

Conception et réalisation du système de déploiement des antennes du nanosatellite OUFTI-1

Ing. J. WERTZ
Dr V. LENAERTS
GRAMME – Liège
Dr O. BRÜLS
Ir A. DENIS
Université de Liège

Le satellite OUFTI-1 est un CubeSat (par définition, satellite cubique de 10 cm d'arête et de maximum 1 kg) développé à l'Université de Liège. Cet article présente une première étude de la conception et de la fabrication des antennes de ce nanosatellite, ainsi que de leur système de déploiement. Le résultat du travail réalisé est un prototype possédant toutes les fonctions du système et ayant subi des tests sous vide.

Mots-clés : OUFTI-1, OUFTI, CubeSat, satellite, nanosatellite, antenne, déploiement, D-STAR, MECH, mécanisme.

The OUFTI-1 satellite is a CubeSat (a standard cubic satellite of 10 cm edge and 1 kg mass maximum) developed at the University of Liège. This article presents a first study about the design and realization of the nanosatellite antennas, as well as their deployment system. The result of the work is a prototype which includes all the system functions and which has been vacuum-tested.

Keywords : OUFTI-1, OUFTI, CubeSat, satellite, nanosatellite, antenna, deployment, D-STAR, MECH, mechanisms.

1. Introduction

1.1 Contexte

Le satellite OUFTI-1 est un CubeSat (par définition, satellite cubique de 10 cm d'arête) développé à l'Université de Liège dans un but éducatif. Sa mission est de tester le protocole de communication digitale D-STAR dans l'espace. Malgré sa petite taille, il doit contenir l'ensemble des équipements de base servant au bon fonctionnement d'un satellite traditionnel. Le système de communication en fait partie. Par conséquent, OUFTI-1 a besoin d'antennes. Celles-ci doivent être contenues dans l'espace alloué au CubeSat depuis son intégration dans le lanceur jusqu'à sa mise en orbite définitive. Ensuite, elles doivent être déployées pour assurer la communication.

Le sujet du travail de fin d'étude, réalisé par le premier auteur au cours de l'année 2008-2009, est la conception et la fabrication de ces antennes, ainsi que de leur système de rétention et de déploiement [1]. Cette partie du satellite constitue un sous-système appelé MECH (pour Mechanisms).

Les trois objectifs principaux du travail étaient :

1. La conception des antennes et de leur système de déploiement
2. La fabrication des antennes et de leur système de déploiement
3. Les tests.

1.2 Le projet OUFTI-1

OUFTI signifie Orbital Utility For Telecommunication Innovation. OUFTI-1 est le premier CubeSat développé à l'Université de Liège. Sa conception est réalisée par des étudiants provenant des principales écoles d'ingénieurs de Liège : l'Université de Liège, l'Institut Gramme et l'ISIL. La charge utile (payload) de ce nanosatellite est un émetteur-récepteur pour le D-STAR (Digital Smart Technology for Amateur Radio), un protocole de communication digitale. Ce sera le premier émetteur-récepteur spatial dédié à ce protocole.

Outre le D-STAR, une EPS (Electrical Power Supply) expérimentale développée en partenariat avec Thales Alenia Space ETCA et des cellules solaires haut-rendement (30%) fournies par Azur Space constituent les charges utiles secondaires du CubeSat.

Le projet a débuté en 2007 et OUFTI-1 devrait être envoyé sur une orbite elliptique basse par le vol inaugural du lanceur Vega fin 2010.

1.3 Les CubeSats

Le CubeSat est un concept développé depuis 1999 par la California Polytechnic State University (Cal Poly) et la Stanford University. C'est un format standard qui permet de développer des nanosatellites sans devoir concevoir l'interface avec le lanceur et le système de mise en orbite. Par définition, le CubeSat est un cube de 10 cm d'arête et de masse maximale de 1 kg.

L'interface utilisée entre le lanceur et le CubeSat est appelée POD (Picosatellite Orbital Deployer). Elle peut contenir jusqu'à trois CubeSats. OUFTI-1 utilisera le P-POD (Poly POD), développé par Cal Poly [2].

Le P-POD est une boîte rectangulaire en aluminium anodisé dans laquelle viennent prendre place les CubeSats (fig. 1). Lors de leur mise en place, les CubeSats compriment un ressort. Lors du déploiement, le ressort sert à éjecter les CubeSats qui glissent alors sur des rails internes.

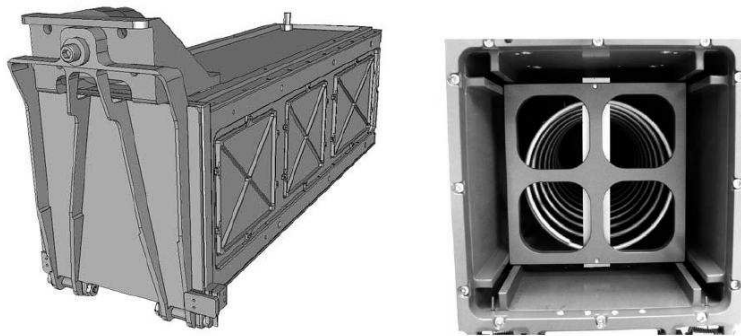


Figure 1 : P-POD [2]

Les spécifications requises pour les CubeSats, et donc pour OUFTI-1, sont définies dans le CubeSat Design Specification de Cal Poly [2]. Voici celles influençant le sous-système MECH :

- Dimensions (fig. 2) : 100 x 100 x 113,5 mm (en clair sur la figure). Ces dimensions doivent être vérifiées par les arêtes étant en contact avec les rails. En réalité, le volume disponible est plus grand car un

volume supplémentaire de 6,5 x 83 x 113 mm (en foncé) peut être utilisé sur chaque face parallèle au sens d'éjection du satellite.

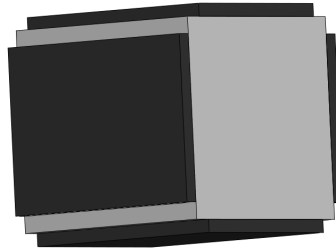


Figure 2 : Volume du CubeSat

- Masse : 1 kg maximum.
- Les dispositifs pyrotechniques ne sont pas autorisés.
- Aucun débris supplémentaire ne doit être produit.
- Les structures déployables doivent être contraintes par le CubeSat et ne peuvent en aucun cas être maintenues par la structure du P-POD.
- Les antennes peuvent être déployées 15 minutes après l'éjection du P-POD et les autres structures après 30 minutes.

2. Cahier des charges

2.1 Contraintes liées au spatial

Les contraintes subies par le système MECH peuvent être classées en deux catégories :

1. Les contraintes dues au lancement : il s'agit essentiellement des vibrations, des chocs et des accélérations engendrés lors du lancement. Le système développé doit satisfaire aux spécifications du lanceur VEGA [3].
2. L'environnement spatial : dans notre cas, la contrainte principale est le vide. En effet, l'orbite se situant au-dessus de 350 km d'altitude, la pression est inférieure à 10^{-7} mbar. Ce vide induit plusieurs contraintes pour le sous-système MECH, de nature thermique (pas de convection), mécanique (risque de microsoudure) et physique (dégazage).

2.2 Le kit Pumpkin

La structure (fig. 3) utilisée pour OUFTI-1 est fabriquée par la société Pumpkin [5].

Le matériau utilisé est de l'aluminium 5052. L'équipe OUFTI-1 a ainsi choisi de ne pas développer une structure en interne car un tel développement aurait nécessité un investissement en temps considérable. Cependant, ce choix induit des contraintes d'assemblage importantes étant donné que les ré-usinages ne sont pas souhaitables sur la structure Pumpkin. Seule la face supérieure, qui est amovible, pourrait être modifiée.

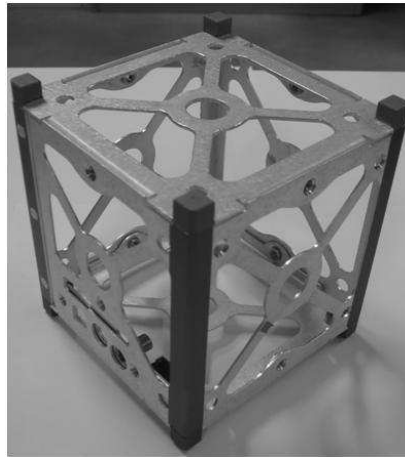


Figure 3 : Structure Pumpkin

2.3 Le sous-système MECH

Les communications entre le satellite et la terre utiliseront deux fréquences :

- La liaison montante utilisera une fréquence de 433 MHz
- La liaison descendante utilisera une fréquence de 145 MHz.

OUFTI-1 possède une antenne monopole $\frac{1}{4}$ d'onde par fréquence. Les longueurs de celles-ci sont 173 mm (433 MHz) et 517 mm (145 MHz). Ces deux antennes doivent être contenues dans le volume alloué pour le lancement. Leur déploiement ne peut être effectué que 15 minutes après la mise en orbite. La fonction du sous-système MECH est de fournir ces antennes ainsi que leur système de rétention et de déploiement.

Le sous-système MECH interagit avec la majorité des autres sous-systèmes du CubeSat. En effet, il doit être intégré à la structure du satellite (encombrement, masse et fixation), répondre à des critères thermiques (nature et couleur des matériaux) et ne pas perturber le contrôle d'attitude (phénomènes magnétiques et dynamiques). Il doit également tenir compte de la puissance électrique disponible (déploiement) et des connections avec l'électronique de contrôle et de télécommunication.

2.4 Evolution des spécifications

Les contraintes et les interactions n'étaient pas entièrement définies au début du projet, elles ont changé et évolué durant toute la phase de conception du système de déploiement. Cette phase de conception a débuté au mois d'août 2008 et des changements dans les contraintes et les interactions, parfois radicaux, sont encore survenus début avril 2009. Ci-après sont présentées les spécifications au début du TFE (août 2008) et à la fin du TFE (mai 2009).

Août 2008 : définition des contraintes de départ

- Budget de masse : 43 g
- Espace alloué : épaisseur de 6,5 mm au-dessus de la face supérieure. Cet espace est représenté en foncé sur la figure 4.
- Avantage : c'est la seule face de la structure pouvant être modifiée, donc l'intégration est facilitée.
- Inconvénient : les pieds constituent des obstacles potentiels pour le déploiement.



Figure 4 : Espace MECH (août 2008)

Mai 2009

Pour diverses raisons techniques, l'espace dédié au sous-système MECH est modifié et il se situe maintenant sur la face contenant les ports électroniques. En plus du système de déploiement, des résistances adhésives doivent être placées sur cette face pour des critères thermiques et le trou central ne peut être obstrué. L'espace alloué est représenté en foncé sur la figure 5. Le volume est de 85x70x4 mm et le budget de masse est désormais de 53g. Le fait de ne pas pouvoir modifier la structure de cette face est également une nouvelle contrainte.

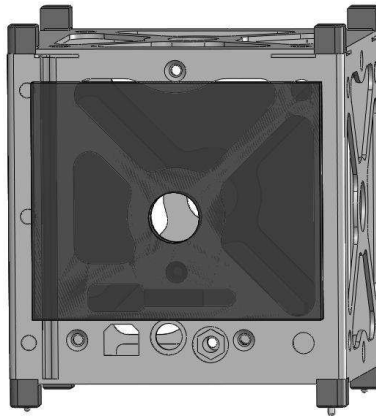


Figure 5 : Espace MECH (mai 2009)

3. Conception du système

3.1 Méthode de travail

Tout au long du projet, le principe KISS (Keep It Simple, Stupid) a guidé la réflexion et les décisions. En effet, l'objectif étant d'avoir un dispositif fiable à 100% ("zéro défaillance"), c'est en restant simple qu'on a le plus de chance d'y parvenir. Par conséquent, un seul mot d'ordre "simplicité et robustesse". La figure ci-dessous représente la méthode de travail appliquée tout au long du TFE.

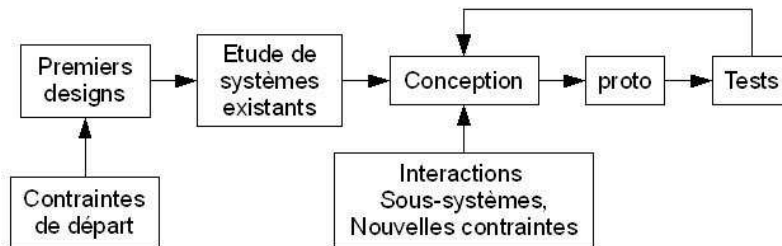


Figure 6 : Méthode de travail

Une phase de design (de créativité) a été effectuée avant l'étude des systèmes existants. Cette manière de procéder permet de garder un bon esprit d'abstraction et de laisser libre cours à son imagination. On a choisi de réaliser des tests le plus tôt possible dans la démarche de conception. L'objectif est ainsi de détecter et de corriger les éventuels problèmes au fur et à mesure et d'éviter de s'engager trop loin sur une fausse route. Il faut également garder à l'esprit que tout changement de conception peut avoir des conséquences non-négligeables sur les autres sous-systèmes. Par conséquent, plus on approche du design final, moins les changements doivent être importants.

3.2 Design général

Différents systèmes de déploiement ont été imaginés pour OUFTI-1 en fonction de l'évolution des spécifications. Ceux-ci ont en commun les composantes de base suivantes :

- Deux antennes : lors du lancement, elles doivent être retenues dans l'espace alloué au CubeSat dans le Picosatellite Orbital Deployer. Ce dernier ne peut pas être utilisé pour leur maintien. Les antennes doivent être connectées à la carte de communication. L'impact de leur déploiement et de leur fonctionnement sur le contrôle d'attitude doit être minimisé. Leur durée de vie doit être supérieure à la durée de fonctionnement du satellite.
- Un support : cette pièce constitue l'interface mécanique entre les antennes, leur système de déploiement, et la structure du CubeSat. Il doit répondre aux spécifications structurelles et thermiques. Sa durée de vie doit être supérieure à la durée de fonctionnement du satellite.
- Un fil de rétention du mécanisme : il doit pouvoir résister à toutes les sollicitations depuis l'intégration jusqu'à 15 minutes après la mise en

orbite. Une fois sectionné, les antennes doivent se déployer d'elles-mêmes par retour élastique. Le fil n'interagit avec aucun des autres sous-systèmes.

- Un couteau thermique : sa fonction est de sectionner le fil de rétention. Il est constitué d'un fil métallique dans lequel passe un courant électrique. Une élévation de température est donc obtenue par effet Joule. L'objectif est de faire chauffer le fil de rétention au-dessus de sa température de fusion. L'alimentation électrique du couteau thermique est fournie par les batteries et est commandée par l'ordinateur de bord. Son temps d'utilisation étant réduit (quelques secondes), son impact thermique sur l'ensemble du CubeSat est négligeable. Concernant sa résistance mécanique, il doit pouvoir résister aux sollicitations depuis l'intégration jusqu'au déploiement.

La figure 7 représente les composantes du sous-système MECH, ainsi que leurs principales interactions avec les autres sous-systèmes.

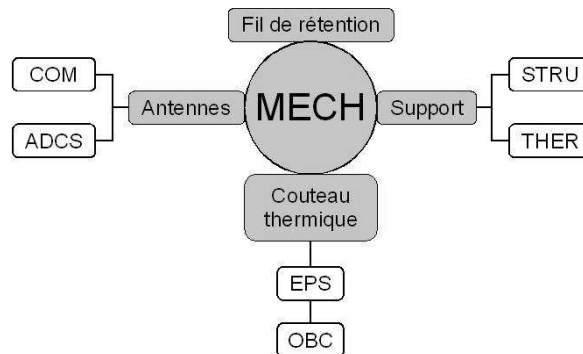


Figure 7 : Eléments du système MECH

3.3 Système réalisé

Design général

Le système présenté dans cet article est celui retenu à la fin du TFE. Il consiste à enrouler les antennes autour d'un guide et à les maintenir par un fil. Lors du déploiement, ce fil est sectionné et les antennes se déploient par retour élastique.

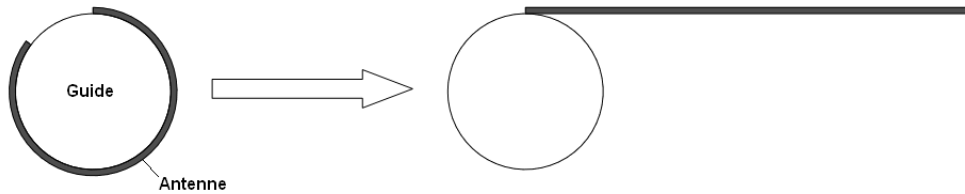


Figure 8 : Design général, principe

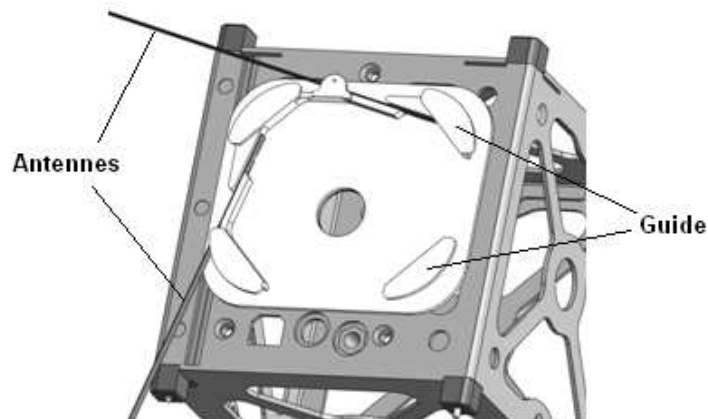


Figure 9 : Design général, système réel

Support des antennes

Le support est l'interface entre la structure de Pumpkin et l'ensemble du sous-système des antennes. Il doit fournir un moyen de fixation aux antennes, au couteau thermique et au fil de rétention. La principale difficulté est la disposition de ces différents composants.

La première étape avant d'affiner le design est de choisir le matériau. En effet, de ce choix dépendent bon nombre de paramètres de fabrication et d'assemblage. Outre cet aspect de réalisation, plusieurs paramètres physiques importants doivent être pris en compte : la densité, la température d'utilisation (entre -40°C et $+60^{\circ}\text{C}$) et la composition (risque de dégazage). Dans un premier temps, l'Ertacetal H (POM) avait été choisi. Ce polymère, deux fois plus léger que l'aluminium, fournissait directement l'isolation électrique entre les antennes et la structure. Cependant, suite à l'ajout de résistances adhésives destinées à la dissipation d'énergie, ce matériau a été

écarté. Le choix s'est alors orienté vers l'aluminium. Celui-ci ne fournissant plus directement une isolation électrique des antennes, plusieurs solutions ont été imaginées et c'est celle de l'anodisation du support qui a été retenue.

La structure ne pouvant pas être modifiée, deux solutions ont dès lors été envisagées pour la fixation du support : le collage et le clamage. Le collage est la solution utilisée pour la fixation des panneaux solaires sur la structure, mais n'a pas été retenu pour la fixation du support car un système démontable était préférable à ce niveau. Les solutions pour le clamage sont représentées ci-dessous.

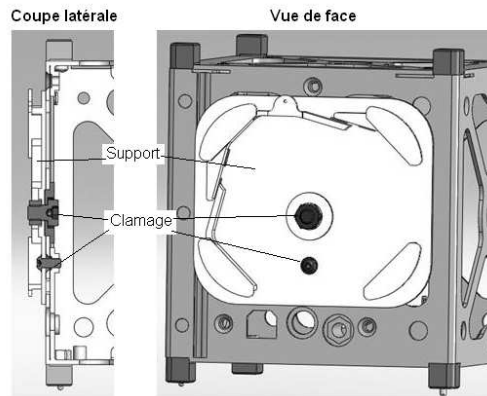


Figure 10 : Clamage 1

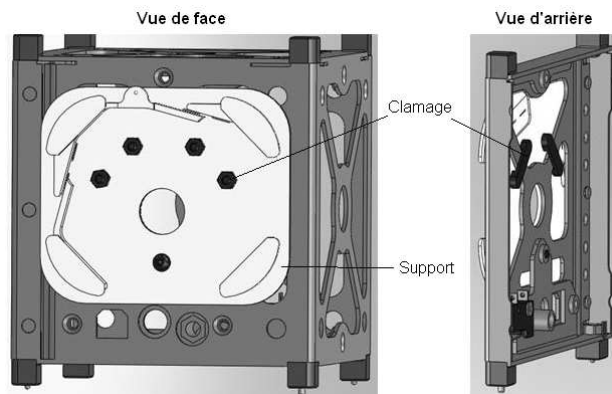


Figure 11 : Clamage 2

La première solution (fig. 10) est valable si le trou central peut être obstrué. La seconde (fig. 11) permet de le garder libre, mais nécessite plus d'éléments d'assemblage.

Antennes

Les antennes semblent être les pièces les plus simples du système. Cependant, plusieurs contraintes dictent le choix du matériau utilisé :

- Conductivité électrique : le principe d'une antenne étant de créer des ondes électromagnétiques, elle doit être constituée d'un conducteur électrique.
- Magnétisme : le contrôle d'attitude étant basé sur les phénomènes magnétiques, les antennes doivent éviter tant que possible de créer des perturbations magnétiques. Un matériau amagnétique est le meilleur moyen d'y parvenir.
- Plasticité : afin d'avoir une communication optimale, les antennes doivent rester les plus droites possible lorsqu'elles sont déployées. Celles-ci étant enroulées lors du lancement, le phénomène de déformation plastique doit être évité.

Le choix du matériau se fera donc selon sa résistivité électrique, ses propriétés magnétiques, sa limite élastique et son module de Young.

Le choix de la section des antennes est délicat. L'objectif est de maximiser la rigidité tout en permettant un enroulement et en restant dans le domaine élastique. La section rectangulaire semble la plus appropriée. Et les dimensions choisies pour celle-ci sont 0,25 mm x 2,8 mm.

Après une recherche des produits potentiellement utilisables pour les antennes, deux matériaux ont été retenus : le cuivre-béryllium et le Phynox. Notre choix s'est finalement porté sur le cuivre-béryllium. En effet, il satisfait à l'ensemble de nos critères et, d'après notre fournisseur [6], il est nettement moins cher que le Phynox. Les antennes étant enroulées avant le déploiement, leurs surfaces sont en contact. Afin d'écartier le risque de microsoudure, une bande de kapton sera posée sur la face interne de l'antenne par rapport à l'enroulement. Cet isolant garantit également une isolation électrique et permet donc une utilisation des antennes en cas de défaillance du système de déploiement.

La méthode d'assemblage utilisée est le pliage (fig. 12). Suite au pliage de ces pattes, les antennes sont fixées fermement dans le support. Une colle sert de joint afin de combler les jeux, ce qui permet d'obtenir un assemblage plus rigide. Ce principe est relativement simple. Malgré la simplicité du concept, le rayon de courbure est délicat à mettre en œuvre (environ 1,3 mm). Par conséquent, d'autres solutions sont étudiées actuellement.

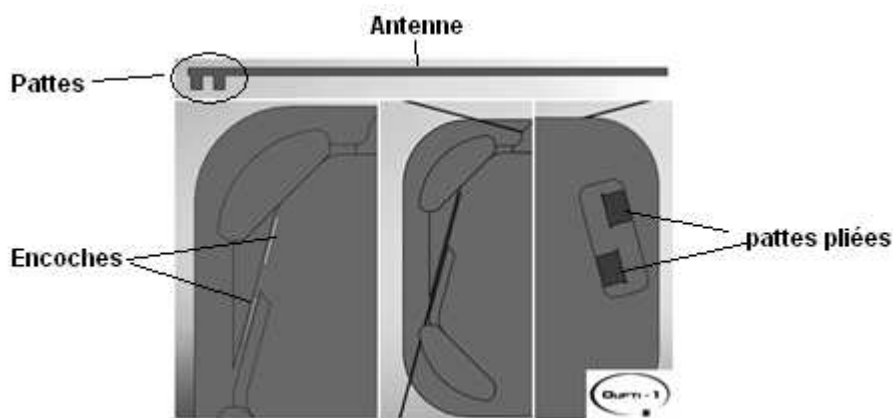


Figure 12 : Assemblage des antennes

Fil de rétention des antennes

Le choix du fil de rétention des antennes est fonction de deux critères :

1. Résistance mécanique : le fil doit pouvoir résister à toutes les sollicitations mécaniques depuis l'intégration jusque 15 minutes après la mise en orbite. Les contraintes à prendre en compte pour ce critère sont les vibrations, les chocs et la tension due à l'enroulement des antennes.
2. Température de fusion : le fil étant sectionné thermiquement, sa température de fusion doit être la plus basse possible. Effet, la puissance électrique disponible étant limitée, celle de chauffe l'est aussi.

Deux polymères disponibles sous forme de fil ont été comparés : le nylon 66 (polyamide) et le Dyneema (fibre de polyéthylène) (tab. 1).

	Nylon 66	Dyneema
Masse volumique (g/cm ³)	1,13	0,97
Contrainte de rupture en traction (N/mm ²)	80	2200
Température de fusion (°C)	260	144 – 152

Tableau 1 : Comparaison de matériaux pour le fil de rétention

Le Dyneema possède une meilleure résistance à la rupture et une température de fusion plus basse que celle du nylon. Par conséquent, il est sélectionné pour notre application. Afin d'ajouter un facteur de sécurité, un fil multibrins a été préféré à un monobrin.

Couteau thermique

La fonction du couteau thermique est de sectionner le fil de rétention des antennes. Il doit donc fournir assez d'énergie pour permettre au Dyneema d'atteindre sa température de fusion. Cette énergie est fournie sous forme électrique. Elle est ensuite convertie en énergie thermique par effet Joule. Il existe deux types de composants pour réaliser notre couteau thermique : une résistance d'électronique ou un fil de métal. Le tableau 2 compare ces deux solutions.

	Résistance d'électronique	Fil de métal
Avantages	- Facilité d'assemblage/soudage. - Pas de changement de dimensions pour des résistances du même ordre de grandeur.	- Toutes les propriétés (thermiques, électriques et mécaniques) sont connues précisément.
Inconvénients	- Risque de dégazage dû à la peinture. - Propriétés thermiques précises inconnues. - Propriétés mécaniques inconnues.	- Les dimensions sont fonction de la résistance voulue.

Tableau 2 : Comparaison des types de couteaux thermiques

Il a été décidé d'utiliser un fil de métal. Le catalogue de Goodfellow[4] a servi de base à la recherche du matériau.

La première sélection a été réalisée selon deux critères :

1. Courant électrique minimum : pour une même puissance, le courant doit être le plus faible possible. Pour rappel, on a

$$I = \sqrt{\frac{P}{R}} \text{ et } R = \frac{\rho \times L}{S}$$

où 'I' est le courant, 'P' la puissance, 'R' la résistance, 'ρ' la résistivité, 'L' la longueur et 'S' la section.

Par conséquent, pour la même puissance, le courant diminue lorsque la résistivité et la longueur augmentent, et lorsque la section diminue.

2. Pertes par conduction thermique minimales : pour une même puissance, les pertes par conduction thermique doivent être les plus faibles possible. Pour rappel, on a

$$P = k \times \frac{\Delta T}{L} \times S \Rightarrow \Delta T = \frac{P \times L}{k \times S}$$

où 'k' est la constante de Boltzmann et 'T' la température.

Par conséquent, pour la même puissance, la différence de température augmente (donc les pertes par conduction diminuent) lorsque la conductivité thermique et la section diminuent, et lorsque la longueur augmente.

La résistivité et la conductivité étant les deux seuls paramètres dépendant du matériau, ce sont sur eux que la sélection se base. Il faut donc la plus grande résistivité et la plus faible conductivité thermique possible. Le tableau 3 compare les matériaux potentiellement utilisables pour le couteau thermique.

Alliage	Nichrome	Chromaloy O	Hastelloy C276	Ti/Al/V	Constantan
Composition	Ni80/Cr20	Fe75/Cr20/ Al5	Ni57/Mo17/ Cr16/Fe/W/ Mn	Ti90/Al6/V4	Cu55/Ni45
Conductivité thermique (W/m.K)	14,3	16	12,5	5,8	19,5
Résistivité (μΩ.cm)	108	137	125	168	52
Température de fusion (°C)	1400	1500	1270	1600	1225
Limite de rupture ⁹ (N/mm ²)	650 - 1100	650	550 - 900	1035-1410	400-590

Tableau 3 : Comparaison des matériaux pour le couteau thermique

L'alliage de titane a été choisi pour notre application. Le matériau ayant été déterminé, il faut choisir son diamètre, ce qui influence directement le fonctionnement du couteau thermique. Un exemple utilisant un fil de 1 cm de long avec une température de 400°C en son centre et de -60°C à ses extrémités illustre cette influence (fig. 13). Les pertes par radiation étant fonction de la surface d'échange, le diamètre du fil a également un impact non-négligeable sur celles-ci.

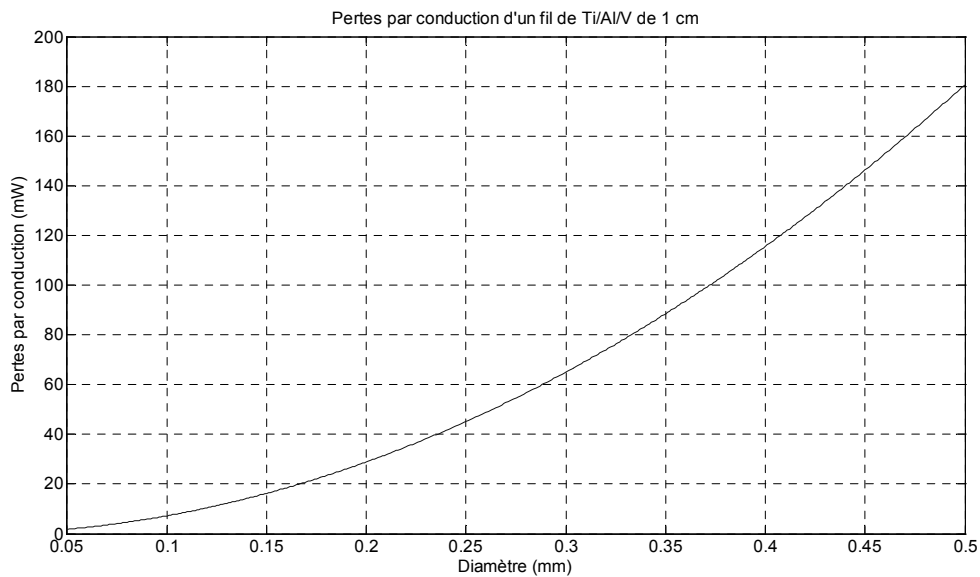


Figure 13 : Pertes par conduction du fil de titane en fonction du diamètre

La résistance électrique fut également un argument pour le choix du diamètre. En effet, le courant disponible étant limité, il faut dissiper un maximum de puissance dans le couteau thermique afin d'utiliser au mieux l'énergie fournie. Par conséquent, pour un courant donné, il faut avoir la plus grande résistance possible. La figure 14 illustre l'influence du diamètre sur la résistance. Cette influence est particulièrement marquée pour les faibles diamètres qui nous intéressent.

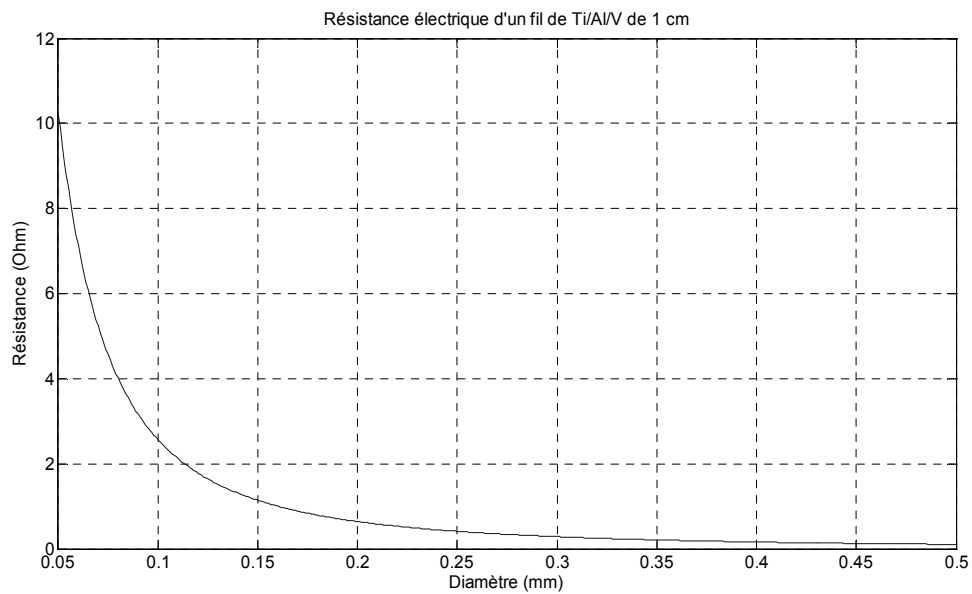


Figure 14 : Résistance électrique du fil de titane en fonction du diamètre

Finalement, en tenant compte des possibilités du marché, le diamètre choisi pour le fil de titane est de 0,1 mm.

Suite au choix du matériau du couteau thermique, une estimation de la puissance nécessaire pour faire fondre le fil de Dyneema a été réalisée. La puissance théorique pour compenser toutes les pertes d'énergie dans le système dans le cas le plus critique (à -60°C) est évaluée à 100 mW. Par conséquent, le courant minimum dans le couteau thermique doit être de 200 mA.

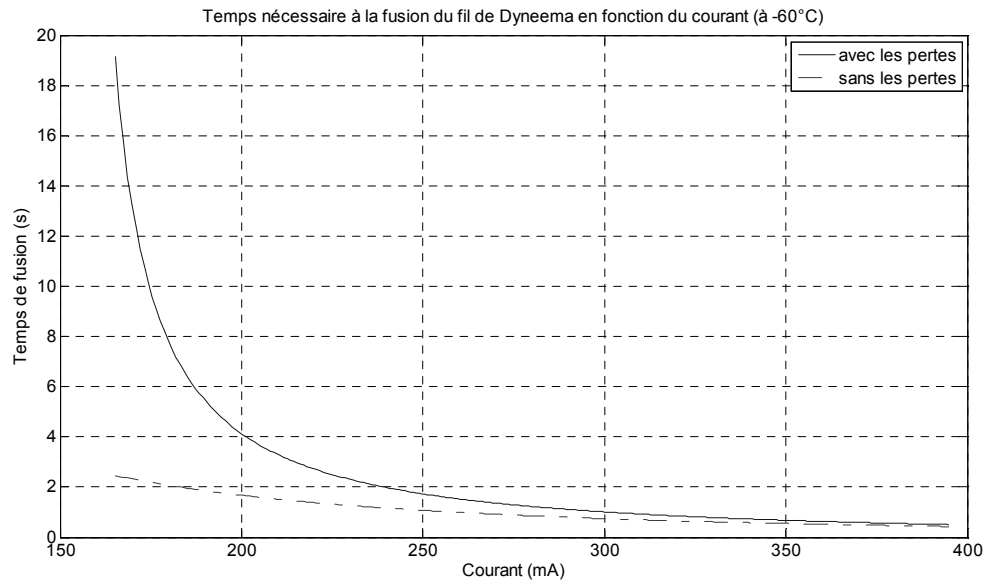


Figure 15 : Temps de fusion du fil de rétention en fonction du courant dans le fil de titane

L'assemblage du couteau thermique se fait par soudure sur un PCB électronique (fig. 16) qui est lui-même fixé sur le support des antennes.

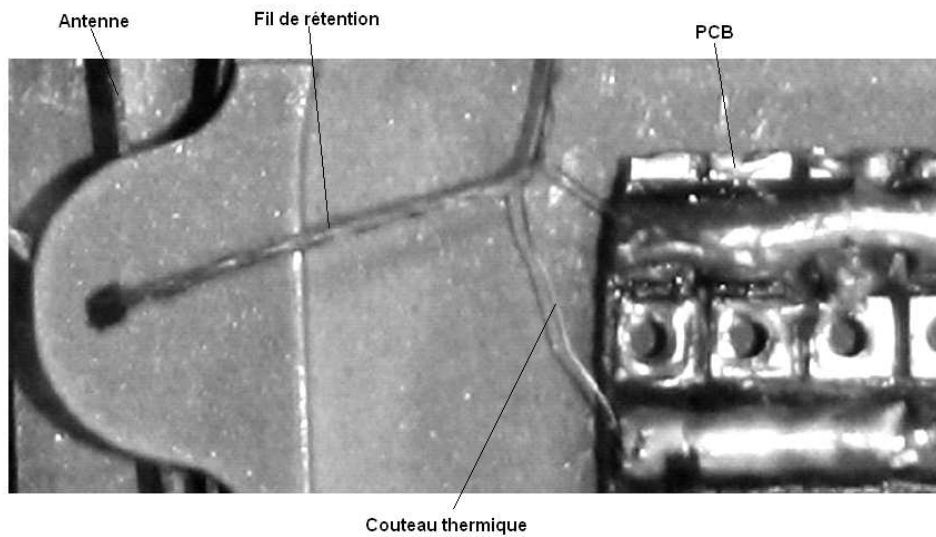


Figure 16 : Couteau thermique et fil de rétention

Effet du déploiement sur le contrôle d'attitude

L'énergie utilisée pour enrôler les antennes est libérée lors du déploiement sous la forme d'une contrainte à leurs encastresments. Par conséquent, un couple est engendré sur le satellite et perturbe le contrôle d'attitude. Une première estimation de cette perturbation a été réalisée sur base d'un modèle éléments-finis SAMCEF par des étudiants de deuxième Master en Aérospatiale de l'ULg dans le cadre du cours de structures déployables. D'après cette estimation, les perturbations transitoires de l'attitude du satellite ne sont pas négligeables. Une étude plus approfondie devra être réalisée.

État du sous-système MECH à la fin du TFE

Le tableau 4 reprend les éléments principaux du sous-système de déploiement des antennes, ainsi que leurs caractéristiques globales. Les masses présentées dans ce tableau ne tiennent pas compte des éléments d'assemblage.

Élément	Matériau	Assemblage	Masse (g)
Support des antennes	Al/Mg3	Clamage ou collage	27,23
Antennes	Cu/Be2	Pliage	3,46 et 1,25
Fil de rétention	Dyneema	Noeuds et vis de réglage	0,002
Couteau thermique	Ti90/Al6/V4	Soudé sur un PCB lui-même vissé sur le support des antennes	0,001

Tableau 4 : Récapitulatif des éléments du sous-système MECH

Le budget de masse pour le sous-système était de 43 g au mois d'août 2008. En mars 2009, il est passé à 53 g. Actuellement, le système de déploiement n'étant pas achevé, sa masse totale et précise n'est pas déterminée. Cependant, l'ensemble des éléments de base du sous-système représentant une masse de 32 g, on peut estimer à 20 g le budget de masse disponible pour les éléments d'assemblage et les connexions avec les autres sous-systèmes.

La figure 17 représente le sous-système MECH avec les antennes en configuration "non-déployées" (avril 2009).

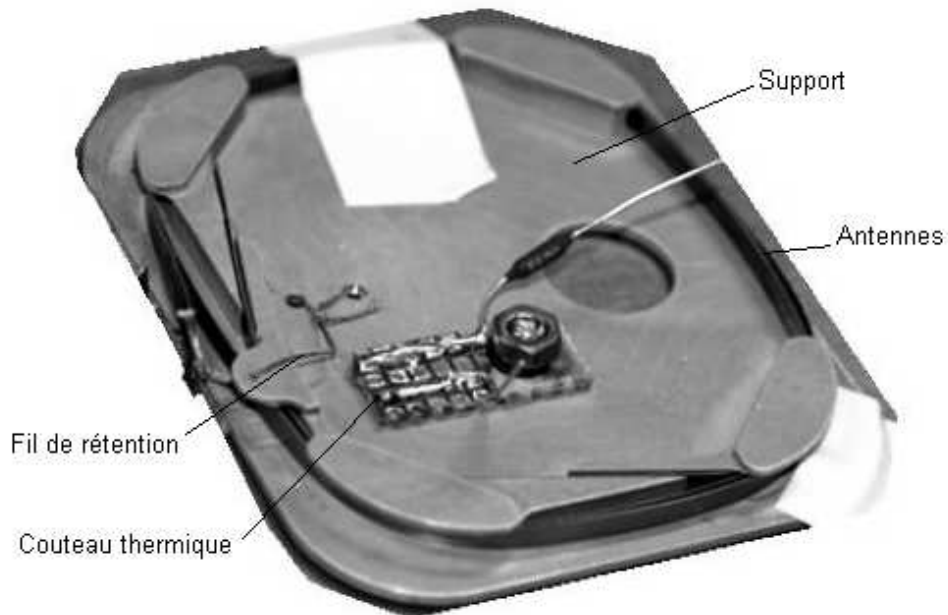


Figure 17 : Prototype de test (avril 2009)

4. Tests

4.1 Généralités

Trois types de tests doivent être effectués afin de valider le système :

1. Les tests mécaniques : ils doivent permettre de valider la résistance des assemblages, du fil de titane et du fil de Dyneema lors du lancement. Il s'agit de tests en vibrations et de tests de chocs.
2. Les tests thermiques sous vide : le but est de tester le fonctionnement du couteau thermique sous vide aux températures critiques, ainsi que de vérifier le bon fonctionnement du système.
3. Les tests d'intégration : ceux-ci consistent à valider les interactions avec les autres sous-systèmes.

Seuls des tests thermiques sous vide ont été effectués dans le cadre du TFE.

4.2 Tests thermiques sous vide

L'objectif est de tester le fonctionnement du couteau thermique sous vide dans le cas le plus critique. Ce-dernier se produit lorsque le satellite est à sa température la plus basse, -50°C selon les simulations thermiques. Cependant, des tests à la température la plus élevée du satellite doivent également être réalisés afin de vérifier le bon fonctionnement du couteau thermique dans toutes les conditions. Ces tests thermiques sous vide ont été effectués au Centre Spatial de Liège. La pression utilisée dans la cuve à vide est de 5.10^{-4} mbar et la température varie de -60°C à $+60^{\circ}\text{C}$ pour nos tests.



Figure 18 : Prototype dans la cuve à vide (focale 0,25)

Les dimensions de la cuve (focale 0,25) ne permettant pas un déploiement total des antennes, un système de détection a été imaginé en fonction de cette contrainte. En effet, le but étant de vérifier le fonctionnement du couteau thermique, un déploiement partiel est suffisant. L'idée a été d'utiliser la conductivité électrique des antennes. Le principe consiste à mettre une tension électrique à l'antenne et de mettre une pièce de métal isolée électriquement de celle-ci à la masse. Lors du déploiement, l'antenne vient en contact avec ce bout de métal et ferme le circuit électrique comme le fait un interrupteur. En mesurant la variation de tension aux bornes d'une résistance (R_{DA}) mise en série avec cet interrupteur, on peut détecter le déploiement.

La figure 19 présente le circuit électrique mis en place pour ces tests. En mesurant la tension aux bornes de R_{DC} , on peut déterminer le courant dans le couteau thermique (représenté par R_C).

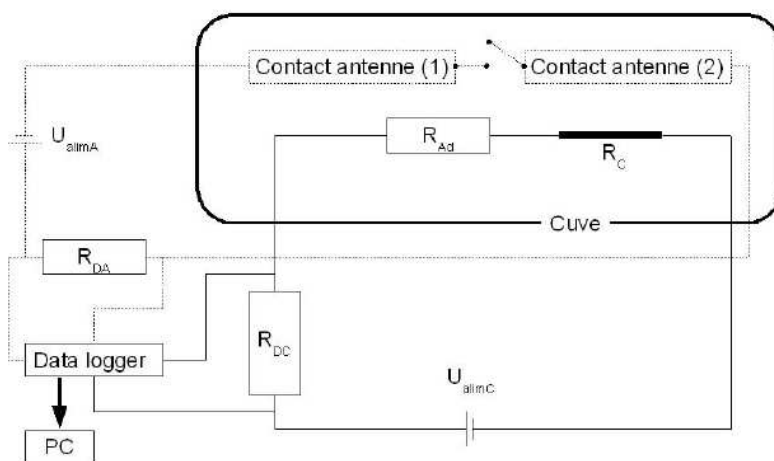


Figure 19 : Circuit électrique pour les tests sous vide

Suite à l'estimation théorique du courant minimal pour le déploiement, il a été décidé de commencer les tests avec un courant de 200 mA au niveau du couteau thermique. Si aucun déploiement n'est détecté après 1 minute, l'alimentation est coupée pendant 1 minute au minimum et est rallumée pendant 1 minute avec une augmentation en courant de 50 mA. Cette procédure "en palier" est répétée tant que le déploiement n'est pas détecté (avec une limite supérieure de 500 mA). Lorsque le déploiement est détecté, on affine les paliers et le courant de départ afin d'obtenir plus de précision.

Lors des tests à -60°C , le déploiement n'a pas été détecté. Cela s'expliquerait par des tolérances non-respectées lors de la fabrication des antennes, ce qui les amènerait à rester bloquées dans le guide suite à une différence de dilatation thermique. Cependant, des tests à -20°C et à $+60^{\circ}\text{C}$ ont pu être effectués sans perturbation par ce phénomène.

Les résultats obtenus lors de cette campagne de tests correspondent aux ordres de grandeur des estimations théoriques. En effet, à -20°C , le déploiement est détecté après 7 secondes avec un courant de 250 mA (fig. 20). À $+60^{\circ}\text{C}$, la détection se produit après 3 secondes avec un courant de 200 mA.

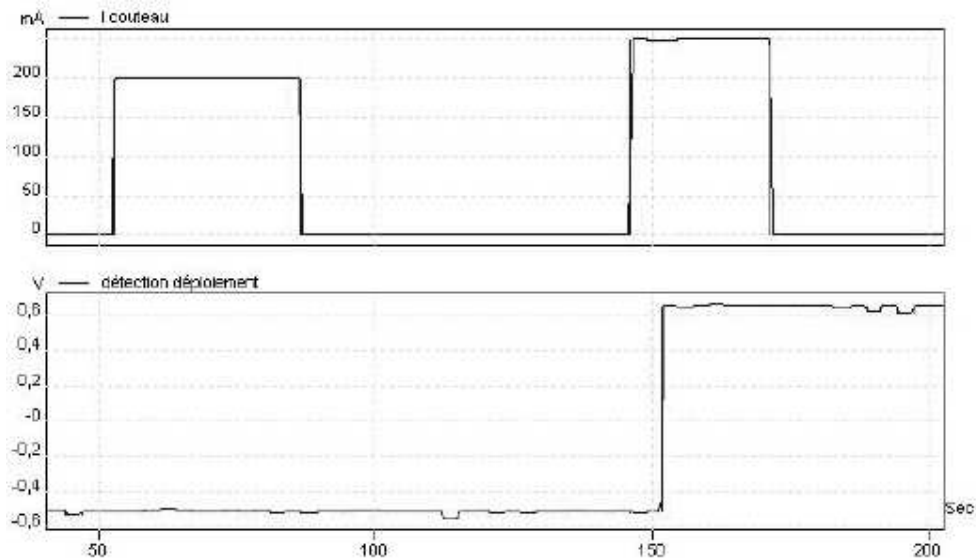


Figure 20 : Détection du déploiement

Malgré le problème de dilatation thermique à -60°C , on peut conclure que les tests sont positifs et que le système de déploiement fonctionne sous une puissance raisonnable pour le système d'alimentation.

5. Conclusions

La complexité du projet OUFTI-1 provient de sa multidisciplinarité. En effet, une part importante du travail a consisté à gérer les interactions et à trouver des compromis avec les autres sous-systèmes. Les changements de spécifications en cours de travail ont certainement été l'aspect le plus contraignant pour atteindre l'objectif de départ.

L'objectif global de ce TFE était de concevoir et réaliser les antennes du CubeSat OUFTI-1, ainsi que leur système de déploiement. Le travail consistait à réaliser le design de l'ensemble des éléments du système, puis de les fabriquer pour ensuite les tester. Cependant, suite aux nombreuses modifications des spécifications tout au long du projet, certains développements ont dû être revus et adaptés en cours de conception. Malgré cette difficulté, la plupart des éléments du sous-système ont été

complètement conçus, plusieurs prototypes ont été réalisés et des tests ont été effectués.

Le travail accompli permet d'avoir une vision détaillée de l'ensemble du sous-système MECH et de ses éléments. La majorité du travail de conception a été réalisée et l'aspect réalisation a été exploré en détail. La partie des tests a également été abordée.

Pour conclure, ce travail a permis d'acquérir une expérience dans un projet spatial et multidisciplinaire. Il met également en évidence l'importance de la complémentarité des compétences techniques dans les projets tels que les satellites. La communication est aussi un aspect à ne pas négliger afin que l'intégration finale de tous les sous-systèmes fonctionne. Enfin, ce travail démontre les spécificités d'un ingénieur industriel. En effet, en exploitant l'ensemble des compétences théoriques et pratiques acquises durant les 5 années d'études à l'Institut Gramme, l'ensemble des étapes (conception, fabrication et tests) menant à la réalisation d'un système mécanique complet ont pu être effectuées.

6. Références bibliographiques

6.1 Ouvrages

- [1] WERTZ J., *Conception et réalisation du système de déploiement des antennes du nanosatellite OUFTE-1*, Institut Gramme, 2009.
- [2] MUNAKATA Riki, *CubeSat Design Specification*, Rév. 11, California Polytechnic State University, 10/02/2008.
- [3] ESA, *CubeSat Educational Payload on the Vega Maiden Flight - Interface Control Document*, Rév. 4, 13/02/2009.
- [4] GOODFELLOW, *Standard Price List for All Alloys*, février 2009.

6.2 Sources Internet

- [5] CubeSat Kit, <http://www.cubesatkit.com>
- [6] Lamineries MATTHEY SA, <http://www.matthey.ch>
- [7] Site internet du projet : <http://www.oufti.ulg.ac.be>

7. Remerciements

Un remerciement particulier à l'Ir L. Halbach, au Dr G. Kerschen et au Dr J. Verly, les initiateurs du projet OUFTI-1 qui ont proposé un sujet intéressant au sein d'un projet motivant.

Enfin, merci à l'ensemble de l'équipe OUFTI-1 pour cette magnifique aventure technique et humaine !