

# **Analyses vibratoires numériques et expérimentales pour la qualification du nanosatellite OUFTI-1**

Ing. G. BODSON  
Dr V. LENAERTS  
GRAMME – Liège

*OUFTI-1 est le premier satellite étudiant belge à être mis en orbite. Son utilité est de tester le protocole de communication D-STAR, une carte de gestion d'alimentation expérimentale ainsi qu'un nouveau type de cellules solaires. Cet article présente les résultats des analyses vibratoires numériques et expérimentales qui ont été réalisées dans le cadre de la qualification du nanosatellite.*

*Mots-clés : OUFTI-1, CubeSat, super-éléments, vibrations aléatoires, SAMCEF, SPECTRAL, shaker.*

*OUFTI-1 is the first Belgian student satellite to be put into orbit. Its goal is to test the D-STAR communication protocol, an experimental (digitally-controlled) power supply and a new type of experimental solar cells. This article presents the results of the numerical and experimental vibration analyses that have been carried out for the qualification of the nanosatellite.*

*Keywords : OUFTI-1, CubeSat, superelements, random vibrations, SAMCEF, SPECTRAL, shaker.*

## 1. Introduction

### 1.1. Lancement de OUFTI-1

Afin de mettre OUFTI-1 sur orbite, il est nécessaire de pouvoir être à bord d'un lanceur tel que VEGA, SHTIL, SOYOUZ ou encore ATLAS.

Quatre possibilités de lancement dans les dates qui conviennent (2013) ont été repérées :

- VEGA : deuxième vol prévu pour le lancement du satellite PROBA V (ESA).
- FALCON-9 : lanceur américain.
- LONG MARCH : lanceur chinois.
- DNEPR : lanceur russe.

Comme le lanceur exact n'est pas encore déterminé, il faut dans l'immédiat s'assurer que OUFTI-1 pourra supporter toutes les spécifications de chacun des quatre cités ci-dessus. Ces dernières restent du même type (accélérations quasi-statiques, vibrations sinusoïdales, vibrations aléatoires et chocs) donc les spécifications les plus défavorables ont été prises pour les analyses.

### 1.2. Vue de l'assemblage

Cet article concerne l'analyse vibratoire du satellite. Il est donc important d'avoir une bonne vue globale de l'assemblage. Voici une courte description des principaux éléments constituant le satellite (fig. 1) :

- la structure CSK : c'est un cube en aluminium qui supporte tous les éléments internes ; elle est constituée d'un châssis en aluminium comportant quatre faces et de deux plateaux en aluminium pour fermer la structure. Les côtés du cube mesurent 100 mm.
- Les cartes électroniques et les connecteurs PC104 : il y a cinq cartes à bord de OUFTI-1 (de bas en haut : FM430, OBC2, EPS, xEPS et COM). Toutes sont basées sur le même modèle, à savoir un PCB de dimensions fixées sur lequel les composants sont soudés. Les différentes cartes sont interconnectées par l'intermédiaire des PC104.
- Le support de batterie : c'est une structure en aluminium qui supporte les deux batteries du satellite. Il est positionné de la même manière que les cartes électroniques.

- Les vis sans fin (endless screws) : quatre vis traversent l'intégralité de la structure sur sa hauteur afin de positionner les éléments internes au niveau de leurs coins. Ces vis sont directement fixées au plateau du dessous et maintenues au niveau des extrémités extérieures grâce à l'utilisation de « Midplane standoff ».
- Les positionneurs (spacer) : ce sont des cylindres creux que l'on glisse autour des vis sans fin afin de fixer l'espace (sur la hauteur) entre les composants internes.
- Le support d'antenne : permet de fixer l'antenne du satellite sur l'extérieur de celui-ci.
- Les panneaux solaires : ils permettent de charger le satellite.
- Les pieds (feet) : quatre pieds sont fixés aux quatre coins du plateau du dessous et quatre autres aux quatre coins du plateau du dessus.

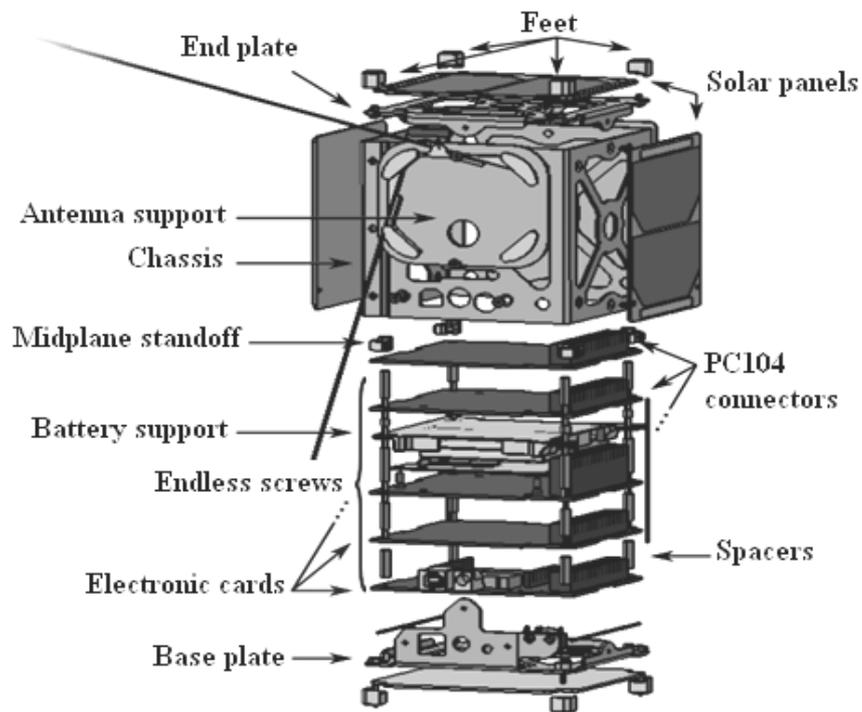


Figure 1 : OUFTI-1 en vue éclatée de CATIA ([1])

### **1.3. Cahier des charges**

L'objectif du travail est de s'assurer que OUFTI-1 soit mis en orbite sans avoir été endommagé préalablement par les vibrations subies durant le lancement. Pour cela, des analyses vibratoires numériques et expérimentales de OUFTI-1 seront faites. Les vibrations sont très néfastes pour le satellite, car elles peuvent conduire à des ruptures par dépassements de limites élastiques, déplacements excessifs et par fatigue. L'analyse se déroulera en deux phases.

Dans un premier temps, l'objectif est d'achever les analyses numériques sur SAMCEF. En effet, le point de départ de ce travail est le modèle éléments finis de SAMCEF qui est déjà pratiquement complet (il ne manque que la carte COM dont l'architecture n'est pas encore définitive et les panneaux solaires car les tests expérimentaux ont été réalisés sans qu'ils soient sur le satellite). Les analyses numériques se déroulent en quatre étapes : tout d'abord les accélérations quasi-statiques, ensuite les vibrations sinusoïdales, les chocs et finalement les vibrations aléatoires. Dans cet article, seuls les résultats des tests numériques aux vibrations aléatoires seront présentés étant donné que ce sont ceux qui ont présenté le plus de danger de ruptures

Dans un deuxième temps, l'analyse expérimentale du satellite sera réalisée sur shaker. Cela permettra de tester en conditions réelles la résistance du satellite.

Finalement les résultats des analyses numériques et expérimentales pourront être comparés afin de donner une première idée de la pertinence du modèle.

## **2. Modélisation de OUFTI-1 par super-éléments**

### **2.1. Introduction**

Le modèle récupéré était trop gourmand en termes de mémoire pour un PC normal dans le cadre des calculs par superposition modale dans SAMCEF.

La technique des super-éléments permet de réduire un modèle ou une partie de celui-ci à quelques-uns de ses nœuds, ce qui permet d'avoir des calculs beaucoup plus rapides.

## 2.2. La méthode de Craig et Bampton

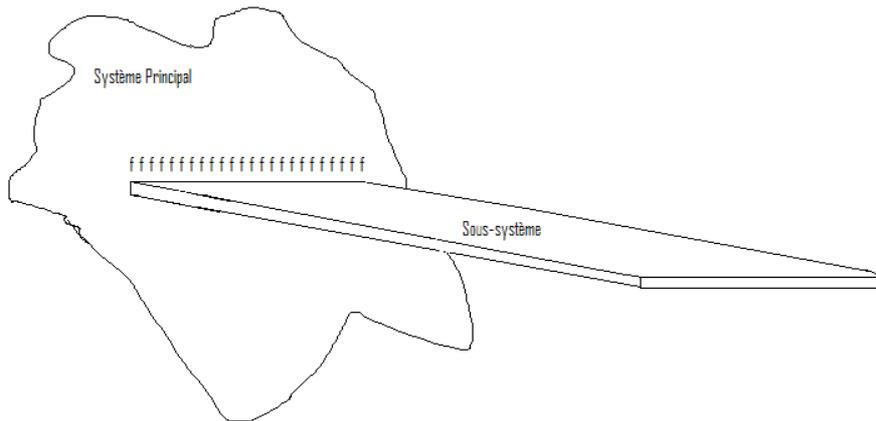


Figure 2 : Exemple d'application des super-éléments ([2])

La figure 2 montre un assemblage composé d'un système principal qu'il faut étudier et d'un sous-système. Il y a deux types de degré de liberté (au niveau du sous-système) :

- Les degrés de liberté de frontière ( $x_F$ ) : ce sont les degrés de liberté en contact avec le système principal.
- Les degrés de liberté internes ( $x_I$ ) : ce sont les degrés de liberté qui ne sont pas en contact avec le système principal.

Le comportement dynamique d'un sous-système vu par son interface peut être décrit de façon complète à l'aide de deux types d'informations :

- Les modes statiques résultant de sollicitations unitaires sur les degrés de liberté de frontière.
- Les modes de vibration de la sous-structure lorsque celle-ci est encastrée sur sa frontière avec le système principal.

Dans le cadre de SAMCEF, afin d'appliquer cette méthode, il faudra spécifier au logiciel quels sont les éléments de frontière ainsi que le nombre de modes de vibration à garder pour la sous-structure. Plus le nombre de mode de vibration conservé sera grand, plus la perte de précision inhérente à cette méthode sera faible.

### **2.3. Application des super-éléments à OUFTI-1**

Avant de se lancer dans la modélisation et dans la génération des super-éléments à proprement parler, il faut se demander comment diviser la structure et surtout quels nœuds conserver. Pour ce faire, il faut être vigilant sur les types d'assemblage utilisés mais surtout sur les limitations de la méthode en termes de précision. La limitation la plus importante concerne les éléments géométriques dont les nœuds doivent être conservés. Alors que la conservation d'un point ou d'une droite donne de très bons résultats point de vue comparaison modale, il s'avère (même dans les cas simples) que conserver une face ou un volume provoque de grosses imprécisions. Il faudra donc, lors de la construction du nouveau modèle, subdiviser OUFTI-1 en super-éléments assemblés entre eux à l'aide de points.

C'est en prenant en compte ces limitations que le nouveau modèle de OUFTI-1 a été élaboré.

### **2.4. Sous-structures sélectionnées**

Etant donné la limitation sur les géométries retenues, il a fallu sélectionner des sous-structures assemblées à l'aide de points uniquement. De plus chacune d'entre elles devaient être suffisamment légères au niveau mémoire pour qu'elles puissent toutes être analysées dans SPECTRAL. C'est ainsi que OUFTI-1 a été divisé en cinq sous-structures répondant à ces conditions. Il s'agit du plateau de dessus, du plateau du dessous avec les vis sans fin, du support de batterie, de l'assemblage des cartes et finalement du châssis.

### **2.5. Comparaisons de résultats d'analyses modales**

Il apparaît que le modèle avec les super-éléments correspond très bien avec le modèle complet composé des sous-structures à partir desquelles ils ont été générés. En effet, les fréquences propres calculées à partir des deux modèles (complet et assemblage de super-éléments) sont extrêmement proches les unes des autres avec des erreurs de l'ordre du millième de Hertz.

### **2.6. Conclusions**

Pour les calculs dans SPECTRAL et REPDYN (calculs par superposition modale), tous les super-éléments seront remplacés tour à tour par leurs

modèles initiaux afin que chaque sous-structure puisse être étudiée individuellement. Etant donné les écarts infimes constatés lors des comparaisons d'analyses modales, on peut affirmer qu'utiliser cette méthode n'induit pas de pertes de précision au niveau des résultats d'analyse.

### 3. Résultats des analyses numériques

#### 3.1. Les conditions limites

Lorsqu'on applique des charges sur une structure, il faut d'abord savoir comment cette dernière est restreinte. Dans le cas de OUFTI-1, ces conditions limites dépendent du P-POD (Poly Pico-satellite Orbital Deployer) dans lequel il est inséré (fig. 3). OUFTI-1 sera en réalité bloqué latéralement par des rails à l'intérieur du P-POD. Ces derniers appuient sur une partie des faces du satellite (voir les faces entourées sur la figure 4 par exemple). Il faudra donc restreindre ces faces. Chacune d'entre elles sera bloquée dans la direction perpendiculaire à son plan. Le satellite est aussi bloqué dans la dernière direction par ses pieds puisque le P-POD sera rempli au maximum (volume disponible : 100 mm x 100 mm x 300 mm). Peu importe la place qu'occupera OUFTI-1, ses pieds seront bloqués selon Z soit par une paroi du P-POD, soit par un autre satellite. Au final, dans nos simulations, nous aurons donc quatre blocages selon X et Y (les deux directions perpendiculaires aux faces latérales) et huit selon Z (directions perpendiculaires aux cartes électroniques).



Figure 3 : P-POD ([1])

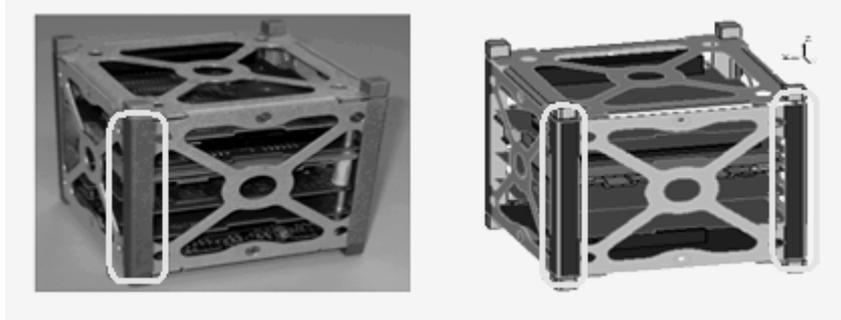


Figure 4 : Faces du satellite en contact avec les rails du P-POD ([1])

### 3.2. Les vibrations aléatoires

#### Introduction

Ces vibrations peuvent être dues à l'action du vent ou encore à l'extinction et au démarrage des moteurs où l'environnement perturbé est très sévère. En effet, le bruit acoustique peut atteindre 180 dB. Les spécifications sont données en termes de densité spectrale de puissance (PSD) dont la courbe de spécification enveloppe est présentée à la figure 5.

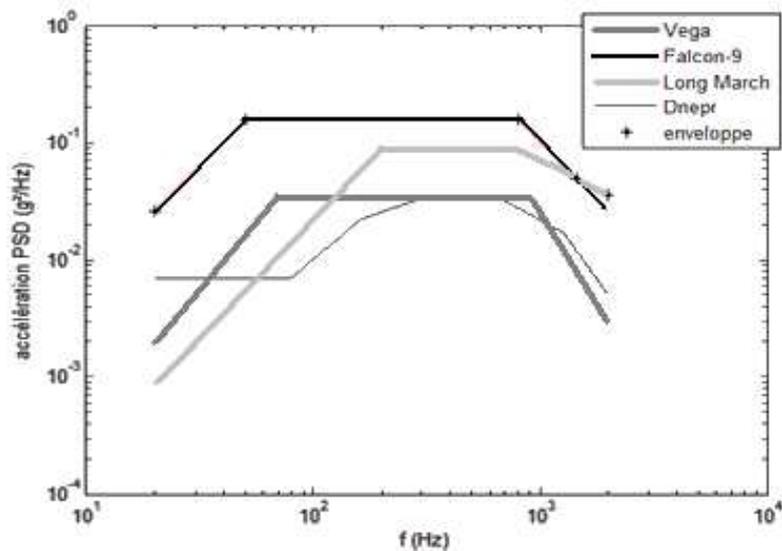


Figure 5 : Spécifications enveloppe pour les vibrations aléatoires ([2])

Au niveau des simulations, tous les points d'appuis ont été bloqués (pieds et faces en contact avec les rails d'insertion du P-POD) et l'amortissement modale a été fixé à 0,5% (contre 1% attendu en réalité) par sécurité. Les modèles avec super-éléments ont été utilisés ici puisque SPECTRAL (module de SAMCEF spécifique aux vibrations aléatoires) exige un espace mémoire très important pour ces calculs.

Pour ce qui est des vérifications à faire, il faudra s'assurer que les déplacements ne posent pas de problème d'encombrement, qu'il n'y ait pas de contraintes trop élevées par rapport aux limites élastiques des différents matériaux et finalement qu'il n'y ait pas de rupture par fatigue au niveau des PCB et du châssis.

Les réponses obtenues sont des courbes PSD (densité spectrale de puissance) de contraintes, déplacements, vitesses et accélérations. Pour obtenir des valeurs de comparaison en vibration aléatoire, il faut utiliser les valeurs RMS (Root Mean Square = aire en dessous des courbes). Toutefois, ces valeurs RMS ne sont que des moyennes et pas des valeurs maximales. Pour savoir quel critère « valeur de comparaison » utiliser, il faut reprendre la théorie de la distribution normale (fig. 6).

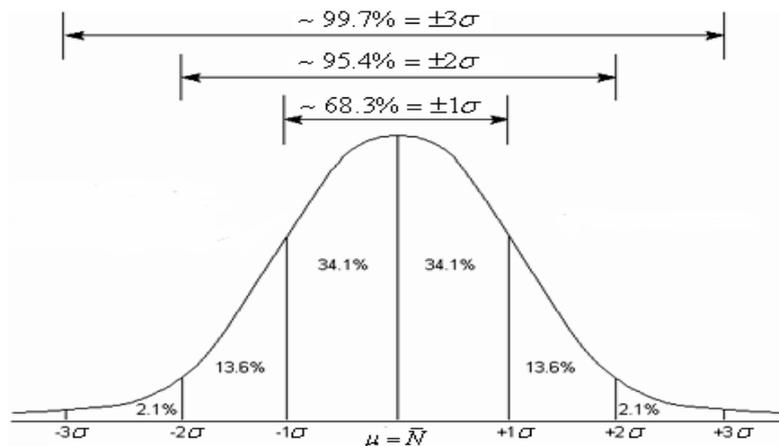


Figure 6 : Distribution normale ([3])

La figure 6 présente la densité de probabilité tracée en fonction de l'accélération instantanée sur l'accélération RMS. Voici les principales caractéristiques de ce graphique :

- l'aire totale en dessous de la courbe est égale à l'unité ;
- l'aire entre deux points d'abscisse représente la probabilité que l'accélération soit comprise dans l'intervalle considéré ;
- on voit donc sur le graphe que la probabilité pour que l'accélération instantanée soit, en module, plus petite que l'accélération RMS, est de 68,3% (95,4% pour 2 fois la valeur RMS et 99,73% pour 3 fois la valeur RMS).

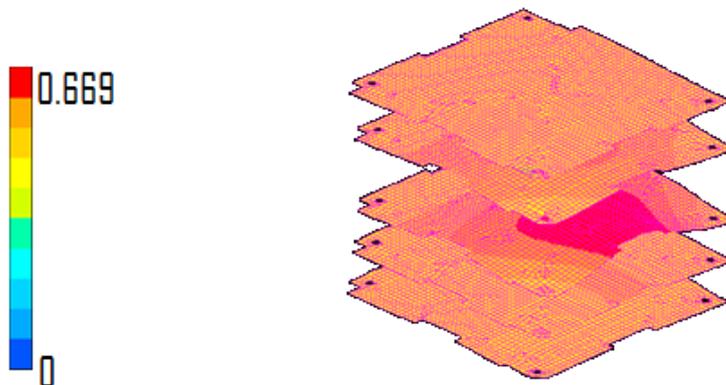
Pour les systèmes linéaires, les déplacements, forces et contraintes se manifesteront dans les mêmes proportions que l'accélération. Autrement dit, le déplacement maximum attendu sera de trois fois le déplacement RMS, la force maximale attendue sera de trois fois la force RMS et les contraintes maximales attendues seront de trois fois les contraintes RMS.

### *Les déplacements*

Direction	End plate	Base plate	Châssis	Vis	Support	PCBs
X	0,414	0,418	0,517	0,523	0,517	0,533
Y	0,449	0,452	0,449	0,452	0,449	0,515
Z	0,489	0,500	0,448	0,556	0,448	0,669

*Tableau 1: Déplacement RMS maximaux par élément ([2])*

Le tableau 1 présente les déplacements RMS maximaux (en mm) au sein des principaux éléments du satellite. C'est sur les PCBs, lors du chargement dans la direction Z, que l'on a le déplacement maximum de 0,669 mm. La figure 7 montre la répartition de ces déplacements.



*Figure 7 : Répartition des déplacements RMS au sein des PCB ([2])*

C'est sur l'EPS (carte centrale) que le déplacement RMS de 0,669 mm a lieu. Il faut donc s'attendre à  $0,669 \times 3 \approx 2$  mm de déplacement. Cela ne pose pas de problème direct, car l'écart entre l'EPS et le support de batterie est suffisant. Toutefois, il faudra veiller à ce qu'il n'y ait pas de composants trop haut sur cette zone.

En revanche, il y a deux zones qui présentent des risques : entre les côtés des cartes et le châssis (fig. 8) ainsi qu'entre la FM430 et le plateau du dessous (fig. 9). En effet, l'écart entre ces différentes zones n'est pas assez important et présente des risques réels de chocs, lorsque la structure sera mise en vibration, d'autant plus qu'il n'y a pas de découplage suffisant entre les éléments du châssis et les PCBs. Il faudra donc être particulièrement vigilant à ces zones lors des tests expérimentaux.

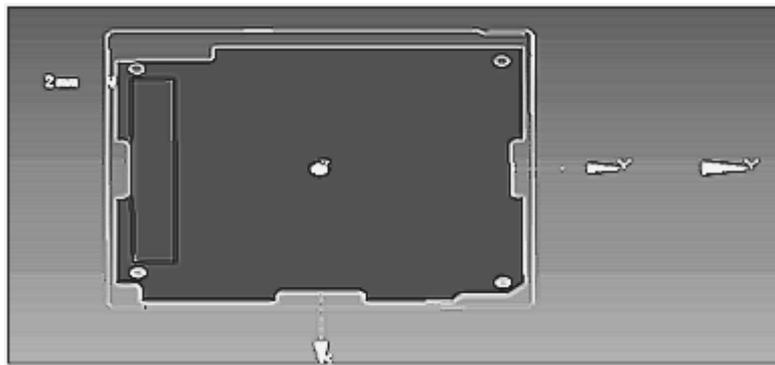


Figure 8 : Ecart entre les côtés des cartes et le châssis ([2])

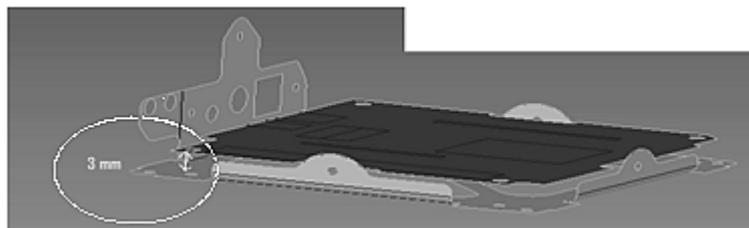


Figure 9 : Ecart entre la FM430 et le plateau du dessous ([2])

### ***Les pics de contrainte***

SAMCEF permet d'évaluer une contrainte maximum possible au sein d'une maille. C'est pourquoi, plutôt que de multiplier les contraintes RMS par 3,

le pic de contrainte a été utilisé pour les comparaisons. De plus, comme des calculs de durée de vie à la fatigue sont réalisés sur base de contraintes 3RMS, 2RMS et RMS, il était inutile de faire des vérifications de dépassement de limites élastique étant donné la méthode utilisée. En effet, le pic de contrainte est toujours entre 4 et 5 fois la valeur RMS avec une probabilité d'occurrence quasi nulle, ce qui rend ce critère extrêmement sévère. Les pics de contraintes maximum au sein des différents éléments du satellite sont présentés dans le tableau 2 (en MPA).

Direction	End plate	Base plate	Châssis	Vis	Support	PCBs
X	34.5	344	264	1548	97	152
Y	183	678	173	1264	68	177
Z	320	1008	321	1202	111	304

Tableau 2: Pics de contraintes maximaux sur les principaux éléments de OUFTI-1 ([2])

Les cases grisées indiquent que les contraintes induisent des marges de sécurité négatives, donc insuffisantes. La pertinence des résultats au niveau des vis sans fin, où les pics de contraintes sont les plus importants, sont à prendre avec précaution car ces dernières ont été modélisées à l'aide d'éléments poutres. Cela permet d'avoir une bonne précision au niveau du comportement dynamique de la structure mais certainement pas d'avoir des répartitions de contraintes cohérentes (car les filets et le frottement sur ces derniers ne sont pas pris en compte). Les figures 10 et 11 présentent respectivement la répartition des pics de contrainte au niveau du plateau du dessus et sur le châssis (chargement selon Z).

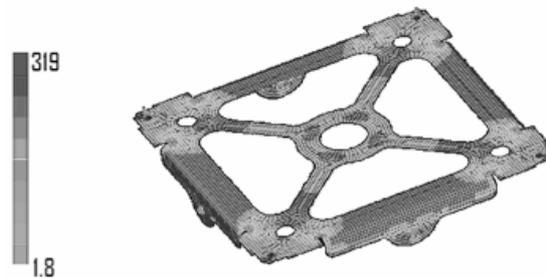


Figure 10 : Répartition des pics de contraintes sur le plateau du dessus ([2])

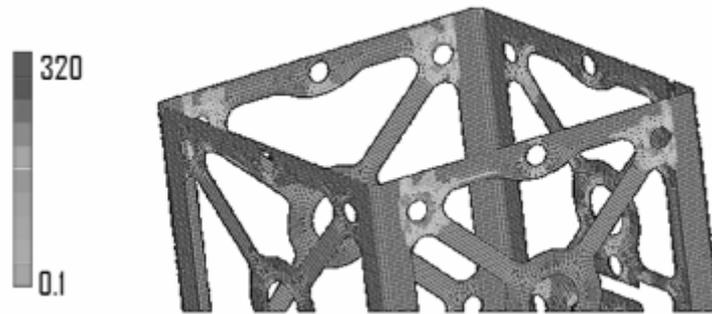


Figure 11 : Répartition des pics de contrainte sur le châssis ([2])

Il apparaît sur les deux figures précédentes, que les zones où l'on a des marges de sécurité négatives sont très restreintes et sont localisées sur des singularités géométriques du modèle. Dans la réalité, les contraintes sur ces zones seront élevées et concentrées. Toutefois, il est important de préciser que des petites zones de plastification ne sont pas inacceptables, pour autant qu'elles n'induisent pas de modifications structurelles ne satisfaisant pas les critères de réussite des tests de qualification (présenté dans le point 4). Il faudra tout de même surveiller ces zones lors des tests expérimentaux et si possible placer un accéléromètre à proximité. Il en va de même pour les contraintes sur les PCBs. Par contre les valeurs de contraintes sur le plateau du dessous sont inquiétantes. En effet, les zones de marges de sécurité négatives sont beaucoup plus étendues et ne peuvent être justifiées par une singularité du modèle ou encore par un maillage trop grossier. Il faudra donc être particulièrement attentif à ces zones lors des tests expérimentaux.

#### ***La fatigue dans la structure CubeSat et les PCBs***

Pour évaluer la durée de vie du châssis, des plateaux et des PCBs, la technique des trois bandes et des dommages cumulés a été employée. Cette dernière prend en compte 3 trois niveaux de contraintes (RMS, 2\*RMS et 3\*RMS) ainsi que le temps d'application de ces dernières.

Au niveau des résultats, il est apparu que les zones de ruptures par fatigue sont localisées aux mêmes endroits que les zones de marges de sécurité négatives, mais surtout qu'elles sont moins étendues. Cela révèle que le critère employé ici est moins sévère que le critère des pics de contraintes.

### *Evaluation de l'impact des critiques*

#### *L'amortissement*

L'un des premiers arguments à avancer pour nuancer les résultats, est que l'amortissement sera plus grand dans la réalité (confirmé par des tests expérimentaux sur les PCBs et le châssis). Le tableau 3 présente une comparaison des résultats sur le plateau du dessous lorsque l'amortissement est à 0,5 (amortissement utilisé lors de toutes les analyses), 1 (amortissement attendu dans la réalité) et 5 %. La direction de chargement est Z.

	0,5 %	1 %	5 %
Déplacement max (mm)	0,556	0,486	0,425
Contraintes RMS max (MPa)	212	149	69

*Tableau 3: Comparaison d'amortissement ([2])*

Le tableau 3 indique que l'amortissement a un impact énorme sur les résultats (c'est un paramètre critique). Cela dit, l'influence de ce dernier sur les déplacements est plus limitée que pour les contraintes, où d'énormes différences apparaissent. On peut donc en conclure que l'argument des amortissements est très pertinent, étant donné les fortes diminutions de niveaux de contraintes.

#### *Le lanceur*

Comme cela a déjà été précisé, les spécifications utilisées proviennent d'une enveloppe faite à partir des spécifications de plusieurs lanceurs. Cette dernière n'était pratiquement constituée que de FALCON-9 dont les niveaux vibratoires ont été mis très haut car il n'a pas encore été lancé une seule fois (donc pas de mesure). Afin de mesurer l'impact du type de lanceur sur les analyses numériques, le tableau 4 permet de faire une comparaison des résultats SPECTRAL sur le plateau du dessous (direction de chargement Z) avec les spécifications de FALCON-9, VEGA et finalement SOYOUZ.

	FALCON-9	VEGA	SOYOUZ
Déplacements max RMS (mm)	0,5	0,222	0,192
Contraintes max RMS (MPa)	212	99	83,79

*Tableau 4 : Comparaison de lanceur ([2])*

Il est clair que l'impact sur les résultats est très conséquent, que ce soit au niveau des déplacements ou des contraintes. Quel que soit le lanceur utilisé, il y aura quand même des zones de rupture dans les analyses numériques mais ces dernières seront nettement moins étendues avec certains lanceurs. Au final, seuls des tests sur shaker pourront définir si oui ou non, OUFTI-1 est apte à décoller.

## **4. Les premiers tests expérimentaux sur shaker du satellite complet**

### **4.1. Le déroulement des tests**

L'objectif de ces tests est de prouver que OUFTI-1 est capable de résister aux niveaux d'accélération prescrits par les lanceurs. Voici les différentes étapes à suivre :

- Effectuer un test avec un balayage de fréquences en vibrations sinusoïdales à faible niveau. Le test s'effectuera entre 0,5 Hz et 2000 Hz (dans le sens croissant puis dans le sens décroissant) avec une vitesse de balayage de 2 octaves par minute et un module de 0,5 g. Ce test a pour objectif l'identification des fréquences de résonance.
- Effectuer le test random avec les niveaux de l'excitation enveloppe diminué de 6 dB.
- Refaire le test à faible niveau décrit au point 1. Une divergence trop grande indique une modification ou des dommages au niveau des fixations des éléments de la structure interne.
- Faire une inspection visuelle en portant une attention toute particulière aux éléments de fixation et aux câbles électriques de connexion.
- Effectuer le test random avec les niveaux de l'excitation enveloppe.
- Refaire le test à faible niveau décrit au point 1.
- Faire une inspection visuelle en portant une attention toute particulière aux éléments de fixation et aux câbles électriques de connexion.

#### 4.2. Critère de réussite :

Les tests sont considérés comme réussis si :

- L'inspection visuelle ne dévoile pas de dommages ou défauts.
- Les divergences entre les tests sinusoïdaux à faible niveau d'accélération ne dépassent pas 5 % au niveau des fréquences et 3 dB en amplitude ([10]).

#### 4.3. Les résultats :

La figure 12 présente les résultats des trois balayages sinus dans la direction de chargement (ce sont les mesures des composantes Z provenant d'un accéléromètre placé sur l'ESP, c'est dans cette direction que l'on a les plus fortes accélérations (rapport 10 avec X et Y)). En ordonnée, ce sont les valeurs des mesures divisées par les valeurs de contrôle qui sont affichées.

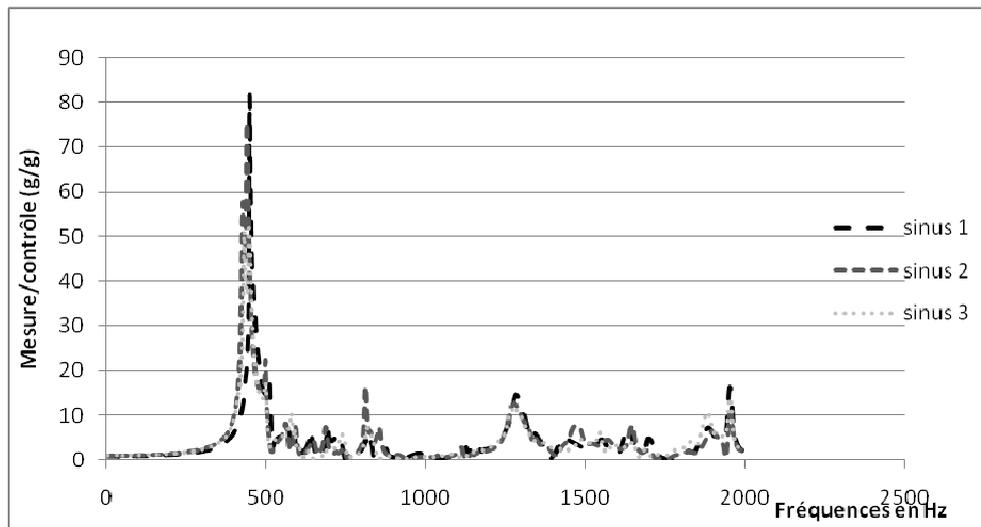


Figure 12 : Superposition des balayages sinus sur l'EPS ([2])

A première vue, la correspondance entre les différentes courbes est plutôt bonne. Pour ce qui est des fréquences, en zoomant sur les différents pics, on a observé un léger décalage entre les différentes étapes ainsi que l'apparition ou la disparition de certains pics, ce qui induit des modifications structurelles importantes et qui ne permet donc pas de satisfaire les critères de réussite.

Concernant le critère d'amplitude, grâce aux tableaux de résultats Excel, il a été possible de calculer (en dB,  $20 \cdot \log(x1/x2)$ ) la différence entre les amplitudes en fonction de la fréquence. Cela a permis de relever plusieurs tranches fréquentielles (à partir de la première fréquence de résonance) où le critère des 3 dB n'est pas respecté (même entre les courbes sinus 1 et sinus 2). Autrement dit, si le test effectué était destiné à la qualification de OUFTI-1, ce dernier ne le réussirait pas. Toutefois, gardons à l'esprit les arguments suivants :

- Les niveaux vibratoires appliqués proviennent principalement de FALCON-9 alors que les spécifications des autres lanceurs sont plus bas.
- Le satellite a été testé sans ses panneaux solaires qui vont le rendre plus rigide.
- Il ne faut pas tirer de conclusions hâtives sur l'intégrité structurelle de OUFTI à partir d'une seule mesure sur l'EPS, car l'accéléromètre a été placé dans la zone de plus grande déformation. Tous les points ne donnent pas de mauvais résultat. Pour s'en convaincre, la figure 13 donne les mêmes résultats que la figure 12 mais provenant d'un accéléromètre placé sur le plateau du dessus. On voit que la correspondance est quasi parfaite et que les critères de réussites sont respectés.

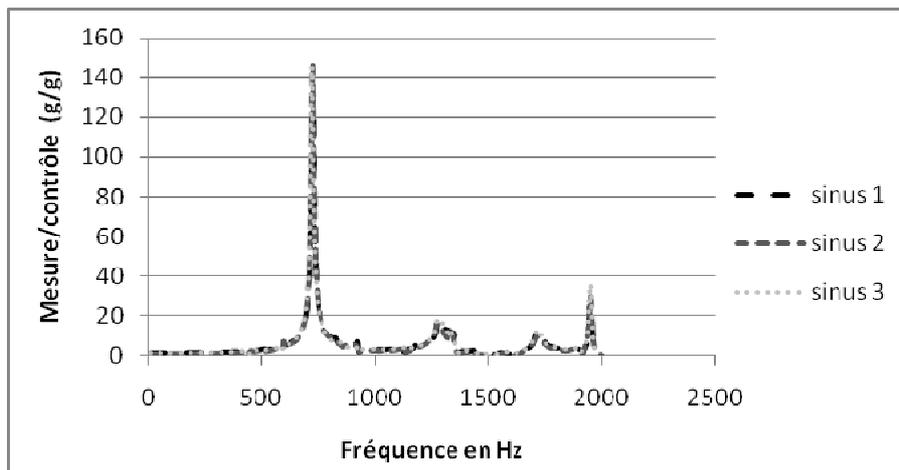


Figure 13 : Superposition des balayages sinus sur le plateau du dessus ([2])

Pour finir, l'inspection visuelle n'a rien révélé d'inquiétant. La seule remarque à ce sujet concerne le desserrage des écrous des « midplane

standoff » (sans que cela ne pose de problème pour le reste de la structure, car il y a aussi des vis de serrage pour les « midplane standoff »). Il serait donc nécessaire d'utiliser des écrous autobloquants.

## 5. Conclusion

Tout au long de cet article, différents aspects du processus de qualification de OUFTI-1 ont été abordés à travers les analyses numériques et expérimentales.

Dans un premier temps, les problèmes de mémoire de travail liés aux analyses numériques dans SPECTRAL ont été résolus grâce à la modélisation de OUFTI-1 par super-éléments. Le danger de ces derniers était de perdre beaucoup en précision. Toutefois, en choisissant de manière judicieuse la façon dont le satellite allait être divisé, ce dernier a pu être modélisé à l'aide de cinq sous-structures qui peuvent être mises, soit sous leur forme complète, soit sous leur forme réduite, presque sans aucune perte de précision au niveau du comportement dynamique.

Ensuite, les résultats des analyses numériques ont été présentés. Tous les cas de charge (QSL, sinus, random et chocs) ont été réalisés et analysés. C'est ainsi que plusieurs zones à risque ont pu être mises en évidence. Cela dit, il a fallu nuancer les résultats, tant les choix effectués et les critères utilisés sont sécuritaires. C'est pourquoi l'impact de ces derniers sur les résultats ont été analysés, permettant ainsi de mieux faire la différence entre prédictions numériques et ruptures physiques.

Finalement, les résultats des analyses expérimentales sur pot vibrant ont été présentés. Cela a permis de tempérer les résultats des analyses numériques qui prévoyaient beaucoup de zones de rupture, ce qui n'a pas été le cas en réalité. Toutefois, les résultats provenant de l'accéléromètre sur l'EPS ne permettaient pas de réussir le test de qualification, alors que ceux du plateau du dessus étaient excellents. Cela montre qu'il est à présent temps de se consacrer à des analyses expérimentales plus approfondies, avec des résultats sur d'autres zones du satellite afin, d'une part, de pouvoir cibler avec précision les zones où l'intégrité structurelle du satellite est mise en danger et, d'autre part, d'avoir des résultats expérimentaux en suffisance

pour la future validation du modèle éléments finis qui, pour l'instant, ne donne pas des résultats suffisamment proches des résultats expérimentaux.

## 6. Sources

- [1] BERTHA, M., *OUFTI-1 nanosatellite: Dynamic analysis and qualification testing*, Ulg, 2011.
- [2] BODSON, G., *Analyses vibratoires numériques et expérimentales pour la qualification du nanosatellite OUFTI-1*, Institut Gramme, 2012.
- [3] STEINBERG, D., *Vibration Analysis for Electronic Equipment*, Université de Californie, 2000.