, chercheur au CEA travaillant sur le projet IGOSat.

Charge utile : Le GPS

Données obtenues à partir de la fiche technique du OEM615

SCAO :

Wikipedia

Cubesatshop



Ionospheric and
gamma-ray
Observations
Satellite

Réf. : IGOSAT-XX-X-XXX-XXXXXXXX

Edition : 1 Date : XX-XX-XX

Révision : 0 Date :

Page : 45

RAPPORT PROJET



A/ OBJECTIFS FIXES

Comme précisé dans le rapport technique, notre travail portait principalement sur deux grands domaines, la mécanique et la thermique. Etait donc attendue de nous une étude des différents sous-systèmes qui composent IGOSat afin de réaliser deux propositions d'agencement interne, ces dernières devant également tenir compte des contraintes géométriques et thermiques des différents éléments du nanosatellite. Nous avons aussi pour objectif de réaliser une simulation thermique grâce au logiciel Thermica.

B/ DIFFICULTES RENCONTREES

De nombreux problèmes se sont posés tout au long de ce projet, en particulier sur l'aspect technique.

Au début, nous avons eu du mal à comprendre en quoi consistait le travail attendu pour notre groupe Mécanique et Thermique car il s'agit de deux domaines très vastes. Nous avons donc eu des difficultés à trouver nos repères.

Ensuite, nous avons été confrontés à divers problèmes d'installation des logiciels, IDM-CIC et Thermica. De plus, l'utilisation d'outils ne fonctionnant que sur Windows et utilisant des formats propriétaires a été un aspect limitant pour notre projet. Nous avons fait face à un manque de disponibilité des ordinateurs ayant les logiciels installés (dans la salle du bâtiment Lamarck) où de nombreux étudiants souhaitaient travailler en même temps.

Après avoir connu des difficultés d'installation, nous avons également ressenti un manque d'indications concernant le fonctionnement du logiciel Thermica sur le site officiel de l'éditeur. Et même après avoir assisté à une formation sur son utilisation, ce logiciel reste difficile à maîtriser.

En ce qui concerne les recherches bibliographiques, dans certains cas la densité d'informations était telle que nous n'arrivions pas à cerner où chercher exactement, comme par exemple dans l'un des livres du CNES traitant de la mécanique et la thermique des satellites auquel nous avons pu avoir accès. Dans d'autres cas, les études des sous-systèmes n'avaient pas été réalisées, comme par exemple l'étude thermique du scintillateur, certaines données comme la chaleur de dissipation des composants ne figurant même pas sur les fiches de données constructeur.

C/ ORGANISATION DU PROJET

Pour commencer, nous nous sommes départagés l'étude des différents sous-systèmes composant IGOSat. Chacun s'est concentré sur un sous-système bien précis et l'a modélisé sur Google Sketchup en entrant ses proportions et ses propriétés dans le logiciel IDM-CIC, une extension de Microsoft Excel 2010. Une fois tous les composants modélisés, le but était de les regrouper pour obtenir la structure entière.

Pour rester en contact en permanence, nous avons mis en place un suivi par Dropbox et Google Drive, ce qui nous a permis de travailler à distance. L'un des membres du groupe était également chargé de rassembler les rapports écrits de chacun afin de réaliser l'homogénéisation.

 <p>Ionospheric and gamma-ray Observations Satellite</p>	<p>Réf. : IGOSAT-XX-X-XXX-XXXXXXXXX Edition : 1 Date : XX-XX-XX Révision : 0 Date : Page : 47</p>
---	--

Lors des problèmes rencontrés pour l'installation du logiciel Thermica, nous avons décidé de ne pas se focaliser tous sur le même problème pour mieux avancer sur d'autres points, comme rassembler toutes les données sur IDM-CIC et travailler davantage sur la partie thermique de manière théorique.

D/ BILAN ET RETOUR D'EXPERIENCE

Après avoir réparti le système en sept sous systèmes (structure externe, ordinateur de bord, SCAO, GPS, batterie, scintillateur et système de télécommunication), nous avons établi pour chacun une fiche technique comportant ses caractéristiques mécaniques et thermiques, ce qui nous a permis par la suite de faire une modélisation de chaque partie pour ensuite agencer tous les éléments sous une seule modélisation en utilisant le logiciel IDM-CIC.

Après réalisation d'un petit bilan thermique, nous avons réussi à l'aide du logiciel Thermica à modéliser la trajectoire d'un pavé d'aluminium en orbite autour de la terre.

Le but que nous nous étions fixés au lancement du projet n'a pas encore été atteint : il nous reste toujours à faire une modélisation Thermica en utilisant l'agencement modélisé sur IDM-CIC.

La participation à ce projet de conception d'un nanosatellite a été très formatrice et très intéressante. Nous étions amenés à réaliser la conception thermique et mécanique du nanosatellite. Grâce à cette expérience, nous avons pu avoir un aperçu de ce qu'est le métier d'ingénieur, car nous avons dû mettre en œuvre des solutions d'ordre technologique à des problèmes assez complexes.

Nous avons aussi appris à faire un travail de recherche et de documentation afin de faire face aux obstacles rencontrés, ou de combler le manque de connaissances que nous pouvions avoir sur certains sujets. Il nous a aussi fallu savoir tenir compte des nombreuses contraintes physiques du nanosatellite, dont la taille, la masse... Mais la plus importante des contraintes a surtout été le temps. Nous nous sommes rendu compte qu'il pouvait y avoir de nombreux obstacles à surmonter. On peut citer notamment l'installation et l'utilisation des logiciels, le tri des différents documents mis à notre disposition, sans oublier leur analyse et leur interprétation. Nous avons également été amenés à travailler en groupe, ce qui n'a pas toujours été très facile en tenant compte des multiples points de vue qui ne convergent pas forcément.

Mettre en pratique ses connaissances, apprendre le métier d'ingénieur n'était pas aussi simple que nous l'avions imaginé. Mais cette expérience a été très enrichissante pour nous tous.