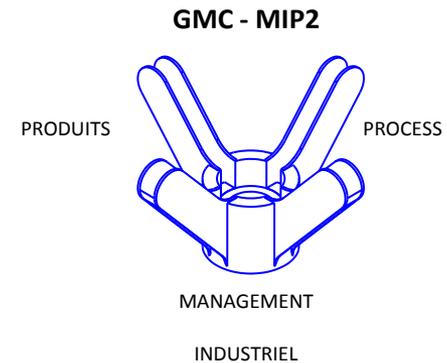
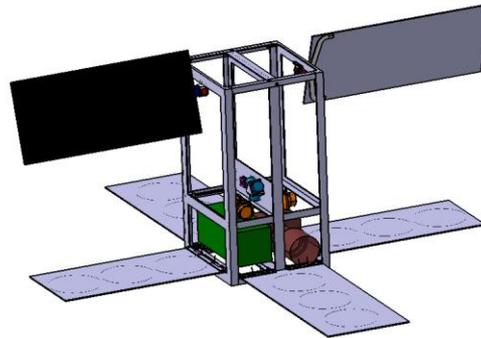


Soutenance de Stage
Lundi 21 Juin 2010

Conception d'un picosatellite



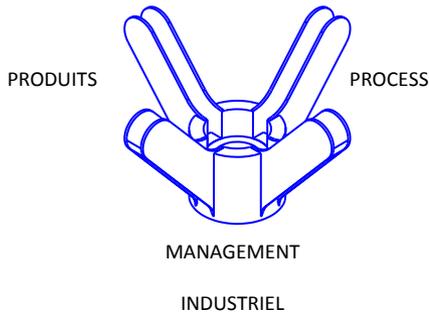
Sommaire (Dont check this slide.. I havent used it yet..)

- **Analyse fonctionnelle**
 - Bête à cornes
 - Diagramme pieuvre
- **Cahier des charges**
 - Environnement spatial
 - Contraintes de lancement
 - Contraintes diverses
- **Définition du besoin**
 - Listing des picosatellites existants
 - Analyse des applications nanosatellites
- **Accueil d'un étudiant IUT**
 - Document de mise en situation
 - Bibliographie
- **Conclusion**

L'entreprise

Management Industriel Produits Process (MIP2)

GMC - MIP2



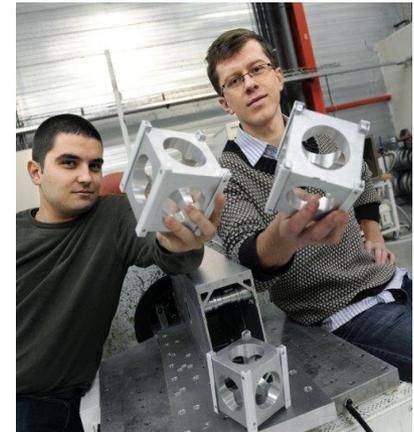
- Responsable: Stéphane Raynaud
- Lieu: Département Génie Mécanique Conception
- Spécialisée:
 - Métrologie, contrôle qualité, etc.

NOVANANO



24, rue Jean Baldassini
69007 LYON

- Créée: Octobre 2009
- Spécialisée:
 - Technologies Spatiales
- Créateurs
 - Spas Balinov
 - Stanislaw Ostoja Starzewski



Le stage

PFE 2010 – INSA de Lyon



- Sujet: Etude de faisabilité et conception d'un picosatellite
- Etudiants GMC:
 - Pierre Bronquard
 - Olivier Prat

DUT GMP - Stage Industriel



- Thème du Stage: Conception d'un picosatellite
- Etapes de la conception:
 - Ossature du picosatellite
 - Panneaux solaires
 - Charnière
 - Sous systèmes
 - Intégration des sous systèmes

Cahier des Charges

CAHIER DES CHARGES PICOSATELLITAIRE

Environnement spatial - I -

Agressif - 1 -

Rayonnements - a -

- Ionisant
Matériaux adaptés
- Uva et Uvb
Matériaux adaptés

Vide poussé - b -

- Dégazage des matériaux
Matériaux adaptés

Atmosphère - c -

- Températures extrêmes
Matériaux adaptés
- Oxygène atomique
Matériaux adaptés
- Frottement atmosphérique
Usure de l'orbite

Débris spatiaux et météorites - d -

- Evaluation des risques de collision
- Evaluation des dégâts

Sensible - 2 -

Débris spatiaux - e -

- Ne pas créer de DS
- Système de désorbitation obligatoire
- Non création de rejets

Lancement - II -

Accélération

Gravitation - 1 -

- Accélération verticale
Dimensionnement structure

Vibrations - 2 -

- Conversion en accélérations
Accélérations verticale et transversale
Dimensionnement structure

Autres - III -

Fusée/Lanceur - 1 -

S'adapter au lanceur - a -

- Dimensionnement structure

Ne pas créer d'interférence - b -

- Contraintes énergie/télécommunication

Intra-satellite - 2 -

Ne pas perdre le satellite en mission - a -

- Module de télécommunication obligatoire

Fournir les besoins énergétiques - b -

- Module de création d'énergie obligatoire

Client - 3 -

Adapter le satellite au besoin client - a -

- Maximiser la place allouée à la charge utile
Conception du pico satellite

Minimiser le coût - b -

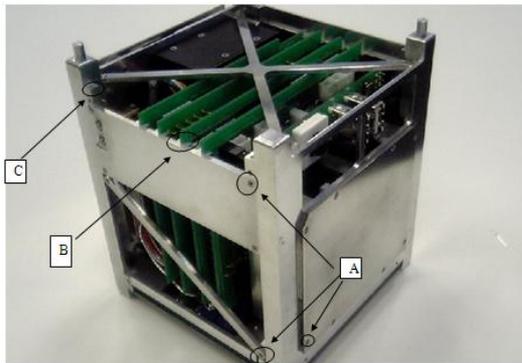
- Optimisation de la masse
Conception du pico satellite
- Optimisation du volume
Conception du pico satellite

Stockage - 4 -

Stockage du satellite pré-lancement

- Protection contre la poussière
- Protection contre l'humidité
- Protection contre le sel

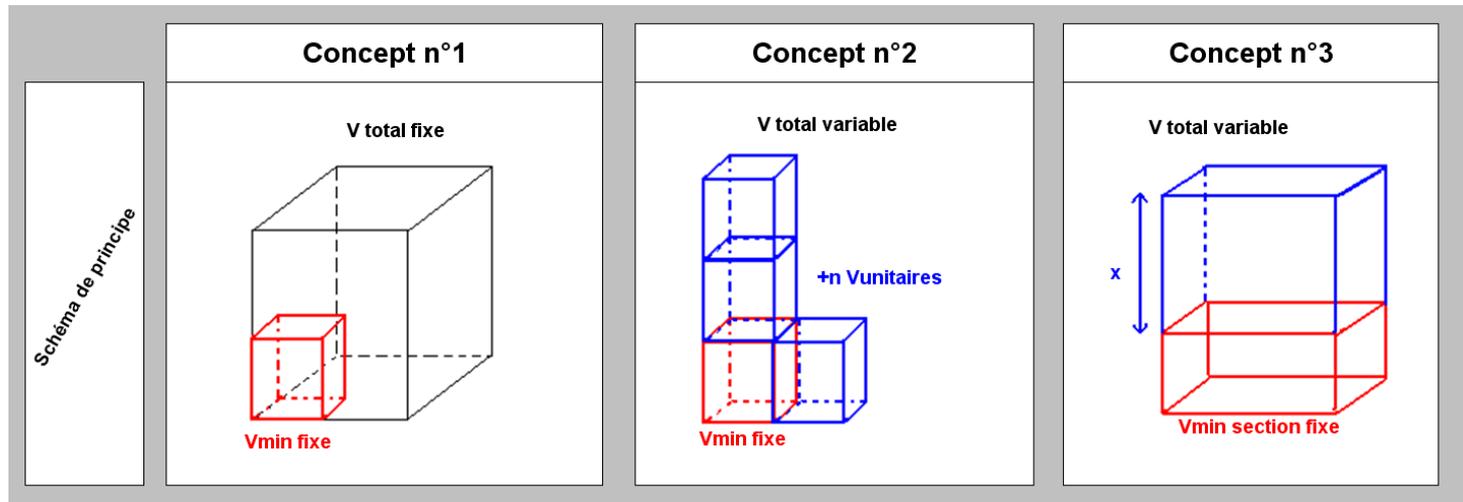
	Nom	Date lancement	Développeur	Pays	Forme	Fonction principale
1st Batch	CUTE-I	30-juin-03	Tokyo Institute of Technologie	Japon	1U	Test platform based on COTS components
	XI-IV	30-juin-03	University of Tokyo	Japon	1U	Test platform based on COTS components
	CanX-1	30-juin-03	University of Toronto	Canada	1U	Space-testing key technologies for future missions: Low sensor and star-tracker, GPS receiver
	DTUsat	30-juin-03	Technical University of Denmark	Danemark	1U	MEMS sun sensors and a 600 m tether used to change th
	AAU CubeSat	30-juin-03	Alborg University	Danemark	1U	Color CMOS Camera
	QuakeSat	30-juin-03	Standford University QuakeSat LLC	USA	1U	Detect ELF radio emission of seismic activity during eart
2nd Batch	Ncube2	27-oct-05	Norwegian University of Science and Technology	Norvège	1U	Automatic Identification System
	UWE-1	27-oct-05	University of Würzburg	Germany	1U	Testing a communication protocol, test of GaAs cells in s Linux
	XI-V	27-oct-05	University of Tokyo	Japon	1U	Test of CIGS and GaAs solar cells
Single	CUTE 1.7	22-févr-06	Tokyo Institute of Technologie	Japon	2U	Test of charged particle detector
	ION	26-juil-06	University of Illionis	USA	2U	Features a Photomultiplier Tube (PMT) to observe airgl earth's upper atmosphere (mesosphere)
	Sacred	26-juil-06	University of Arizona	USA	1U	Measure the total amount of high-energy radiation over



- Solutions existants
- Benchmarking
 - SEEDS2
 - MEROPE

La structure

Les concepts



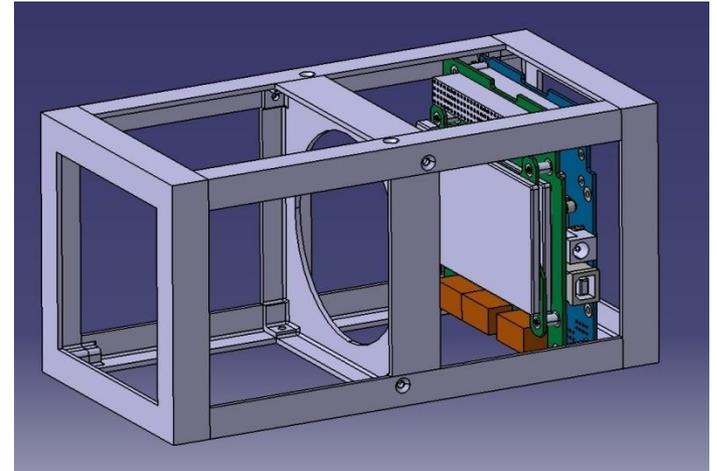
Concept n°3

- **Volume total optimisé** en fonction du besoin client
 - embarquement de charges de volume utile variable
- **Section figée, hauteur variable**
 - adaptation au lanceur facile

La structure

Volume de base (fixe)

- Télécommunication
- Energétique
- Désorbitation
- Ordinateur de bord

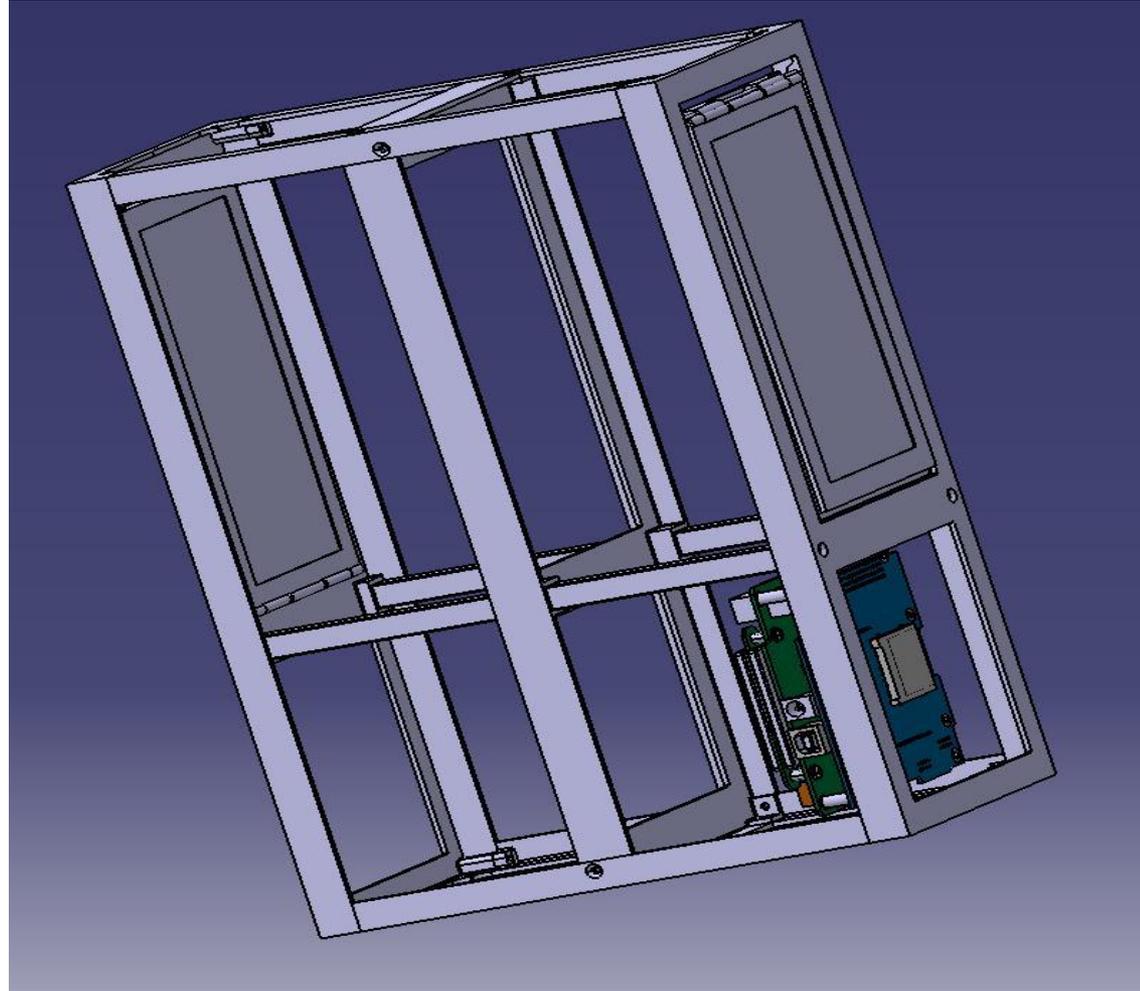
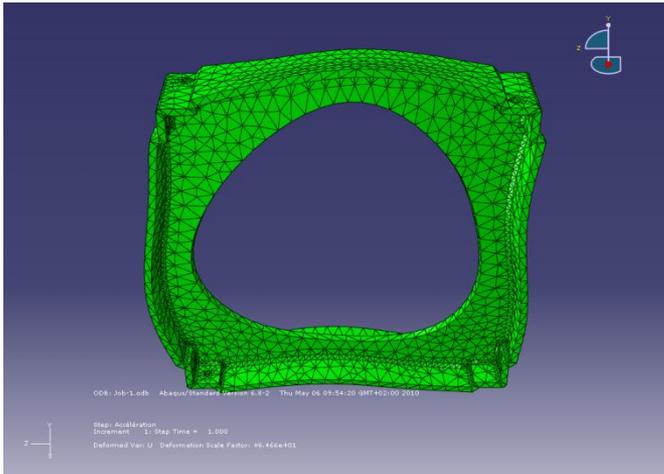


Volume personnalisable (variable)

- Volume utile personnalisé
 - Contrôle d'attitude
 - Caméra...

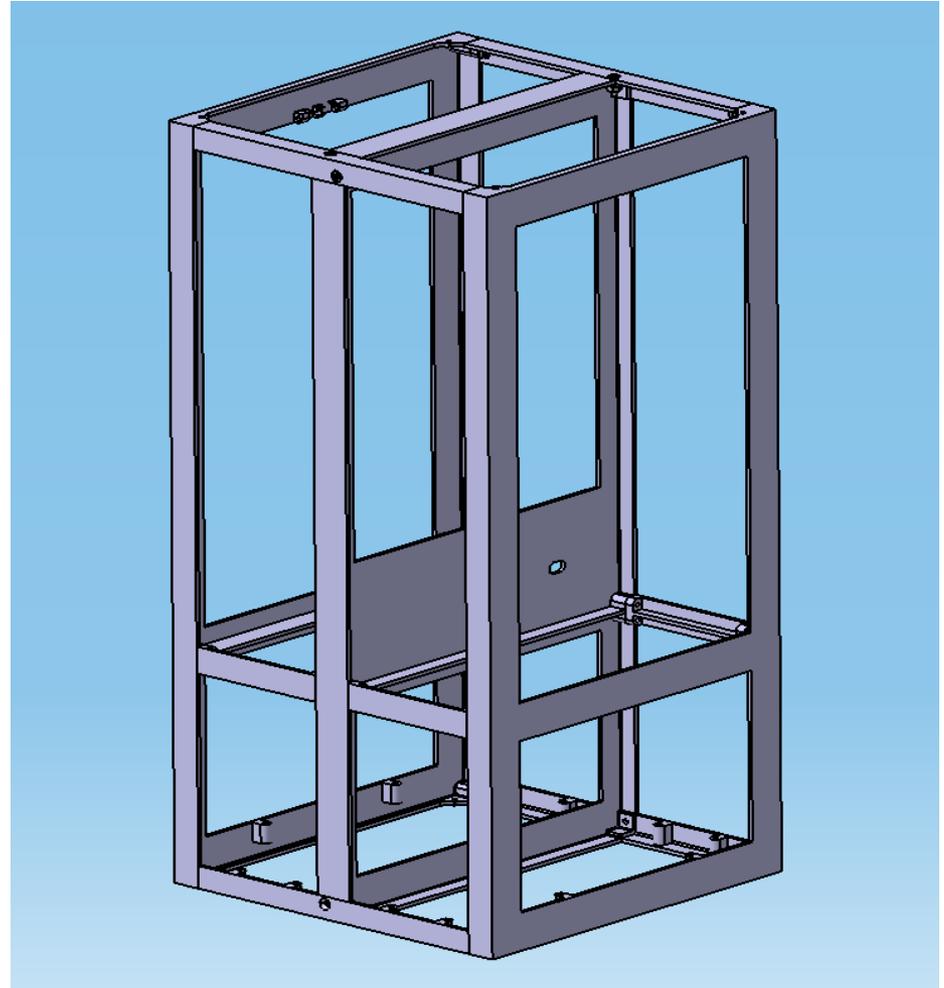
La structure

- Contraintes NOVANANO
 - Structure générale
 - Modules obligatoires intégrés



La structure

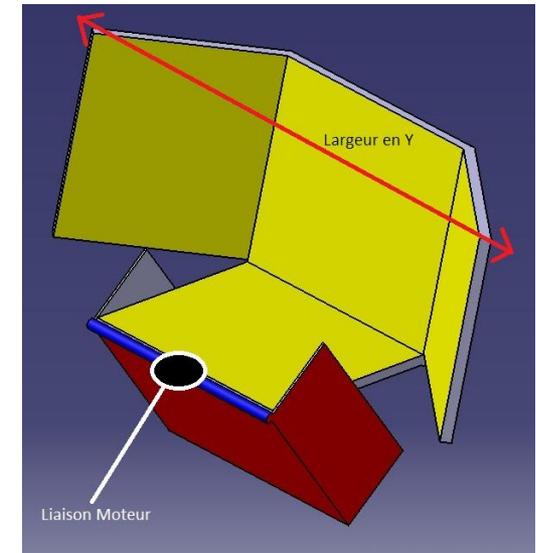
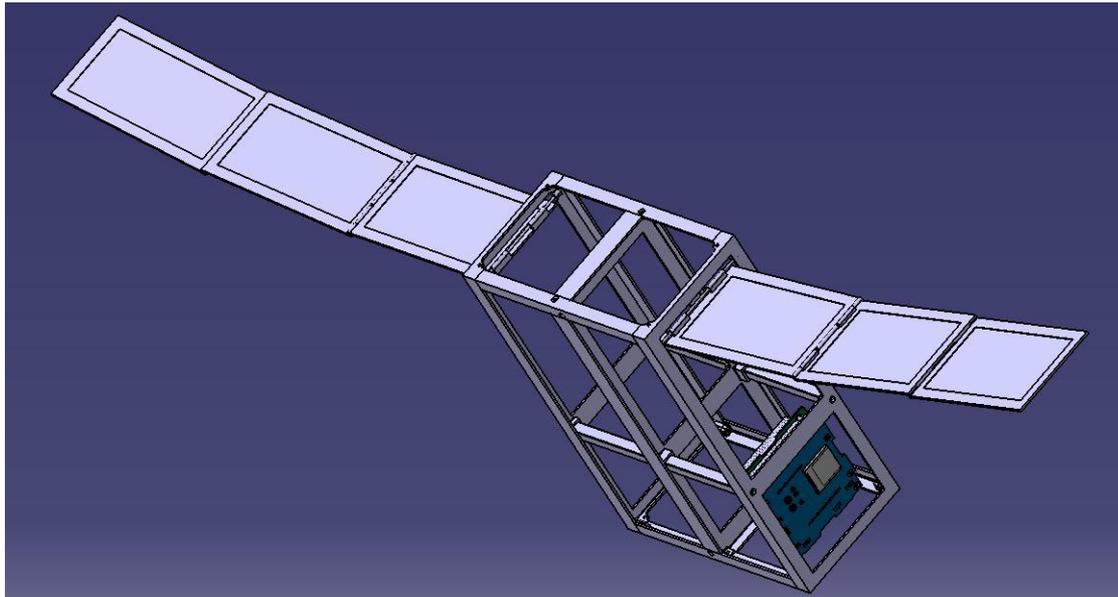
- Guidelines NOVANANO
 - Taille fixe: 200x200x400mm
 - Adapté au lanceur



Panneaux solaires

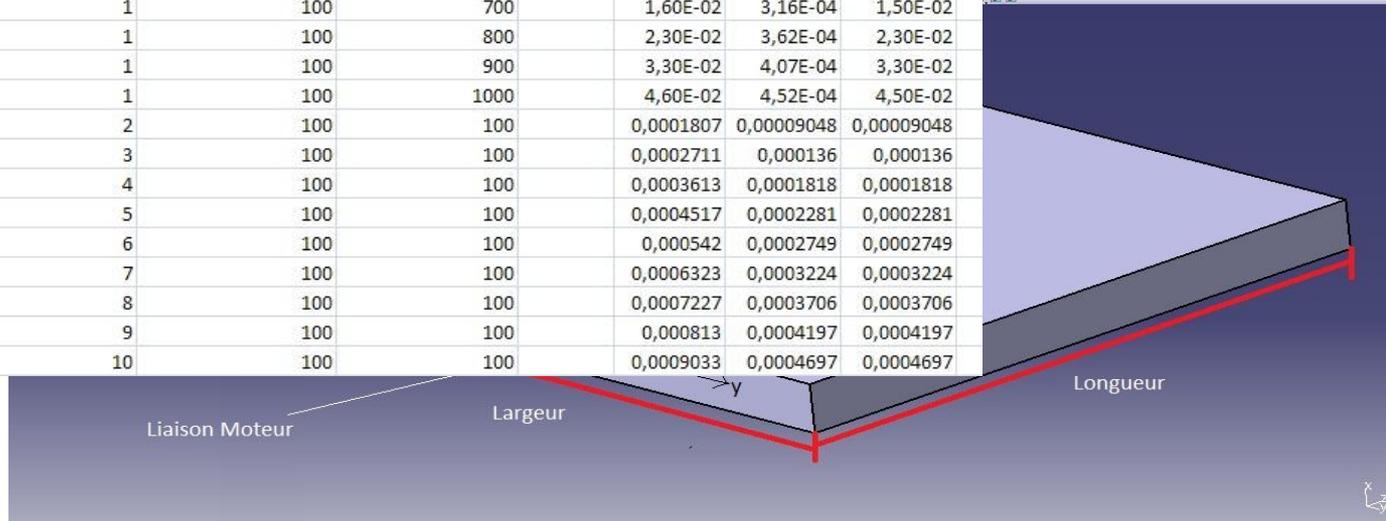
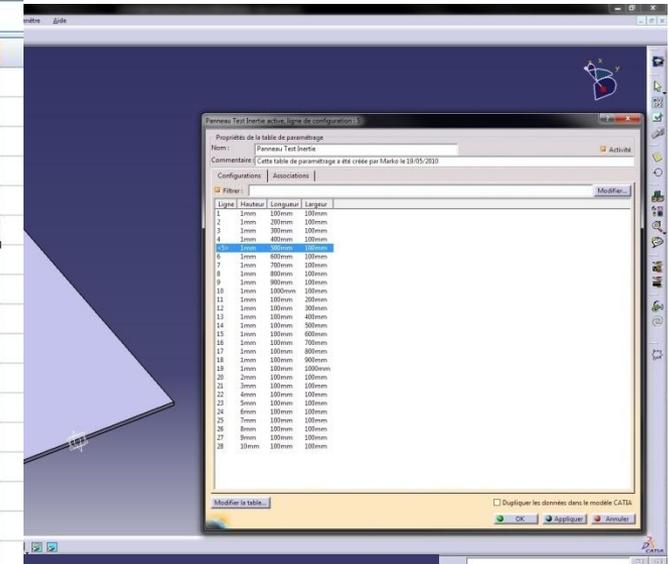
- Problématiques

- Stratégie de déploiement des panneaux solaires
- Déploiement mécanique
- Adapté à la structure et au lanceur



Panneaux solaires

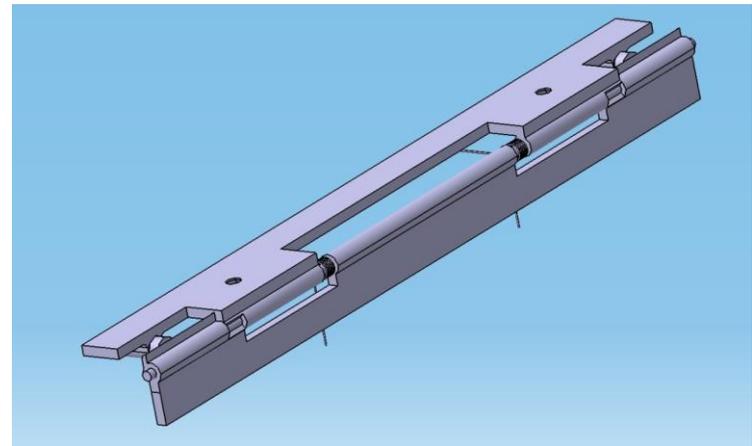
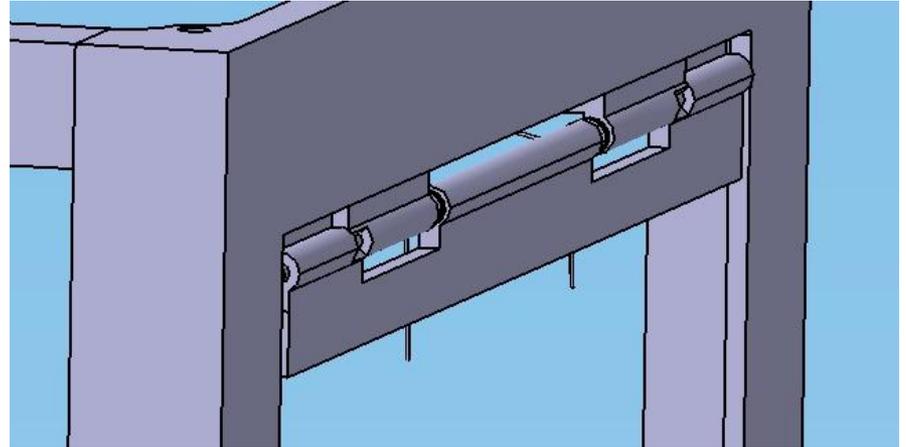
	A	B	C	D	E	F	G
1	Hauteur(x2) (mm) en X	Longueur (mm) en Z	Largeur (mm) en Y		lxx (kg.m ²)	lyy (kg.m ²)	lzz (kg.m ²)
2	1	100	100		9,03E-05	4,52E-05	4,52E-05
3	1	200	100		4,52E-04	0,0003614	9,04E-05
4	1	300	100		1,00E-03	0,001	1,36E-04
5	1	400	100		3,00E-03	0,003	1,81E-04
6	1	500	100		6,00E-03	0,006	2,26E-04
7	1	600	100		1,00E-02	0,01	2,71E-04
8	1	700	100		1,60E-02	0,015	3,16E-04
9	1	800	100		2,30E-02	0,023	3,62E-04
10	1	900	100		3,30E-02	0,033	4,07E-04
11	1	1000	100		4,60E-02	0,045	4,52E-04
12	1	100	200		0,0004517	9,03E-05	0,0003614
13	1	100	300		1,00E-03	1,36E-04	1,00E-03
14	1	100	400		3,00E-03	1,81E-04	3,00E-03
15	1	100	500		6,00E-03	2,26E-04	6,00E-03
16	1	100	600		1,00E-02	2,71E-04	1,00E-02
17	1	100	700		1,60E-02	3,16E-04	1,50E-02
18	1	100	800		2,30E-02	3,62E-04	2,30E-02
19	1	100	900		3,30E-02	4,07E-04	3,30E-02
20	1	100	1000		4,60E-02	4,52E-04	4,50E-02
21	2	100	100		0,0001807	0,00009048	0,00009048
22	3	100	100		0,0002711	0,000136	0,000136
23	4	100	100		0,0003613	0,0001818	0,0001818
24	5	100	100		0,0004517	0,0002281	0,0002281
25	6	100	100		0,000542	0,0002749	0,0002749
26	7	100	100		0,0006323	0,0003224	0,0003224
27	8	100	100		0,0007227	0,0003706	0,0003706
28	9	100	100		0,000813	0,0004197	0,0004197
29	10	100	100		0,0009033	0,0004697	0,0004697



Charnière

- Problématiques:

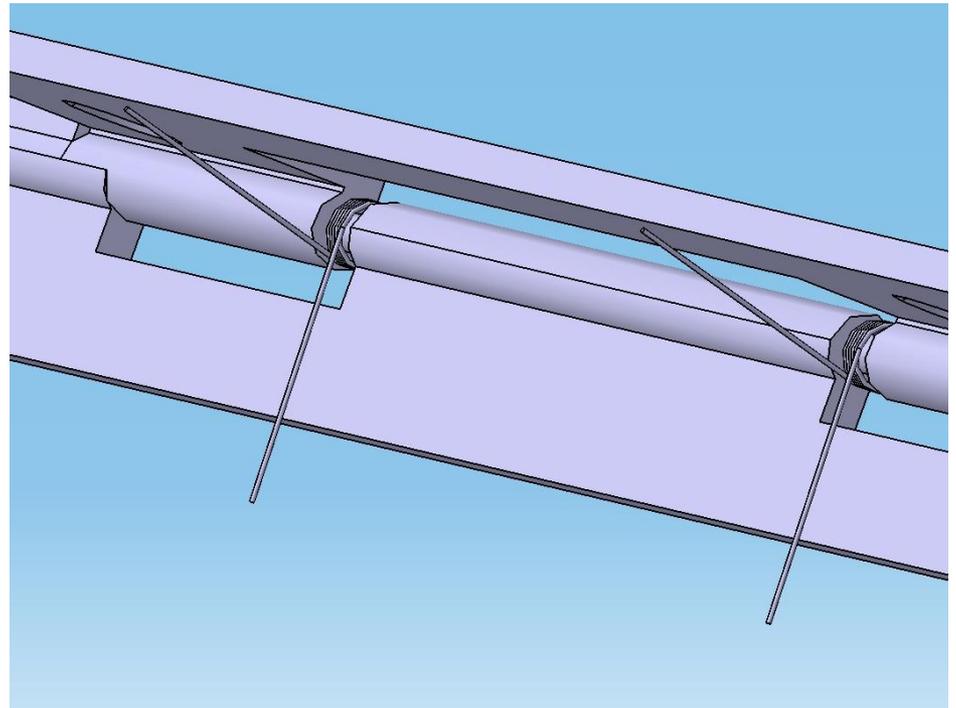
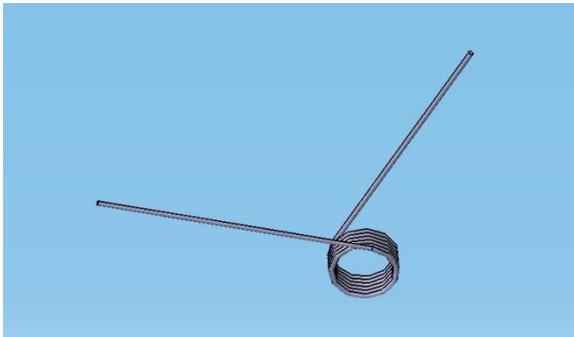
- Déploiement mécanique
- Arrêt en position à 90°
- Autobloquant
- Liaison avec la structure



Charnière

- Déploiement mécanique:

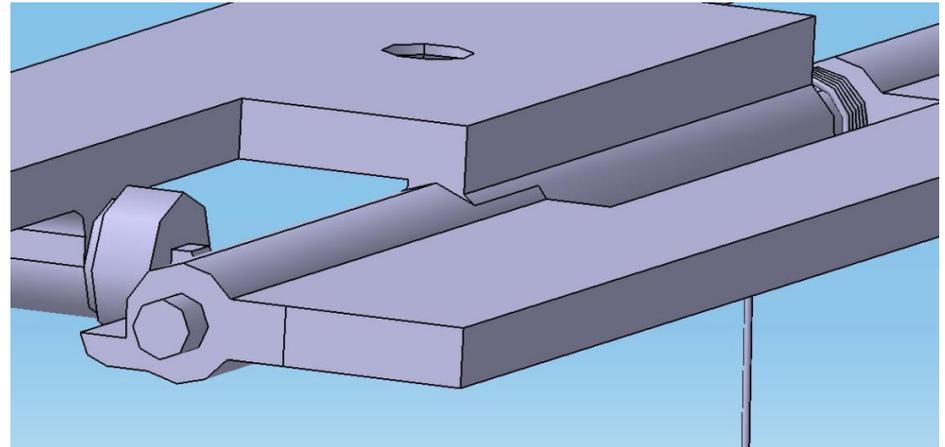
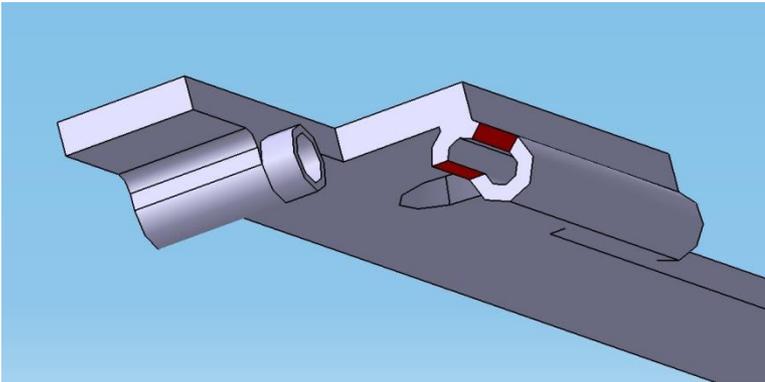
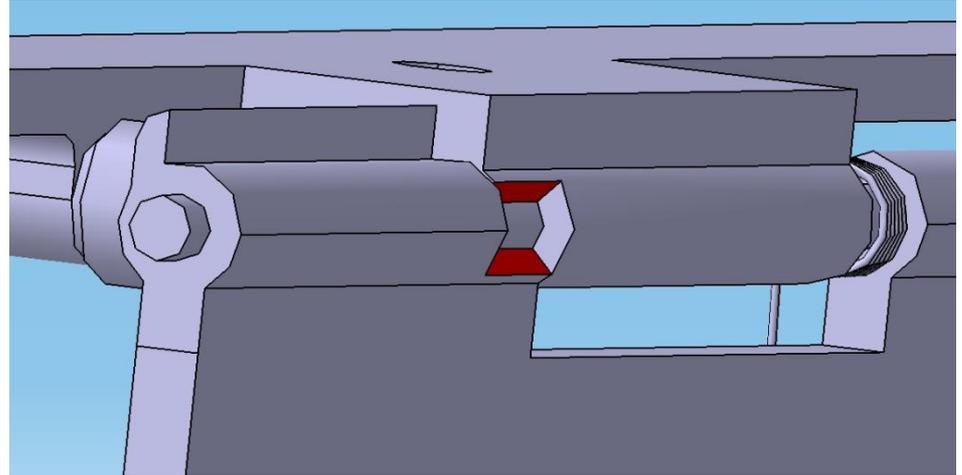
→ Réalisé avec deux ressorts de torsion



Charnière

Arrêt en position à 90°:

- Réalisé avec un arrêt plan

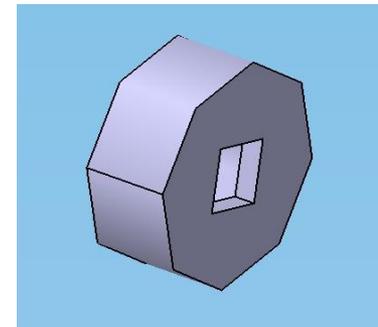
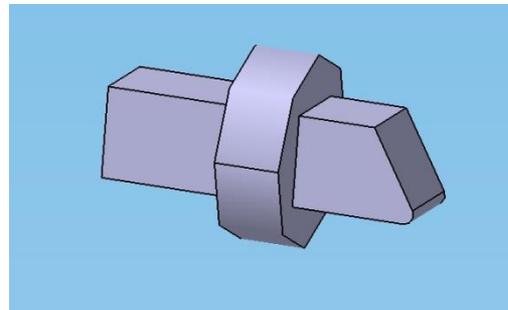
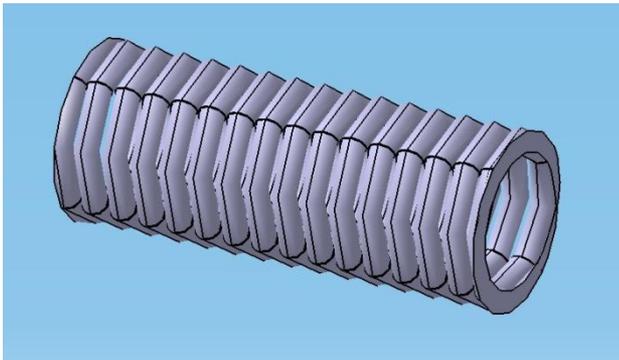
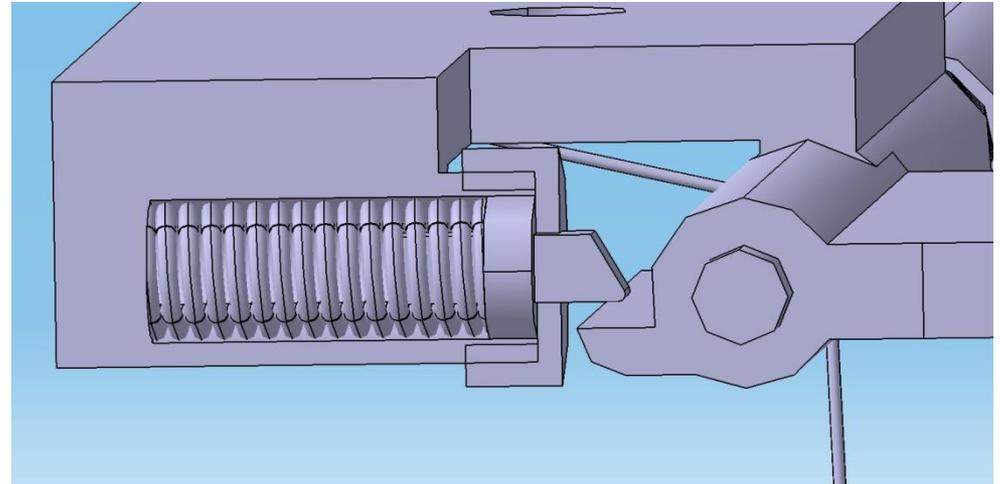


Charnière

Autobloquant:

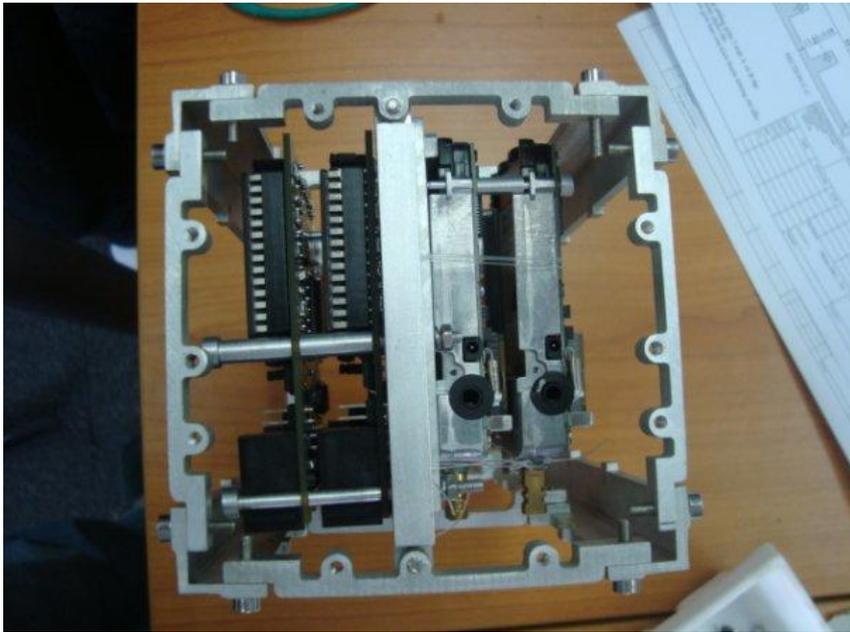
Réalisé avec:

- un ressort fil
- pièce autobloquante
- couvercle

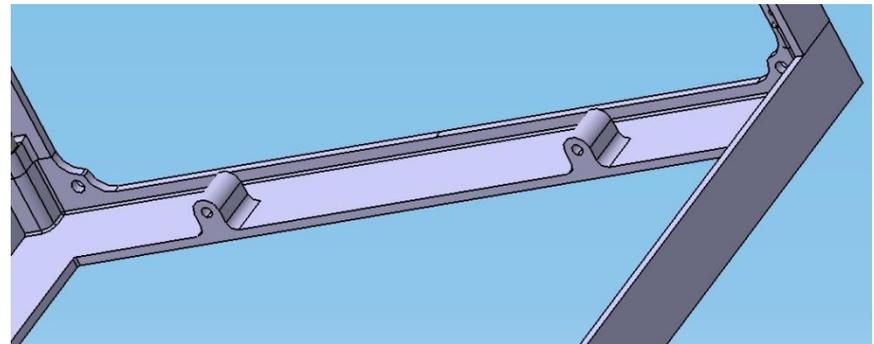
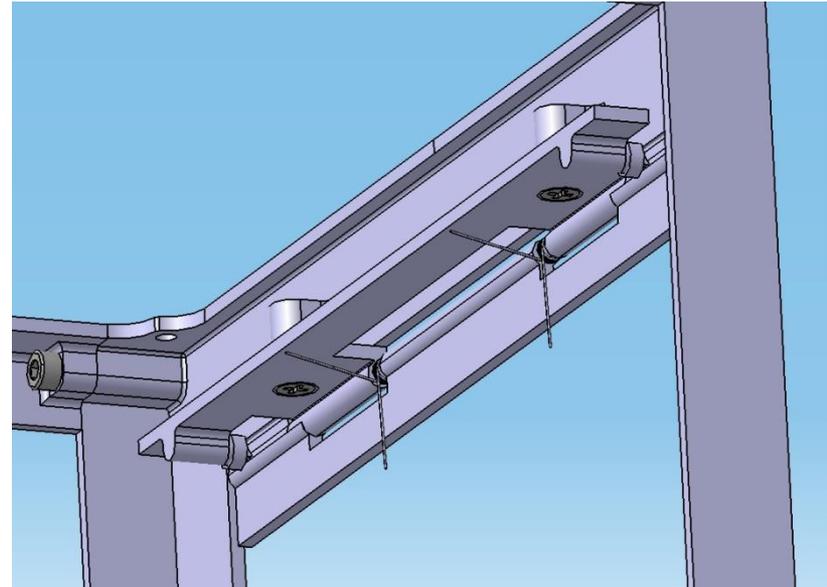


Charnière

Liaison avec la structure:



F-1 nanosatellite (FPT University – Hanoi, Vietnam)

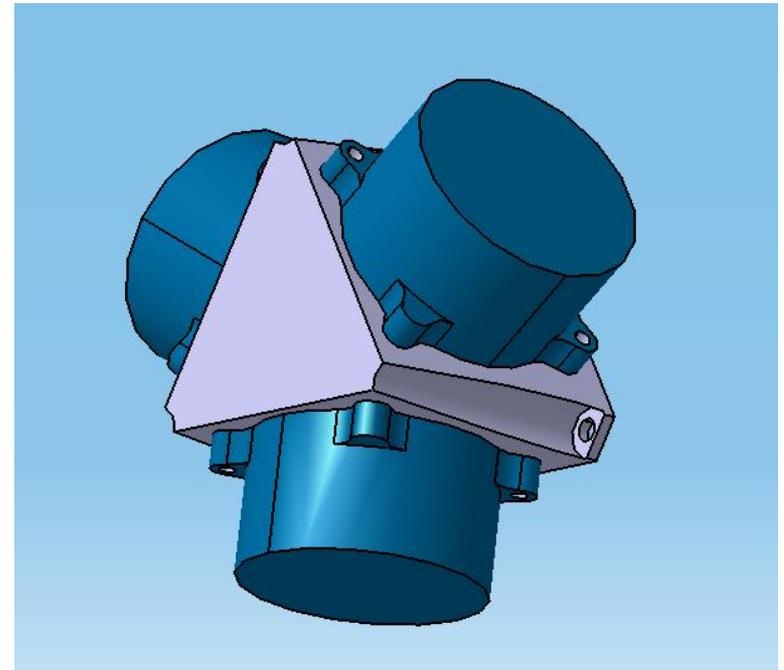
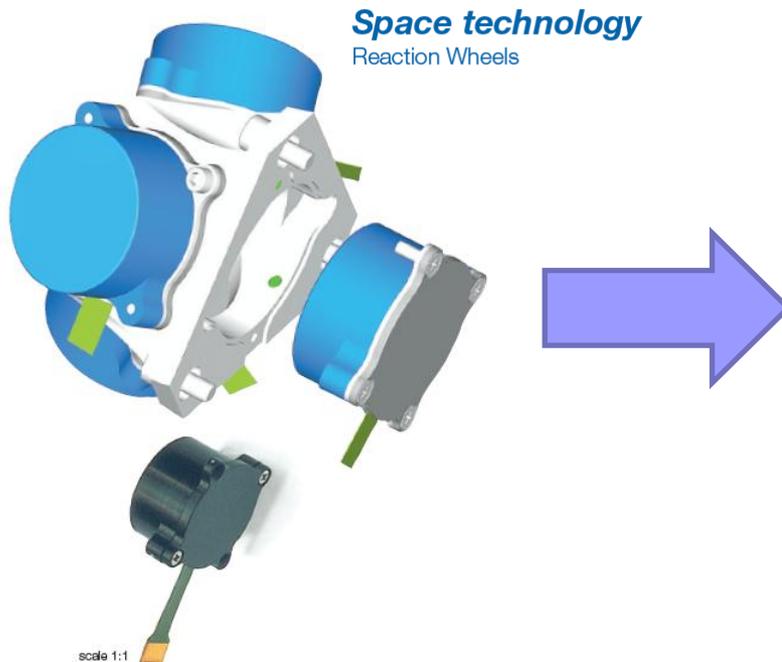


Sous systèmes

- Problématiques

- Manque de maquettes CAO

- Manque de détails dans les fiches techniques

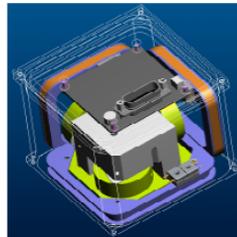


Sous systèmes

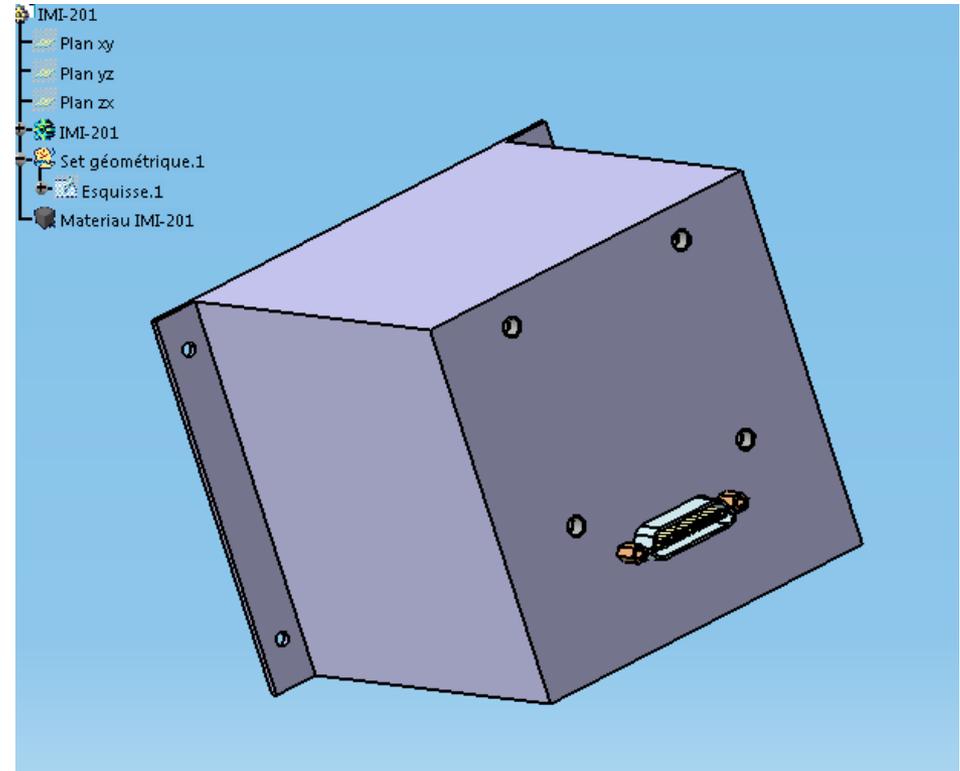


IMI-201 Specifications

Momentum Storage:	0.02 Nms
Maximum Torque:	5 mNm
Command and TLM:	RS-232
Power Supply:	12 vdc @ 400 ma
Dimensions:	3" x 3" x 3" (27 in ³)
Weight:	1.6 lb



IMI-200



05-16-07

Conclusion

- Travail réalisé
 - Conception de l'ossature
 - Charnière
 - Modélisation 3D des sous-systèmes
- Travail restant
 - Remplissage des surface de la structure
 - Finition des panneaux solaires
 - Finition de l'intégration des sous-systèmes

