

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE



MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR  
ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE



UNIVERSITE DE BLIDA 1

INSTITUT D'AERONAUTIQUE ET DES ETUDES SPATIALES

Département : Construction aéronautique

# Mémoire de fin d'études

En vue de l'obtention d'un diplôme de master en aéronautique

Option : Structure d'avions

## THEME

*Etude et analyse des structures complexes  
pour les applications aérospatiales*

Réalisé par :

**Mr. MESBAH Youcef**

Dirigé par :

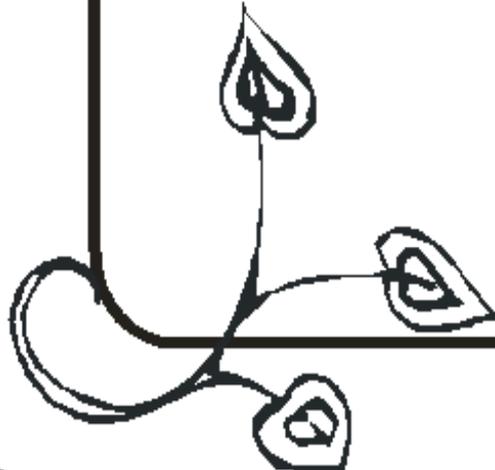
**Mr. Amri Réda  
Mr. Lazab Sbaa**

*Promotion*  
**2018/2019**



*« S'il n'y avait pas d'hiver, le printemps ne  
serait pas si agréable : Si nous ne goûtions  
pas à l'adversité, la réussite ne serait  
pas tant appréciée »*

**Anne Bradstreet**



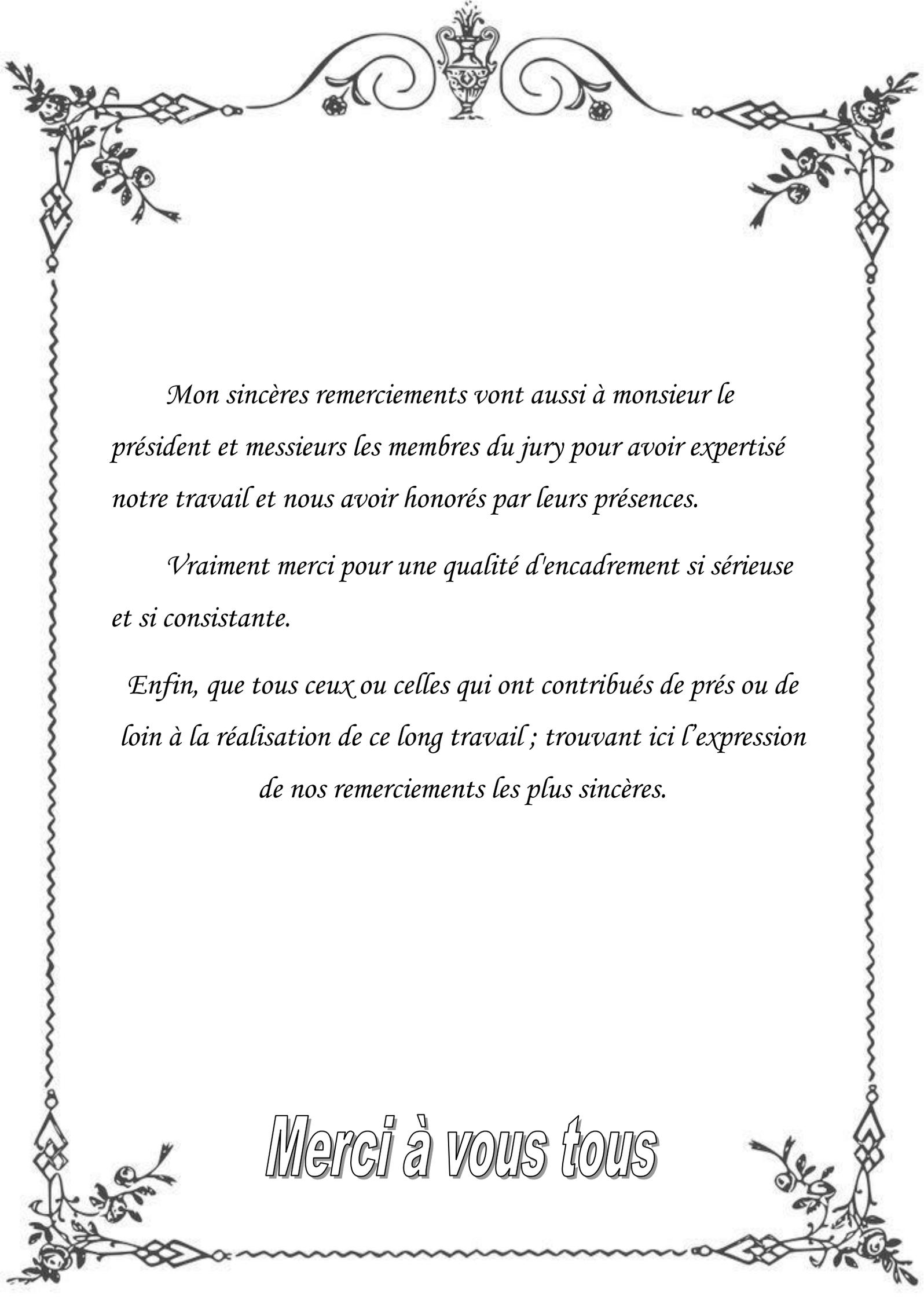


## REMERCIEMENTS

*En premier lieu, nous remercions ALLAH, le tout-puissant, qui nous a donné le courage et la volonté pour bien mener ce modeste travail à terme.*

*Ainsi, nous nous permettons d'exprimer ici nos sincères reconnaissances à mon promoteur Mr. Amri Rédha qui a proposé et dirigé ce grand travail, pour sa disponibilité, son aide, ses conseils précieux, ses critiques constructives, ses explications et suggestions pertinentes ainsi que pour des qualités humaines et morales que j'ai toujours apprécié et que j'ai toujours respecté.*

*Sans oublier mon coopromoteur Mr Sbaa pour m'avoir permis de bénéficier de son grand savoir, ses compétences, sa modestie et son aide précieuse tout au long de ce projet.*



*Mon sincères remerciements vont aussi à monsieur le président et messieurs les membres du jury pour avoir expertisé notre travail et nous avoir honorés par leurs présences.*

*Vraiment merci pour une qualité d'encadrement si sérieuse et si consistante.*

*Enfin, que tous ceux ou celles qui ont contribués de près ou de loin à la réalisation de ce long travail ; trouvant ici l'expression de nos remerciements les plus sincères.*

***Merci à vous tous***

## DÉDICACE

*Je dédie ce modeste travail, aux êtres les plus chers, et à qui je dois reconnaissance et dévouement et en qui je ne cesserai de remercier à savoir :*

*Ma plus belle perle au monde Sawchati et ma mère en premier lieu*

*A celui qui a toujours garni mes chemins force et lumière, mon cher père*

*A mes chers frères Hakim et Sofiane*

*En lui souhaitant la réussite dans son travail et dans leurs vies*

*A ma chères sœurs Rania et Manel*

*En lui souhaitant la réussite et le bonheur dans leurs vies*

*Mes tantes et mes oncles*

*Mes cousins et mes cousines*

*A tous les Amis qui m'ont soutenu durant tout mon cursus universitaire et avec lesquels j'ai partagé des moments inoubliables.*

*A tous ceux qui m'ont aidé de près ou de loin à l'élaboration de ce mémoire de fin d'études.*

*Enfin à vous qui prenez la peine de lire ce mémoire.*

*M. Youcef katpir*

# Résumé



## ملخص:

أثناء تصميم طائرة أو قمر صناعي، يأخذ بعين الاعتبار البيئة الفضائية التي تعد بيئة معادية لمختلف مكونات مركبات الجوية وكذلك الفضائية ونعلم أيضاً بأنه لا يوجد إصلاح جوي أو مداري لذلك نحتاج إلى التأكد من النجاح في المحاولة الأولى لضمان اكتمال المهمة.

هدفنا الرئيسي من عملنا هو تحليل اهتزاز الهياكل المرنة، كذلك بواسطة جهازنا المطور وكذلك تأثيرها على توجيه المركبات الفضائية من أجل تصميم جميع المعدات الموضوع على منصات الإطلاق أو المركبات الفضائية ليس فقط لضمان الأداء المطلوب طوال مدة تشغيل المحددة، ولكن أيضاً لتجنب إتلاف أنظمة أخرى أو المساس بسلامتها.

**الكلمات المفتاحية:** التحليل الهيكلي، لوحة خلية النحل، الترددات الطبيعية ونشوهات الاجهاد.

## Résumé:

Durant la conception d'un aéronef ou d'un satellite il tenir compte de l'environnement spatial qui est un milieu hostile pour les diverses composantes d'un engin spatial ou pour un aéronef et on le sait bien aussi, la réparation orbitale n'existe pas. Il nous faut donc obtenir l'assurance de réussir du premier coup et faire en sorte que la mission démarrée soit accomplie jusqu'au bout.

Notre objectif principal de notre travail est l'analyse des vibrations des structures flexibles aussi par notre propre moyen de test développé ainsi que leur influence sur le pointage des véhicules spatiaux dans le but que tous les équipements placés à bord des lanceurs ou des engins spatiaux doivent être conçus non seulement pour garantir les performances requises tout au long de leur durée de vie prévue, mais également pour ne pas endommager les autres systèmes ou compromettre leur intégrité.

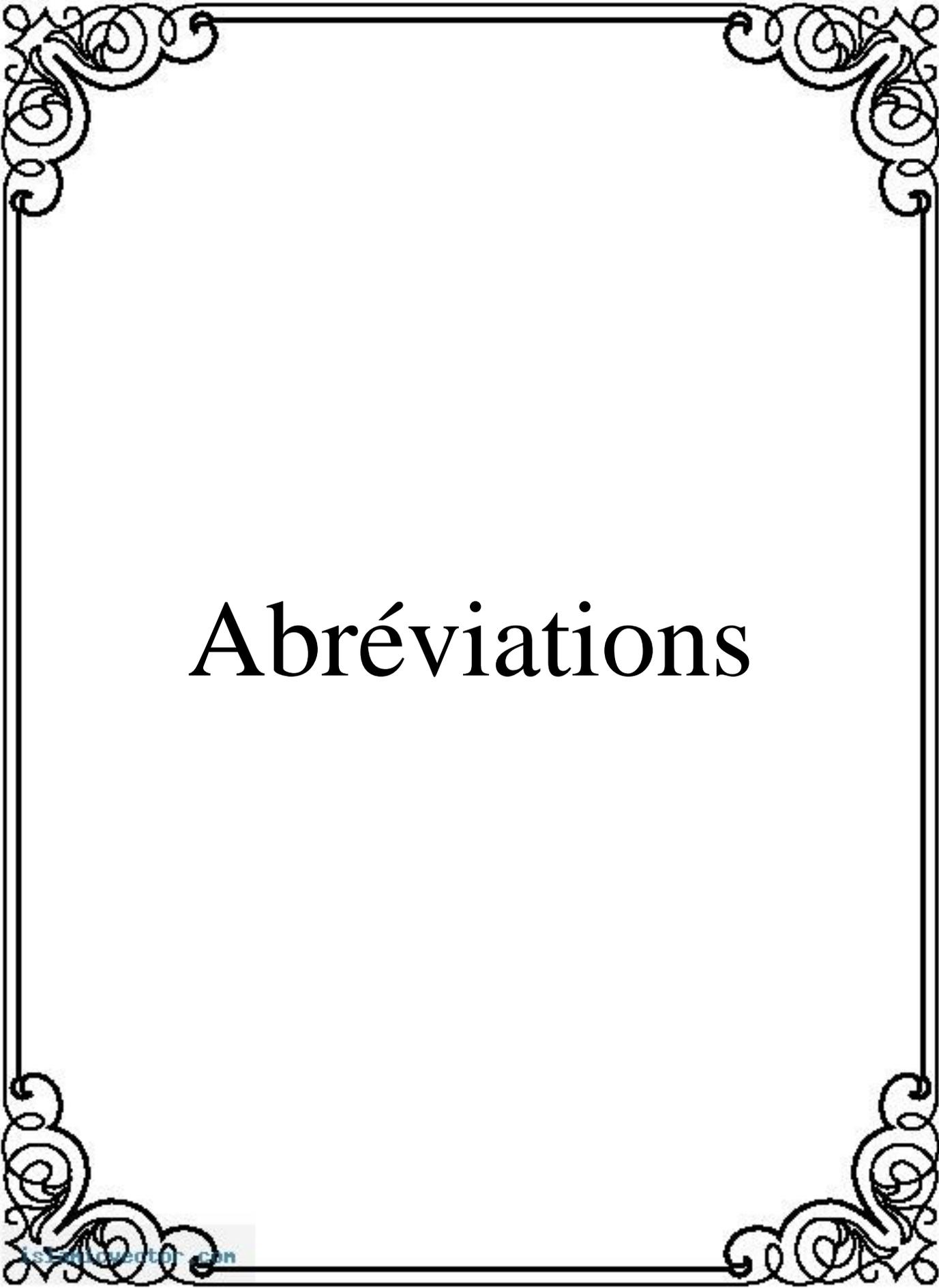
**Mots clés:** Analyse structurale, plaque en nid d'abeille, fréquences naturelles et contrainte de déformation.

## Abstract:

During the design of an aircraft or a satellite it takes into account the space environment, which is hostile for the various components of a spacecraft or for an aircraft and it is also well known, the orbital repair does not exist. We need to be assured of success on the first try and to ensure that the mission started is completed.

Our main objective of our work is the vibration analysis of flexible structures, also with our own test tool as well as their influence on the pointing of space vehicles in order that all equipment placed on board launchers or spacecraft must be designed not only to guarantee the performances required throughout their intended life, but also to avoid damaging other systems or compromising their integrity.

**Keywords:** Structural analysis, Honeycomb plate, Natural frequency and Stress strain



# Abréviations

## Abréviations

### A

**AEF** Analyse par éléments finis

**AR** Ariane

**ASAP5** Ariane 5 Structure for Auxiliary Payload

### C

**CAO** Conception Assistée par Ordinateur

**COSPAS** Cosmicheskaya Sistyema Poiska Avariynich Sudow

**CPT** La théorie classique de plaque mince

### E

**EAP** Étages d'Accélération à Poudre

**EPC** Étage Principal Cryotechnique

**FFT** Fast Fourier Transform

### F

**FOST** La théorie de déformation de cisaillement à l'ordre supérieur

### G

**GND** Ground

**GPS** Global positioning system

### H

**HOST** Les modèles multi particulaires de matériaux multicouches

### L

**Latér** Latéral

**Longi** Longitudinal

### M

**MEF** Méthode des éléments finis

## Abréviations

---

**MPS** Moteurs à Propergol Solide

### **P**

**PC** Personal computer

### **Q**

**QSL** Quasi-Static Load

### **R**

**RPT** La théorie de déformation de cisaillement au premier ordre

### **S**

**SPELTRA** Speltra External Structure for Ariane Multiple Launch

### **T**

**TD** Thor Delta

### **V**

**VER** Volume Élémentaire Représentatif



# Sommaire

# SOMMAIRE

## Introduction générale

## Chapitre I : Généralité sur les véhicules spatiaux

<b>Introduction .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>1. Véhicules Spatiaux .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>1.1. Les Fusées .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>1.2. Les sondes spatiales .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>1.3. Les navettes spatiales.....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>1.4. Les stations orbitales .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>1.5. Les satellites.....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>2. Structure d'un Satellite.....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>2.1. Architecture générale d'un Satellite .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>2.2.1. Cas d'un satellite de télécommunication.....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>3. L'environnement mécanique :.....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>3.1. L'environnement mécanique au Sol.....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>3.2. La masse utilisable .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>3.3. Volume sous la coiffe du lanceur .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>3.4. La liaison au lanceur.....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>3.5. Rigidité d'ensemble .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>3.6. Centrage et équilibrage .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>3.7. Sollicitations mécaniques.....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>3.8. Vibration en orbite.....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>Conclusion.....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>

## Chapitre II : Modélisation et contrôle des panneaux

<b>Introduction .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>II-1. Matériaux Composites en nid d'abeille.....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>II-1.1 Définition.....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>II-2. Architecture des panneaux sandwichs .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>II-3. Analyse modale des structures en nid d'abeilles .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>II-3.1. Vibration d'une plaque en nid d'abeilles dans le cas encastré-libre (C-F-F-F)</b> <b>.....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>II-3.2. Equivalences des plaques sandwich NIDA .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>II-3.2.1. Méthode d'homogénéisation .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>II-4. Réservoirs .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>Conclusion.....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>

## Chapitre III : Etude et analyse des éléments des structures

<b>Introduction .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>III.1. CAO et Méthode Des Eléments Finis.....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>III.2. Méthode Des Eléments Finis.....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>III.3. Analyse modale des structures composites en nid d'abeilles utilisées dans la conception des panneaux des satellites .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>III.3.1 Effet de l'épaisseur du panneau .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>III.3.2 Effet de changement du matériau .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>III.3.3 Effet de l'épaisseur des peaux.....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>III.3.4 Effet de la taille de la cellule .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>III.3.5 Effet de l'épaisseur des peaux des cellules.....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>III.3.6 Analyse et comparaison entre les valeurs numériques, analytique et de modèle équivalent .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>III.4. Etude et analyse par éléments finis des réservoirs .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>III.4.1 Effet de changement du matériau .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>III.4.2 Effet de L /D .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>III.4.3 Effet de l'épaisseur de la peau .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>Conclusion.....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>

## Chapitre IV : Le développement des moyens de test

<b>Introduction .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>IV.1. Développement d'un moyen de test structurale et application sur une plaque simple .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>IV-1.2. Principe d'expérimentation en utilisant notre moyen de test développé.....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>IV.1.2.1. Description de schéma électronique .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>IV.1.2.2. Le microcontrôleur .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>IV.1.2.3. Accéléromètre.....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>IV.1.2.3.1. Caractéristiques .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>IV.1.2.3.2. Spécifications techniques.....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>IV.1.2.3.3. Dimensions.....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>IV.1.2.3.4. Définitions des Pin .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>IV.1.2.4. Logiciel.....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>IV.2. Test set-up.....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>IV.3. Essais et résultats .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>IV.4. Comparaison .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>IV.4.1. Détermination expérimentale des fréquences propres en utilisant notre outil .....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>Conclusion.....</b>	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>

# Chapitre V : Analyse structurale d'un satellite de télécom durant le lancement

<b>Introduction</b> .....	Erreur ! Signet non défini.
<b>V.1. Satellite télécom</b> .....	Erreur ! Signet non défini.
<b>V.2. Ariane 5 lanceur</b> .....	Erreur ! Signet non défini.
<b>V.2.1. Séquence de vol</b> .....	Erreur ! Signet non défini.
<b>V.2.2. Interface satellite/ lanceur</b> .....	Erreur ! Signet non défini.
<b>V.2.3. Environnement mécanique</b> .....	Erreur ! Signet non défini.
<b>V.3. Modélisation par éléments finis</b> .....	Erreur ! Signet non défini.
<b>V.3.1. Modèle élément fini</b> .....	Erreur ! Signet non défini.
<b>V.3.2. Analyse modale</b> .....	Erreur ! Signet non défini.
<b>V.3.3. Analyse quasi-statique</b> .....	Erreur ! Signet non défini.
<b>V.3.3.1. Pression dynamique maximale (Le lancement)</b> .....	Erreur ! Signet non défini.
<b>V.3.3.2. Séparation des moteurs à poudre EAP</b> .....	Erreur ! Signet non défini.
<b>V.3.3.3. Séparation de l'étage de propergol stockable (EPS)</b> .....	Erreur ! Signet non défini.
<b>Conclusion</b> .....	Erreur ! Signet non défini.

Conclusion générale

Annexe

Bibliographie

# LISTE DES FIGURES

## Chapitre I : Généralité sur les véhicules spatiaux

- Figure I-1: Modèles des Fusées** ..... Erreur ! Signet non défini.
- Figure I-2: Sonde Spatiale** ..... Erreur ! Signet non défini.
- Figure I-3: Navette Spatiale** ..... Erreur ! Signet non défini.
- Figure I-4: Exemple d'un Satellite Artificiel** ..... Erreur ! Signet non défini.
- Figure I-5: Composition d'un Satellite de Télécommunication ...** Erreur ! Signet non défini.
- Figure I-6: Volume sous la coiffe du lanceur** ..... Erreur ! Signet non défini.
- Figure I-7: Vibrations aléatoires (Niveaux de vol)** ..... Erreur ! Signet non défini.
- Figure I-8: Spectre de bruit sous coiffe** ..... Erreur ! Signet non défini.

## Chapitre II : Modélisation et contrôle des panneaux

- Figure II-1: Matériau sandwich**..... Erreur ! Signet non défini.
- Figure II-2: Matériaux sandwichs à âmes pleines** ..... Erreur ! Signet non défini.
- Figure II-3: Matériaux sandwichs à âmes creuse**..... Erreur ! Signet non défini.
- Figure II-4: Paramètres utilisés pour les plaques rectangulaires (C-F-F-F)** Erreur ! Signet non défini.
- Figure II-5: Géométrie de la cellule d'une structure en nid abeilles** ..... Erreur ! Signet non défini.

## Chapitre III : Etude et analyse des éléments des structures

- Figure III-1: Conception de modèle et de l'analyse** ..... Erreur ! Signet non défini.
- Figure III-2: Maillage de la structure**..... Erreur ! Signet non défini.
- Figure III-3: géométrie du nid d'abeille**..... Erreur ! Signet non défini.
- Figure III-4: Modèle par éléments finis d'une structure en nid d'abeille** Erreur ! Signet non défini.
- Figure III-5: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille (Épaisseur = 10mm)** ..... Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-6: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille (Épaisseur = 20mm)** ..... Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-7: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille (Épaisseur = 30mm)** ..... Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-8: Variations des fréquences en fonction des épaisseurs du cœur. ....**Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-9: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille(Matériau : Aluminium)** ..... Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-10: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille (Matériau : Titane)** ..... Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-11: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille (Matériau : époxy carbone)**..... Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-12: Variation des fréquences en fonctions des matériaux ....** Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-13: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille (t = 1 mm)** Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-14: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille (t = 1,5 mm)** ..... Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-15: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille (t = 2 mm)** Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-16: Variations des fréquences en fonction d'épaisseur des peaux** Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-17: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille (d= 6 mm)** Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-18: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille (d= 8 mm)** Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-19: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille (d= 10 mm)** ..... Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-20: Variations des fréquences en fonction de la taille de la cellule.....**Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-21: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille (e= 0,1 mm)** ..... Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-22: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille (e= 0,2 mm)** ..... Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-23: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille ( $e= 0,3$  mm)**

..... Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-24: Variations des fréquences en fonction d'épaisseur des peaux des cellules**

..... Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-25: Géométrie des réservoirs.....** Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-26: Modèle par éléments finis des réservoirs.....** Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-27: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille** Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-28: Différents modes propres d'un réservoir (Matériau : Acier)** Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-29: Différents modes propres d'un réservoir (Matériau : Aluminium) ..**Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-30: Différents modes propres d'un réservoir (Matériau : Aluminium) ..**Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-31: Différents modes propres d'un réservoir (Matériau : Titane)**Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-32: Différents modes propres d'un réservoir (Matériau : Titane)**Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-33: Différents modes propres d'un réservoir ( $L/D = 0$ ) .....** Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-34: Différents modes propres d'un réservoir ( $L/D = 0,5$ ) .....** Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-35: Différents modes propres d'un réservoir ( $L/D = 1$ ) .....** Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-36: Différents modes propres d'un réservoir ( $L/D = 2$ ) .....** Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-37: Différents modes propres d'un réservoir ( $L/D = 3$ ) .....** Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-38: Différents modes propres d'un réservoir (Épaisseur = 1mm)** Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-39: Différents modes propres d'un réservoir (Épaisseur = 1mm)** Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-40: Différents modes propres d'un réservoir (Épaisseur = 2 mm) .....**Erreur ! Signet non défini.

**Figure III-41: Différents modes propres d'un réservoir (Épaisseur = 2 mm) .....Erreur !**  
Signet non défini.

## Chapitre IV : Le développement des moyens de test

**Figure IV-1: Haut-parleur Adin KKBT qui a été utilisé comme générateur de sons au cours des expériences. ....** Erreur ! Signet non défini.

**Figure IV-2 : Microcontrôleur modèle 18F4620 .....** Erreur ! Signet non défini.

**Figure IV-3: Accéléromètre Modèle GY61 ADXL 335.....** Erreur ! Signet non défini.

**Figure IV-4: Dimensions d'un accéléromètre GY61 ADXL335 ..** Erreur ! Signet non défini.

**Figure IV-5: Logiciel LABVIEW.....** Erreur ! Signet non défini.

**Figure IV-6 : Schéma expérimental avec le spécimen .....** Erreur ! Signet non défini.

**Figure IV-7: Différentes modes d'une plaque en aluminium (L=100 mm) obtenus par le logiciel LabVIEW .....** Erreur ! Signet non défini.

**Figure IV-8: Résultats du test dans le domaine temporel .....** Erreur ! Signet non défini.

**Figure IV-9: Résultats du test dans le domaine fréquentiel .....** Erreur ! Signet non défini.

**Figure IV-10: Différentes modes d'une plaque en aluminium (L=140 mm) obtenus par le logiciel LabVIEW .....** Erreur ! Signet non défini.

**Figure IV-11: Différentes modes d'une plaque en aluminium (L=175 mm) obtenus par le logiciel LabVIEW .....** Erreur ! Signet non défini.

**Figure IV-12: Différentes modes d'une plaque en aluminium (L=210 mm) obtenus par le logiciel LabVIEW .....** Erreur ! Signet non défini.

**Figure IV-13: Différentes modes d'une plaque en aluminium (L=280 mm) obtenus par le logiciel LabVIEW .....** Erreur ! Signet non défini.

**Figure IV-14: Différentes modes d'une plaque en titane (L=100 mm) obtenus par le logiciel LabVIEW .....** Erreur ! Signet non défini.

**Figure IV-15: Différentes modes d'une plaque en titane (L=175 mm) obtenus par le logiciel LabVIEW .....** Erreur ! Signet non défini.

**Figure IV-16: Différentes modes d'une plaque en titane (L=210 mm) obtenus par le logiciel LabVIEW .....** Erreur ! Signet non défini.

**Figure IV-17: Différentes modes d'une plaque en titane (L=280 mm) obtenus par le logiciel LabVIEW .....** Erreur ! Signet non défini.

# Chapitre V : Analyse structurale d'un satellite de télécom durant le lancement

- Figure V-1: Satellite télécom** ..... Erreur ! Signet non défini.
- Figure V-2 : Lanceur Ariane 5**..... Erreur ! Signet non défini.
- Figure V-3 : Séquences de vol** ..... Erreur ! Signet non défini.
- Figure V-4 : Emplacement des satellites dans le lanceur ARIANE 5**..... Erreur ! Signet non défini.
- Figure V-5 : Modèle élément fini de satellite ARIANE 5** ..... Erreur ! Signet non défini.
- Figure V-6 : Contraintes et déformations de satellite dans l'axe longitudinal** ..... Erreur ! Signet non défini.
- Figure V-7: Contraintes et déformations de satellite dans les axes latéraux** Erreur ! Signet non défini.
- Figure V-8 : Contraintes maximales durant le lancement de satellite sur Patran/Nastran** ..... Erreur ! Signet non défini.
- Figure V-9 : Contraintes maximales durant la Séparation des moteurs à poudre de satellite sur Patran/Nastran**..... Erreur ! Signet non défini.
- Figure V-10: Contraintes maximales durant la Séparation de l'étage de propergol stockable (EPS) de satellite sur Patran/Nastran**..... Erreur ! Signet non défini.

# LISTE DES TABLEAUX

## Chapitre I : Généralité sur les véhicules spatiaux

**Tableau I-1: Classification des Satellites.....** Erreur ! Signet non défini.

**Tableau I-2: Les plages de fréquences.....** Erreur ! Signet non défini.

## Chapitre II : Modélisation et contrôle des panneaux

**Tableau II-1: Coefficients de fréquence .....** Erreur ! Signet non défini.

**Tableau II-2: équivalence des matériaux sandwich NIDA .....** Erreur ! Signet non défini.

## Chapitre III : Etude et analyse des éléments des structures

**Tableau III-1: Caractéristiques mécaniques .....** Erreur ! Signet non défini.

**Tableau III-2: Les valeurs expérimentales et numériques des trois premiers modes .....** Erreur ! Signet non défini.

**Tableau III-3: caractéristiques mécaniques.....** Erreur ! Signet non défini.

**Tableau III-4: la variation des fréquences en fonction de différents matériaux ....** Erreur ! Signet non défini.

**Tableau III-5: la variation des fréquences en fonction de différents rapports de (L/D) .....** Erreur ! Signet non défini.

**Tableau III-6: la variation des fréquences en fonction de différentes épaisseurs du réservoir .....** Erreur ! Signet non défini.

## Chapitre IV : Le développement des moyens de test

**Tableau IV-1: Résultats des essais numériques et expérimentaux du premier modes d'une plaque en aluminium dans différentes stations avec leurs erreurs relatives.** Erreur ! Signet non défini.

**Tableau IV-2: Résultats des essais numériques et expérimentaux du premier modes d'une plaque en aluminium dans différentes stations avec leurs erreurs relatives. Erreur ! Signet non défini.**

## **Chapitre V : Analyse structurale d'un satellite de télécom durant le lancement**

**Tableau V-1: Exigences de fréquence..... Erreur ! Signet non défini.**

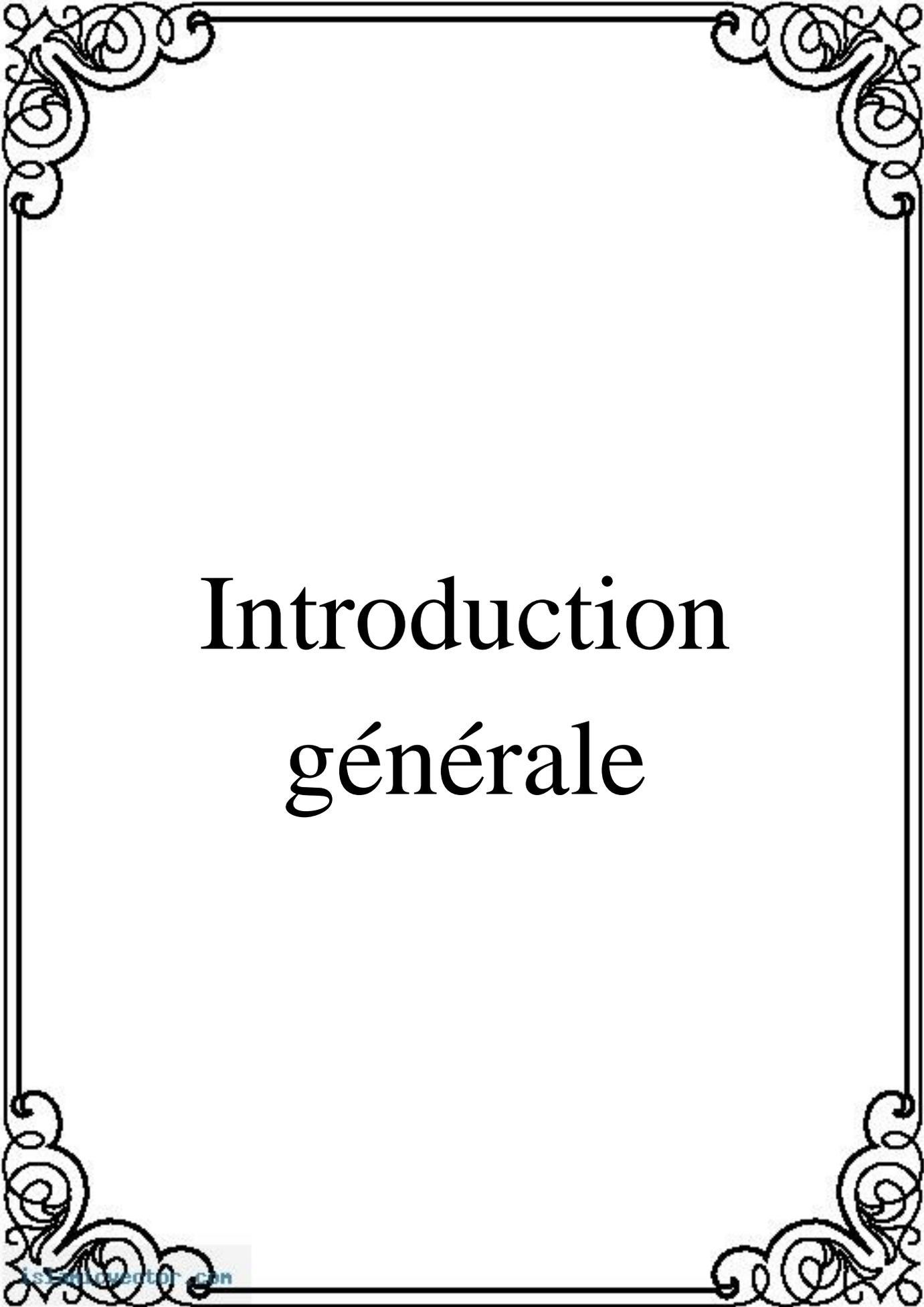
**Tableau V-2 : Charges limites de vol..... Erreur ! Signet non défini.**

**Tableau V-3: Caractéristiques mécaniques ..... Erreur ! Signet non défini.**

**Tableau V-4: Comparaison entre les contraintes admissibles et les contraintes maximales de satellite durant le lancement ..... Erreur ! Signet non défini.**

**Tableau V-5: Comparaison entre les contraintes admissibles et les contraintes maximales de satellite durant la séparation des moteurs à poudre ..... Erreur ! Signet non défini.**

**Tableau V-6: Comparaison entre les contraintes admissibles et les contraintes maximales de satellite durant la séparation de l'étage de propergol stockable (EPS) ..... Erreur ! Signet non défini.**



# Introduction générale

# INTRODUCTION GENERALE

L'aérospatiale est une discipline scientifique qui rassemble les techniques de l'aéronautique (déplacement dans l'atmosphère, utilisant des avions ou des hélicoptères par exemple) et spatiales (déplacements spatiaux, c'est-à-dire trajets hors atmosphère et interplanétaires, en utilisant des navettes spatiales ainsi que des fusées).

Il existe deux catégories dans les tentatives de l'homme aspirant à voler :

- Celles consistant à planer en tombant, c'est-à-dire à se jeter d'un point haut et de planer avant d'atterrir ;
- Celles effectuées avec l'objectif de gagner de la hauteur.

Les premières furent nombreuses depuis l'antiquité, et se sont poursuivies un peu partout dans le monde. Les secondes, effectuées par ceux qui ont réussi à décoller de façon autonome, se sont maintenus en l'air et sont revenus se poser de façon plus ou moins contrôlée, sont les plus significatives.

La maîtrise progressive de l'espace nécessite des véhicules spatiaux spécialisés se déplaçant sur des orbites diverses : Lanceurs, sondes interplanétaires, satellites, navettes habitées, stations spatiales.

La compétition résultant des considérables enjeux scientifiques, commerciaux, militaires, politiques impose des contraintes de plus en plus sévères en termes de légèreté, de performances et de durée de vie. Aujourd'hui il faut savoir maîtriser la propulsion, construire des moteurs produisant des centaines de tonnes de poussée et consommant peu, transmettre des mesures à des cadences atteignant des centaines de mégabits par seconde, pointer des instruments avec une précision meilleure que la seconde d'arc, construire des structures ultra légères supportant des charges mécaniques et thermiques considérables, contrôler les vibrations et les températures, traiter des quantités considérables d'informations et les stocker avec de faibles masses.

## Introduction générale

---

Les problèmes de vibrations mécaniques sont depuis longtemps l'objet d'études détaillées dans de nombreux domaines d'application technologique, particulièrement dans le domaine spatial. Les raisons qui font des véhicules spatiaux des exemples caractéristiques sont multiples : nous citons essentiellement les allongements très grands structures rencontrés (panneaux solaires, antennes, ... etc.) combinés avec des exigences de devis de masse, la nécessité du recours à des stabilisations automatiques, la recherche de performances souvent aux limites autorisées par la technologie. Ces besoins ont progressivement conduit les ingénieurs et les chercheurs à prendre en compte un modèle dynamique des structures en jeu pour compléter le modèle usuel décrivant le mouvement d'ensemble de la structure qui devient flexible.

La conception d'un satellite fait appel à de nombreuses disciplines (mécanique spatiale, échanges thermiques, analyses statique et dynamique des structures, asservissement, etc.). De ce fait, des problèmes techniques divers et très nombreux doivent être résolus.

Les besoins de structures de grandes dimensions sur les véhicules spatiaux sont d'origines diverses et le plus souvent impératives pour assurer le succès de la mission du satellite.

L'utilisation de structures déployables dans la conception des véhicules spatiaux s'impose du fait de l'incompatibilité entre les volumes utiles dans les coiffes de lanceurs et les formes externes désirées pour les véhicules sur orbite. La conception des structures déployables est donc liée aux états de fait :

- ✚ Contraintes imposées par possibilités limitées des lanceurs aérospatiaux ;
- ✚ Besoins de structures de grandes dimensions pour remplir les missions imposées.

La réalisation du projet spatial comprend l'identification et la définition de tous les moyens nécessaires pour remplir la mission, puis leur réalisation, et la vérification qui démontre effectivement leur aptitude à remplir cette mission; et enfin, la mise en œuvre de ces moyens pour l'accomplissement de la mission. Cela comprend, non seulement le véhicule spatial, mais également les moyens de le fabriquer et de le préparer au sol, ainsi que les moyens de le mettre en œuvre et de l'exploiter.

## Introduction générale

---

La logique d'organisation du développement d'un véhicule spatial est fondée sur le principe de la résolution progressive des difficultés liées à un objectif complexe.

Cela consiste à détailler des objectifs intermédiaires et à progresser étapes par étapes dans la conduite des différents travaux de réalisation et de vérification.

Dans la pratique, il s'agit de s'appuyer sur :

- ✚ La notion de phases successives, définie par la logique de déroulement,
- ✚ La notion de modèles successifs et complémentaires, définie par la logique de vérification.

Ces deux logiques sont étroitement imbriquées tout au long du parcours. De plus, elles intègrent la notion d'arborescence du produit, qui détermine l'idée de concevoir dans le sens descendant et d'assembler dans le sens ascendant. C'est donc par un processus itératif que l'on assure la convergence des objectifs de mission et des possibilités techniques exprimées par les performances du système.

Notre objectif principal de notre travail est l'analyse des vibrations des structures flexibles ainsi que leur influence sur le pointage des véhicules spatiaux.

Dans ce mémoire, le premier chapitre est consacré à la description des véhicules spatiaux, et en particulier la description d'un satellite de télécommunication avec les différents sous-systèmes composants le véhicule spatial (charge utile et la plateforme).

Dans le deuxième chapitre nous allons aborder les aspects liés à l'environnement spatial. Notant qu'il est important de connaître cet environnement, de connaître son influence sur les matériaux et les composants, car le milieu dans lequel évoluent les satellites est foncièrement différent du milieu qui nous entoure sur terre ou en laboratoire.. Dans ce chapitre les différentes structures flexibles sont prises en compte.

Le troisième chapitre est consacré à la modélisation et contrôle des panneaux déployables en matériaux composites en nid d'abeille. Dans ce chapitre nous étudierons

## Introduction générale

---

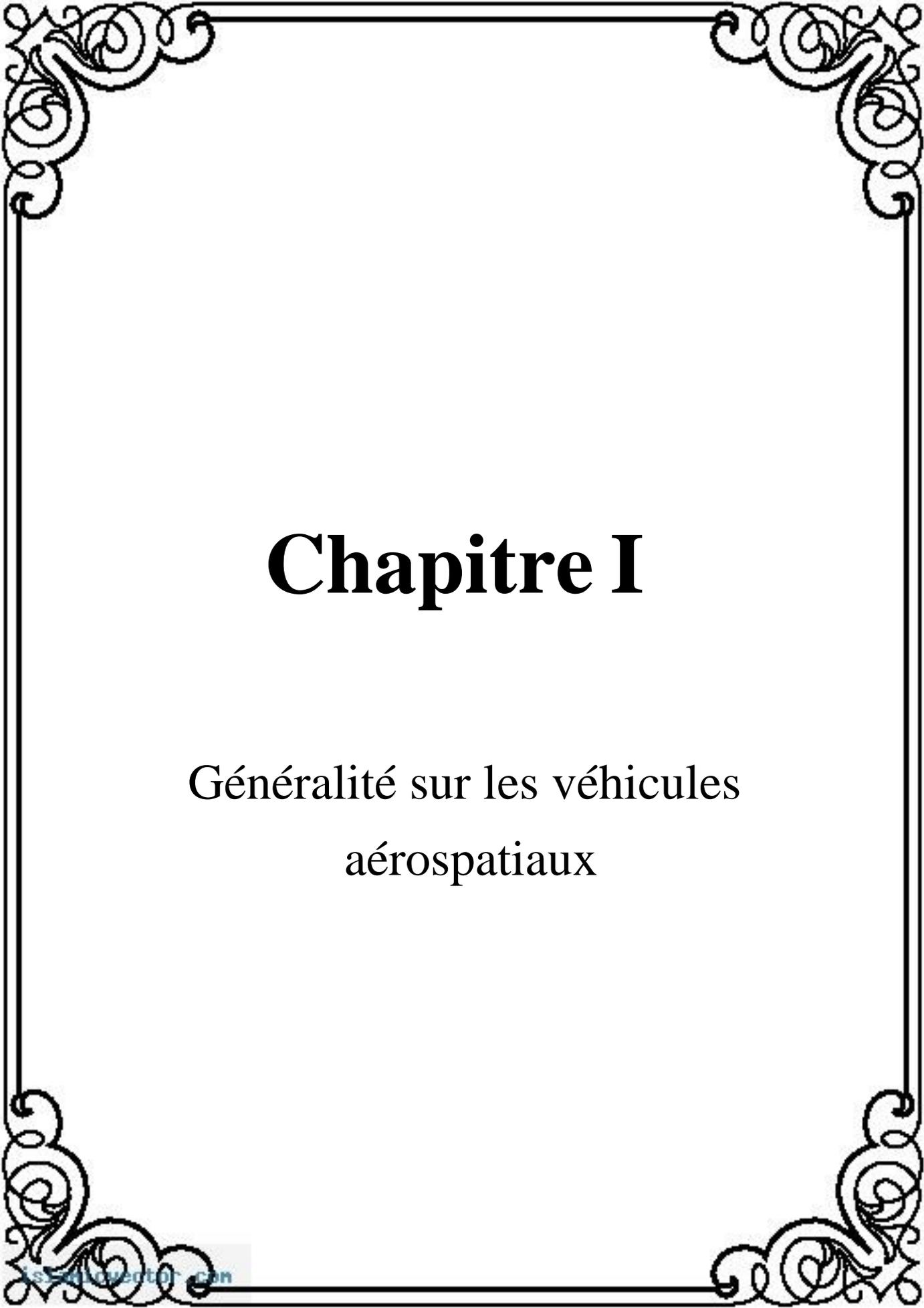
le comportement mécanique d'un panneau en nid d'abeille et la détermination de ces différents modes propres ainsi l'ouverture des panneaux en orbite après largage du satellite par le lanceur.

Dans le quatrième chapitre on va traiter le développement des moyens de test pour faire des mesures des fréquences propres des structures.

Le dernier chapitre est consacré à l'analyse par élément finis un modèle d'un satellite ARIANE5 et de prouver les exigences de son lancement jusqu'à son arrivé dans l'espace.

Un ensemble d'outils d'analyse et de conception ont été utilisé pour aborder ce chapitre, il s'agit parmi les outils de la méthode Eléments Finis en utilisant les deux logiciels Msc Patran et Msc Nastran ainsi que le Matlab sous Simulink pour le contrôle. La démarche d'analyse du comportement mécanique d'une structure flexible à l'aide d'approches de type Eléments Finis (EF) représente actuellement une activité couramment réalisée au cours du processus de conception d'un véhicule spatial.

Pour terminer, il nous a semblé important de présenter les différents résultats obtenus pour chaque chapitre et une conclusion générale de l'étude.



# Chapitre I

Généralité sur les véhicules  
aérospatiaux

## Introduction

Dans ce chapitre, nous allons présenter des généralités sur les véhicules spatiaux. Comme illustration nous avons choisi parmi ces véhicules spatiaux, les satellites de télécommunications, en décrivant leurs architectures mécaniques.

## 1. Véhicules Spatiaux

Un véhicule spatial est un véhicule qui peut se déplacer dans l'espace. Or il existe plusieurs types de véhicules spatiaux : les fusées, les sondes spatiales, les navettes spatiales, les stations orbitales et les satellites.

Un véhicule spatial peut être habité ou inhabité. Les véhicules spatiaux sont conçus pour une variété de missions qui peuvent inclure des communications, l'observation de la terre, la météorologie, la navigation, l'exploration planétaire, le tourisme spatial, ou des missions à caractère militaire (espionnage, défense ou attaque) [16].

### 1.1. Les Fusées

Une fusée, dans le domaine aéronautique ou astronautique, est un véhicule qui est propulsé par un moteur à réaction n'utilisant pas l'oxygène de l'air sinon c'est un avion. Elle est le véhicule le plus efficace pour placer en orbite les engins spatiaux (figure 1) [16].

Ces fusées sont propulsées au moyen d'un combustible qui s'éjecte en brûlant par les tuyères. Plus la fusée est grande, plus elle est puissante et plus la masse emportée peut être importante. C'est pour cette raison que les fusées sont construites sur plusieurs étages : une fois le carburant d'un étage épuisé, il est largué pour alléger la masse.

Il y a eu plusieurs modèles de fusées, des années 1960 à nos jours :

- a) 1962-1963 : MERCURY-ATLAS (USA)
- b) 1965-1966: GEMINI-TITAN (USA)
- c) 1967 à nos jours : SOYOUZ SL-4 (U.R.S.S.)
- d) 1968-1972 : APOLLO-SATURN V (USA)
- e) 1981 à nos jours : Système de transport spatial (navette) (USA)

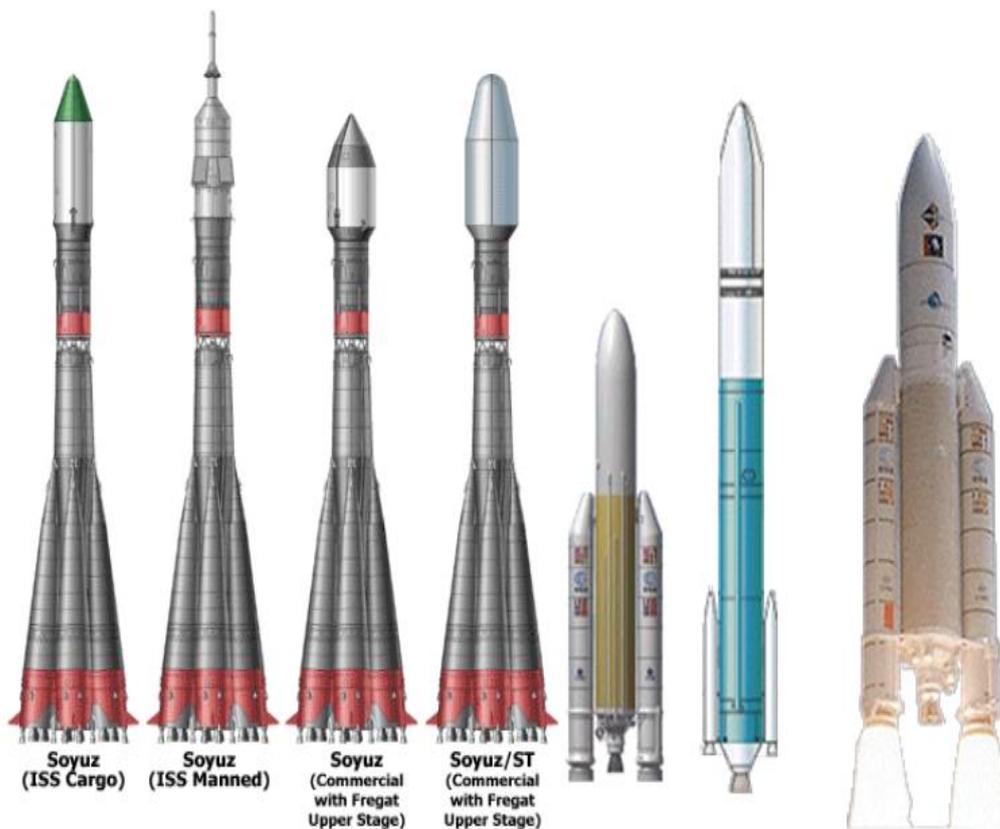


Figure I-1: Modèles des Fusées

### 1.2. Les sondes spatiales

Une sonde spatiale est un vaisseau non habité envoyé par l'homme pour explorer le système solaire. Depuis presque cinquante ans, ces engins sont envoyés avec un taux d'échec élevé vers des planètes plus ou moins lointaines. L'Amérique et la Russie ont exploré Mars, Vénus et Mercure et des sondes américaines ont été lancés vers les planètes géantes telles que Jupiter. Voici quelques-unes des sondes ayant réussi leur mission : **Galileo** (10/1989-12/1995), **Soho** (12/1995), **Mars Global Surveyor** (11/1996-09/1997), **Mars Express** (06/2003-12/2003) [16].



Figure I-2: Sonde Spatiale

## 1.3. Les navettes spatiales

Une navette spatiale est un engin spatial réutilisable. L'élément le plus important de la navette est l'orbiteur, motorisé par trois puissantes fusées principales alimentées par un énorme réservoir externe. Ce réservoir contient de l'hydrogène et de l'oxygène liquides. Ces gaz sont mélangés et enflammés dans les moteurs principaux pour propulser le vaisseau dans l'espace. Après huit minutes de fonctionnement, ce réservoir vide est largué.

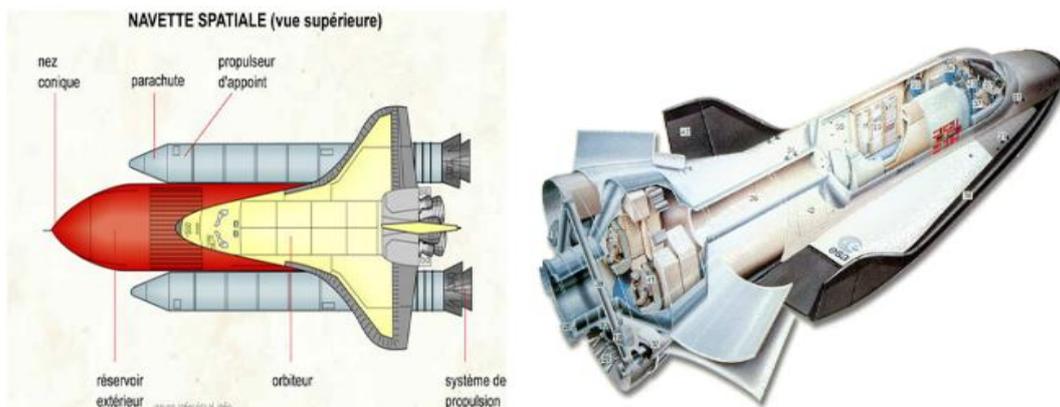


Figure I-3: Navette Spatiale

## 1.4. Les stations orbitales

La station orbitale permet de préparer une exploration spatiale et l'expérimentation scientifique plus efficacement. Les premières stations orbitales permirent d'effectuer des recherches intéressantes, mais leur taille limitait leurs possibilités.

## 1.5. Les satellites

Un satellite artificiel est un satellite issu de l'activité humaine et mis en orbite par l'Homme. Les satellites sont classés suivant leur masse. On peut les regrouper en 7 catégories, allant du plus grand au plus petit :

Classe de satellite	Masse sur orbite	Coût récurrent de réalisation
Grand satellite	> 3 tonnes	> 150 millions €
Moyen satellite	de 1 à 3 tonnes	> 150 millions €
Petit satellite	de 500 kg à 1 tonne	de 50 à 150 millions €
Mini satellite	de 100 kg à 500 kg	de 10 à 40 millions €
Micro satellite	de 10 kg à 100 kg	de 3 à 8 millions €
Nano satellite	de 1 kg à 10 kg	de 300 000 à 2 millions €
Pico satellite	<1 kg	< 300 000 €

**Tableau I-1: Classification des Satellites**

On classe les satellites aussi en fonction de leur orbite :

- Géostationnaires (télécommunication, télévision directe, météo, ...)
- À défilement, et notamment les satellites en orbite basse ou LEO (radioamateur, constellations de mobilophonie, scientifique)
- Héliosynchrones (polaire) (télédétection)

## Chapitre I : Généralité sur les véhicules spatiaux

---

Les satellites sont utilisés pour des usages très divers :

- Satellite de télécommunications : ces satellites sont utilisés pour transmettre des informations d'un point à l'autre de la Terre, notamment des communications téléphoniques ou de la transmission de données, des programmes télévisés ou des communications militaires.
- Satellite d'observation terrestre : Ces satellites observent la Terre, dans un but scientifique ou militaire. Le spectre d'observation est vaste, optique, radar, infrarouge, ultraviolet, écoute de signaux radioélectriques...
- Satellite d'observation spatial : Ces satellites observent l'espace dans un but scientifique. Il s'agit en fait de télescopes en orbite. Là aussi, le spectre d'observation est large. Exemple : le satellite Hubble
- Satellite de positionnement : Ces satellites permettent de connaître la position d'objets à la surface de la Terre. Exemples : GPS, le système américain, Galileo, le futur système européen, COSPAS, le système russe.
- Station spatiale : Ces satellites sont destinés à être habités par l'homme, dans un but scientifique. Après les stations Saliout et Mir russes et la station Skylab américaine, la Station spatiale internationale est en orbite depuis 1998. Elle est habitée en permanence depuis 2002.
- Sonde spatiale : Une sonde spatiale est destinée à observer un autre corps céleste et doit donc être en mesure de se déplacer.

Habituellement, les satellites sont décomposés en deux parties principales :

- La charge utile qui permet au satellite de mener à bien sa mission.
- La plate-forme qui assure les fonctions annexes à la mission.



**Figure I-4: Exemple d'un Satellite Artificiel**

## 2. Structure d'un Satellite

### 2.1. Architecture générale d'un Satellite

Généralement, on peut identifier deux grands types de mission satellitaires:

- Satellites scientifiques
- Satellites d'application.

Les satellites scientifiques sont les premiers qui ont été lancés. Ils ont permis d'une part de mieux connaître l'environnement terrestre et donc de préparer la voie aux successeurs, et d'autre part d'effectuer des découvertes qui ont considérablement augmenté notre niveau de connaissances.

Les satellites d'application se caractérisent, en gros, par le fait qu'ils sont à vocation pratique, donc terrestres.

Deux grandes catégories peuvent être dégagées:

- Satellites d'observation de la terre (météo ressources terrestres observations)
- Satellites de télécommunications

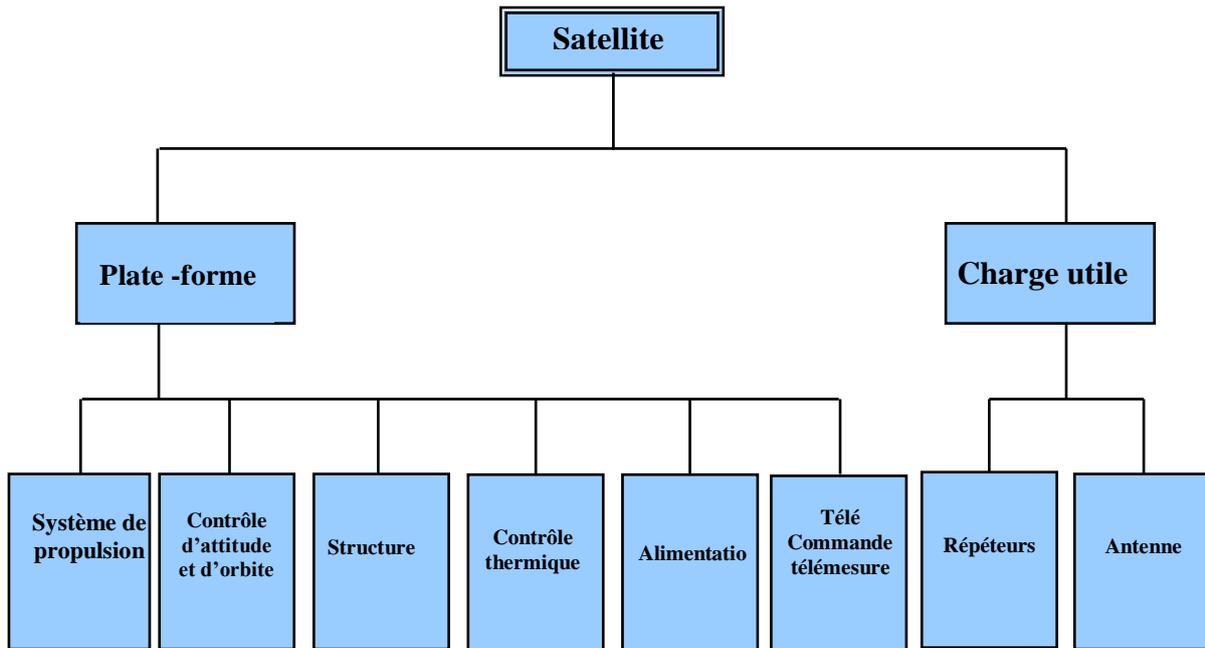
### 2.2.1. Cas d'un satellite de télécommunication

Tout satellite comporte donc essentiellement une charge utile, constituée par les instruments liés aux objectifs de la mission et une plateforme de service comportant tout ce qui est nécessaire pour assurer le bon fonctionnement des instruments pendant la durée de vie prévue. Parmi les contraintes particulières au milieu spatial, il faut souligner [16] :

- Les contraintes d'autonomie énergétique.
- Les contraintes thermiques ( $-160^{\circ}\text{C}$  à l'ombre de la Terre ;  $+150^{\circ}\text{C}$  en plein soleil).
- Les contraintes mécaniques (accélérations et vibrations lors du lancement).
- Les contraintes de masse : le satellite doit être "léger" pour le lanceur.

Comme illustré par la figure7, un satellite est composé de deux parties: la charge utile et le bus. La charge utile accomplit l'objectif de la mission telle que les télécommunications pour la transmission de la télévision ou la téléphonie, l'observation de la terre pour les prévisions météorologiques ou l'évaluation des ressources terrestres, etc. Le bus assure les fonctions de servitude à la charge utile en fournissant au satellite un bon contrôle de l'orbite et de l'attitude, la puissance électrique nécessaire, le contrôle thermique adéquat, le support mécanique et une liaison bidirectionnelle pour la transmission des données de et vers la terre.

Le bus peut être divisé en sous-systèmes comme représentés sur la figure7. Le sous- système de détermination et de contrôle d'attitude maintient l'attitude ou l'orientation du satellite dans l'espace selon les précisions requises. Il se compose de senseurs pour la détermination de l'attitude et des actuateurs tels que les propulseurs et les roues, pour corriger cette attitude. Les couples de perturbation d'attitude proviennent de plusieurs sources, telles que la pression solaire, le gradient de gravité, et le problème d'alignement des propulseurs[16].



**Figure I-5: Composition d'un Satellite de Télécommunication**

- ❖ La charge utile est un élément ou un ensemble d'éléments que peut transporter un véhicule spatial et qui est destiné à remplir une mission déterminée.
- ❖ La plateforme d'un satellite correspond originellement à la structure destinée à supporter une ou plusieurs charges utiles et équipée pour leur fournir les ressources nécessaires à leur fonctionnement, dans les conditions requises.

Les principales fonctions dévolues à la plate-forme sont :

- La structure porteuse et les mécanismes,
- Le contrôle thermique des éléments,
- La propulsion,
- La génération, le stockage et la distribution de l'énergie,
- Le contrôle d'attitude et d'orbite,
- La télémessure, la télécommande et la localisation,
- Le traitement, le stockage et la gestion des données à bord,

## 3. L'environnement mécanique :

### 3.1. L'environnement mécanique au Sol

L'environnement mécanique au sol lié aux contraintes au lancement et l'environnement mécanique de lancement. Les contraintes mécaniques dues aux lanceurs sont caractérisées par :

- Les vibrations dues aux moteurs et phénomènes aérodynamiques.
- Les vibrations acoustiques provenant de la propagation des gaz d'échappement des tuyères dans l'atmosphère (intensité de l'ordre de 150 dB sur la gamme de 30 à 10 000Hz).
- Les vibrations mécaniques produites par la combustion des moteurs.
- Les accélérations quasi-statiques résultant de la poussée des moteurs.
- Les chocs résultant de la séparation d'étage, mise à feu des moteurs, explosion de boulons et de dispositifs pyrotechniques.

Ces contraintes se propagent le long de la structure jusqu'au satellite avec des amortissements ou des surtensions diverses dépendant des caractéristiques dynamiques du lanceur et du satellite[16].

### 3.2. La masse utilisable

Le choix d'un lanceur et d'une orbite à atteindre détermine directement la masse maximale du satellite, donc le dimensionnement de la structure.

### 3.3. Volume sous la coiffe du lanceur

La première et la plus importante des contraintes en ce qui concerne les structures des satellites est le volume sous coiffe. Il n'existe pas de coiffe normalisée et à chaque lanceur il est possible d'adapter les coiffes aux charges utiles par de légères modifications.

Cependant malgré celle-ci l'ordre de grandeur des coiffes reste stationnaire et relativement faible en regards des dimensions de certaines structures sur orbite.

## Chapitre I : Généralité sur les véhicules spatiaux

---

Les autres contraintes d'importance non négligeable, sont celles de l'environnement dynamique autour du véhicule spatial.

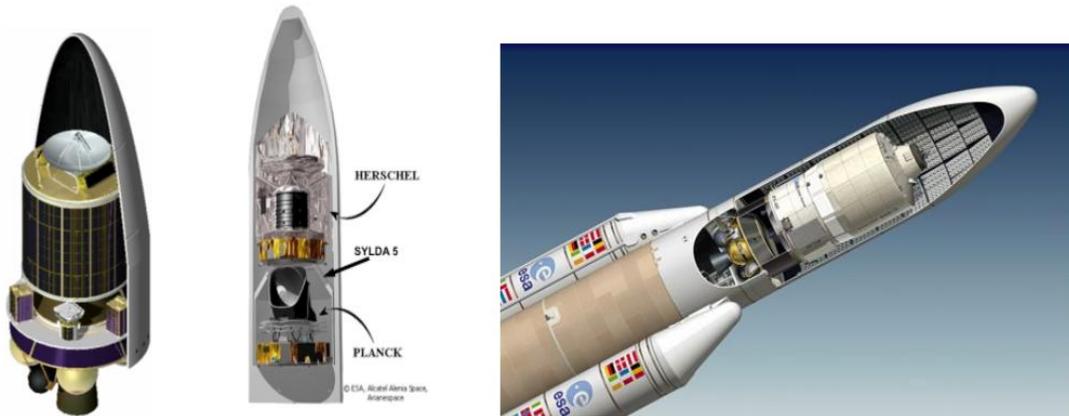
Ces conditions sont créées par le lanceur en fonctionnement et parfois amplifiées dans certaines gammes par les liaisons lanceur/satellite ou structure du satellite /équipements.

Parmi les conditions il faut citer :

- Les vibrations sinusoïdales et aléatoires (bruit blanc)
- Le bruit acoustique (pendant la phase transsonique du vol)
- Les chocs pyrotechniques
- Les accélérations (longitudinales et transversales)
- Les pressions aérodynamiques (ouverture de la coiffe dans la haute atmosphérique)
- Les chocs thermodynamiques (les coiffes maintiennent la température interne à un certain niveau ; pendant la période de transfert entre l'ouverture de la coiffe et l'injection sur orbite, la structure peut être soumise à des niveaux de température sévères)
- L'environnement au sol pendant les phases d'assemblage au lanceur et préparatoire au lancement.

Toutes ces contraintes sont dépendantes quantitativement du type de lanceur et de la structure du satellite lesquels sont choisis ou conçus en fonction de la mission envisagée. Une coiffe large favorisera un satellite à inerties plus élevées autour de l'axe du lanceur qu'autour de l'axe transverse. Une coiffe plus étroite nécessitera un satellite plus long, donc plus difficile à doter d'une stabilité gyroscopique autour de l'axe du lanceur [4].

A titre d'ordre de grandeur, la coiffe du THOR DELTA a un diamètre utile de 2184 mm et celle d'ARIANE de 2900mm (voir figures coiffe AR et coiffe TD)



**Figure I-6: Volume sous la coiffe du lanceur**

### 3.4. La liaison au lanceur

L'interface avec le lanceur se fait, dans la plupart des cas, au niveau d'un cadre de liaison, la jonction entre les deux cadres étant faite par une sangle à jure commandée par des dispositifs pyrotechniques. Après ouverture, la sangle est piégée sur le dernier étage.

### 3.5. Rigidité d'ensemble

Un lanceur est un système physique qui présente un certain nombre de modes propres qui peuvent interagir sur le satellite, si les fréquences fondamentales des deux corps sont trop voisines.

Pour éviter de tels couplages, le responsable lanceur spécifie en général des plages de fréquences où doivent se situer les fréquences fondamentales du satellite.

	THOR DELTA		ARIANE
Masse charge utile	< 544 kg	> 544 kg	/
1° Fréq. longi	>35 Hz	35 Hz	>35 Hz
1° Fréq. lat	> 20 Hz	15 Hz	> 10 Hz

**Tableau I-2: Les plages de fréquences**

Si ces conditions ne peuvent être tenues, alors, une analyse structurale couplée doit être faite [2].

### 3.6. Centrage et équilibrage

La conception du satellite doit être telle que la position du centre de gravité et celle des axes principaux d'inertie, satisfasse à certaines conditions.

### 3.7. Sollicitations mécaniques

Au cours du vol, le satellite est soumis à des charges statiques et dynamiques induites par le lanceur. Les sources d'excitation sont d'origine aérodynamique (vents, rafales, buffeting au passage du transsonique) ou dues aux systèmes propulsifs (accélérations longitudinales, transitoires lors de l'établissement ou de l'extinction de la poussée (chugging), couplage structure-propulsion dit "phénomène POGO", cycles limites de pilotage etc....).

#### → Accélérations statiques

Elles sont faibles dans le cas de lanceurs où tous les étages sont à ergols liquides comme ARIANE (< 4.7g) Elles sont plus fortes avec des lanceurs utilisant des étages supérieurs à poudre (de 8 à 22 g pour THOR DELTA et des charges utiles de 1000 h 200 Kg).

#### → Environnement dynamique

SINUS : Il est bien sur caractéristique d'un lanceur. Dans le cas d 'ARIANE, le niveau de vibrations sinusoïdales est inférieur à 1 g (longi) et 0.8g (latér) Pour THOR DELTA, il est de 0,7g en latéral et de 1g en longitudinal, sauf dans la bande de fréquences 15 à 21 Hz où, compte tenu des phénomènes

POGO : les niveaux sont de 3 à 3,5 g.

ACOUSTIQUE : les sollicitations acoustiques sont maximales au décollage et au voisinage de transsonique.

Elles sont représentées, soit par des essais en vibrations aléatoires, appliqués à la base du satellite, soit par des essais acoustiques, plus représentatifs pour des structures légères et de grandes dimensions, effectués dans des enceintes spéciales. Dans les deux cas, le niveau d'excitation dépend de la fréquence (voir figure page suivante).

En vibrations acoustiques, le niveau de référence est traditionnellement égal à  $2 \cdot 10^{-5}$  Pascal.

CHOCS : Les chocs surviennent au cours des séparations d'étages et de largage de sangle.

Ils ne sont en général pas dimensionnant pour la structure.

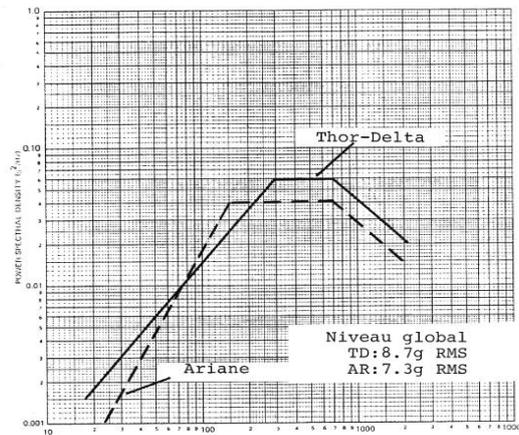


Figure I-7: Vibrations aléatoires (Niveaux de vol)

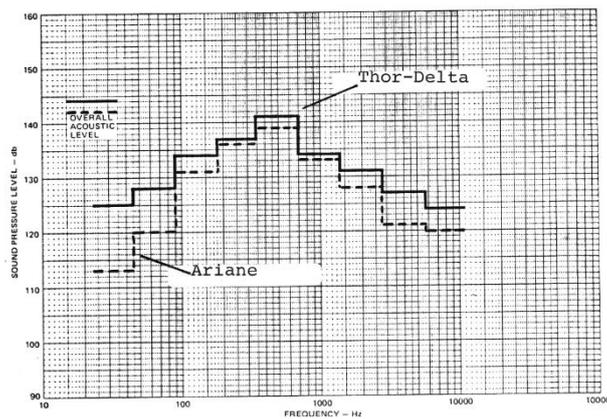


Figure I-8: Spectre de bruit sous coiffe

### 3.8. Vibration en orbite

Sur les charges utiles optiques d'observation ou de télécommunication, les précisions de positionnement demandées (de l'ordre de quelques  $\mu$  rad) imposent des contraintes sur les réponses dynamiques du satellite dans toute la gamme de fréquences : limiter le déplacement des organes optiques est en général le souci principal.

Les vibrations du satellite sont provoquées par les efforts (typiquement  $< 1N$ ) produits par des équipements comportant des parties mobiles tels que les roues, les enregistreurs, les gyroscopes, ...

La faiblesse des niveaux de sollicitation ainsi générés conduit à traiter les problèmes de vibrations pour des domaines d'amplitudes où les comportements des structures et des mécanismes sont mal connus. Cette particularité explique l'utilisation des termes

génériques spécifiques de « micro-vibrations » ou « micro-dynamique » pour qualifier ce type de problèmes.

### **Conclusion**

Ce chapitre nous a permis d'avoir un aperçu global sur les véhicules spatiaux et ces plusieurs types comme nous avons vu les différents sous-systèmes composant un satellite, leurs constituants et leurs classifications. Durant la conception d'un satellite il tenir compte de l'environnement spatial qui est un milieu hostile pour les diverses composantes d'un engin spatial et on le sait bien aussi, la réparation orbitale n'existe pas.



# Chapitre II

Modélisation et contrôle des  
panneaux

### Introduction

Cette section est consacrée à l'architecture d'un panneau d'un satellite, l'étude et la modélisation des panneaux en nid d'abeille. Puis nous présentons le panneau solaire en développant les différents aspects concernant sa constitution. Ensuite la modélisation d'un panneau solaire en nid d'abeille en configuration encastré libre.

### II-1. Matériaux Composites en nid d'abeille

Les structures aérospatiales exigent généralement des conceptions légères. Le but de ces derniers conçoit est à optimiser la force par poids, ou efficacité de la conception. La conception structurale satellite a évolué considérablement pendant les dernières quatre décennies. Traditionnellement, l'efficacité a été accomplie employer une combinaison de divers conceptions et matériaux structuraux.

Plusieurs méthodes sont disponibles pour optimiser les propriétés structurales des satellites. Les méthodes optimales peuvent être changées et différentes suivant le concepteur, parmi lesquelles on trouve :

- Les structures en nid d'abeille,
- Les structures multifonctionnelles,
- Les structures iso-grid,
- Les structures en matériaux à mémoire de forme.

#### II-1.1 Définition

Un matériau composite est un matériau différent d'un autre classique car il est constitué d'une matrice et d'un renfort. C'est pour cela que le matériau composite possède d'excellentes caractéristiques mécaniques, donc l'importance économique de ce dernier est maintenant notoire, et les prévisions portent à penser que cette importance va aller croissant dans les années qui viennent. Une grande diversité de fabrications est concernée, depuis les produits composites dits à grande diffusion jusqu'aux composants aérospatiaux à hautes performances mécaniques et thermomécaniques.

Dans un sens large, le mot « composite » signifie « constitué de deux ou plusieurs parties différentes ». En fait, l'appellation matériau composite ou composite évoque

un matériau différent des matériaux macroscopiquement homogènes habituels. On appelle maintenant de façon courante « matériaux composites » des arrangements de fibres continues ou non d'un matériau résistant (le renfort) qui sont noyées dans une matrice dont la résistance mécanique est beaucoup plus faible, la matrice conserve la disposition géométrique des fibres et leur transmet les sollicitations auxquelles est soumise la pièce. L'ensemble « renfort – matrice » se complétant et permettant d'aboutir à un matériau dont l'ensemble des performances est supérieur à celui des composants pris séparément [2].

### II-2. Architecture des panneaux sandwichs

Les structures dites « sandwichs » occupent un large créneau dans la construction des pièces composites. Elles apparaissent dans quasiment tous les domaines d'applications. Historiquement ce sont les premières structures composites allégées et performantes. Dans la majorité des cas, on doit les confectionner dans un but bien spécifique ; cependant, certains matériaux sandwichs sont disponibles dans le commerce sous forme de demi-produits. On s'attache dans ce chapitre à mettre en évidence les principales propriétés et précautions d'emploi des matériaux sandwichs.

Le principe de la technique sandwich consiste à appliquer sur une âme (constituée d'un matériau ou d'une structure légère possédant de bonnes propriétés en compression) deux « feuilles » – ou peau – (possédant de bonnes caractéristiques en traction). L'objectif d'un tel procédé est de constituer une structure permettant de concilier légèreté rigidité. Généralement, le choix du matériau est fait avec pour objectif initial d'avoir une masse minimale en tenant compte ensuite des conditions d'utilisation (conditions thermiques, corrosion, prix, etc.).  $10 \leq \frac{e_c}{e_p} \leq 100$ .

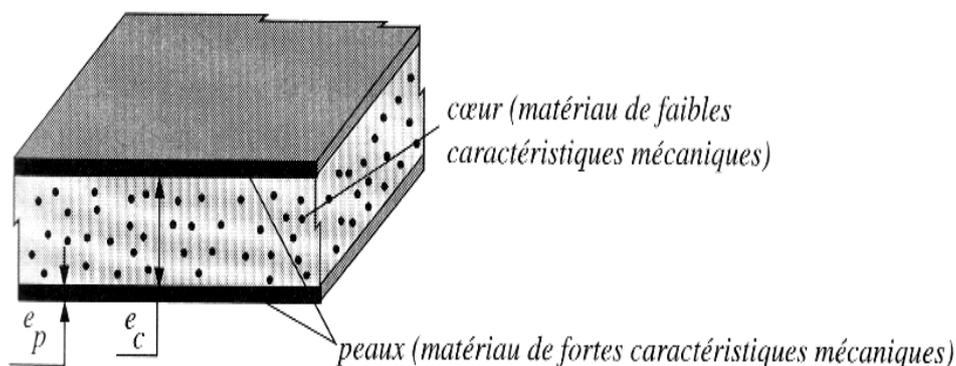


Figure II-1: Matériau sandwich

## Chapitre II : Modélisation et contrôle des panneaux

Les matériaux les plus couramment utilisés sont :

- Pour les *âmes* pleines (figure 2) :
  - ❖ Le balsa ou bois cellulaire ;
  - ❖ Diverses mousses cellulaires ;
  - ❖ Des résines chargées de microsphères creuses de verre, appelées mousses syntactiques, etc.
- Pour les âmes creuses (figure 3), essentiellement nid d'abeilles établi dans l'annexe A-1 et profilés :
  - ❖ Des alliages métalliques légers ;
  - ❖ Du papier kraft (enduit ou non de résine) ;
  - ❖ Du papier polyamide, type papier Nomex, etc.

Des âmes mixtes peuvent être utilisées.

Les peaux sont le plus souvent des stratifiés (verre, carbone, kevlar) ou des feuilles d'alliages légers. Pour que les structures sandwichs jouent pleinement leur rôle, il est nécessaire de veiller à avoir une solidarisation parfaite de l'ensemble âme-peaux, de manière à répartir les efforts entre âme et peaux. L'assemblage est réalisé par un collage à l'aide de résines compatibles avec les matériaux en présence [12].

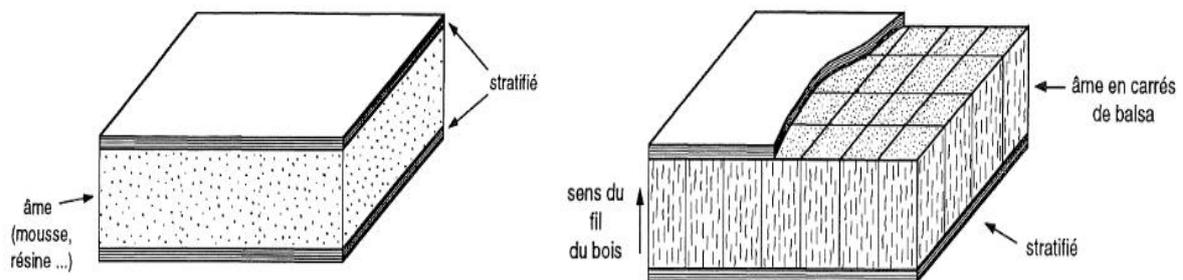


Figure II-2: Matériaux sandwichs à âmes pleines

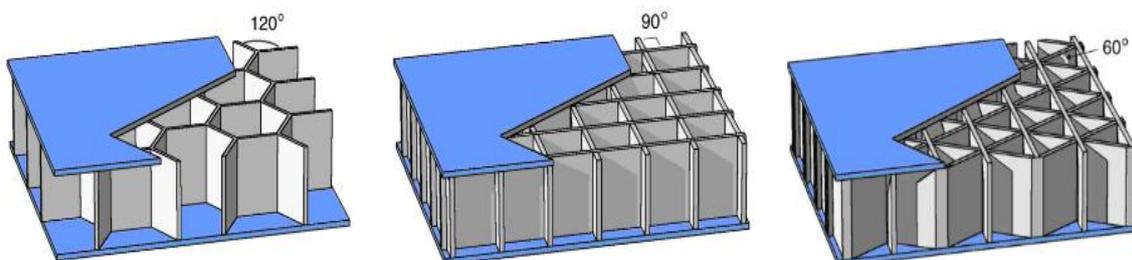


Figure II-3: Matériaux sandwichs à âmes creuse

## Chapitre II : Modélisation et contrôle des panneaux

Les panneaux "sandwich" sont utilisés dans les applications où le facteur poids est important, tout en désirant conserver une raideur suffisante. On les retrouve dans :

- Les structures des planchers d'avion, de train
- Les nacelles dans les applications aéronautiques (nacelle de turboréacteur)
- Les panneaux dans les structures de satellite dont les panneaux solaires
- Les bennes de camion
- Différents types de structures secondaires

Ils consistent en une superposition de différents matériaux. Dans notre cas, il s'agit d'un matériau en nid d'abeille (cellules hexagonales) sur lequel des peaux ont été collées. Pour les peaux sont choisis principalement des matériaux métalliques (le plus souvent l'aluminium) et des matériaux composites (fibres de verre, de carbone et résines époxy, phénoliques, etc.). Les nids d'abeilles sont de plusieurs types également, on peut citer l'aluminium, le Nomex, l'aramide, etc. Les peaux sont " collées " sur le nid d'abeille à l'aide d'adhésif dépendant des matériaux constitutifs du panneau et de l'application.

Cependant, les panneaux sont presque toujours vendus assemblés. Le nid d'abeille permet, sans augmentation importante de la masse, d'accroître la rigidité en flexion. En effet, la rigidité de deux peaux seules est sensiblement augmentée en les éloignant de la fibre neutre et donc en augmentant l'inertie en flexion [1].

### II-3. Analyse modale des structures en nid d'abeilles

Il existe de nombreuses théories utilisées pour décrire le comportement mécanique des matériaux multicouches. On peut citer la théorie classique de plaque mince (CPT), (RPT), la théorie de déformation de cisaillement au premier ordre (FOST), la théorie de déformation de cisaillement à l'ordre supérieur (HOST), les modèles multi particuliers de matériaux multicouches et la théorie d'élasticité à trois dimensions.

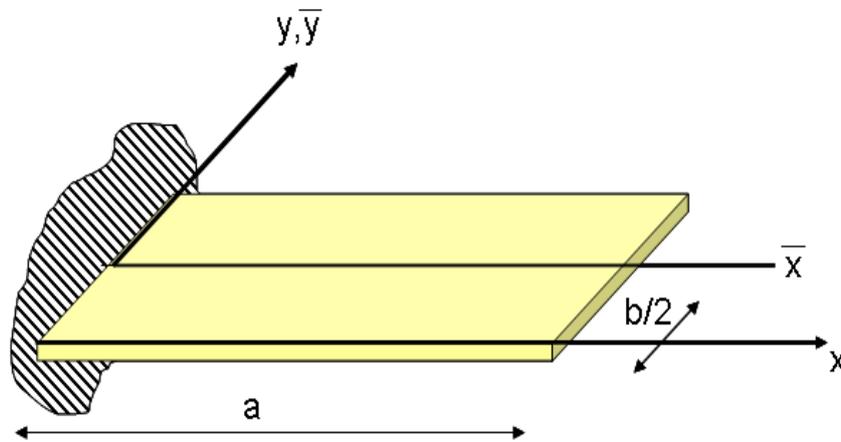
La théorie classique de type monocouche équivalente et des modèles FOST, HOST ne permettent pas une analyse fine des contraintes inter-laminaires près des bords libres des multicouches. La théorie analytique en trois dimensions est assez précise pour les plaques anisotropes.

Cependant, les champs de déplacement et de déformation de cette famille sont continus dans l'épaisseur du multicouche traduisant un collage parfait entre les couches. Aussi, pour considérer une discontinuité de déplacement et de déformation aux interfaces, des modèles multicouches ont été développés [3].

### II-3.1. Vibration d'une plaque en nid d'abeilles dans le cas encastré-libre

#### (C-F-F-F)

Nous considérerons d'abord une plaque rectangulaire en matériau composite Cette plaque est représentée avec des coordonnées cartésiennes. La figure (4) montre les paramètres du plaque (dimensions a et b ; et épaisseur h).



**Figure II-4: Paramètres utilisés pour les plaques rectangulaires (C-F-F-F)**

Warburtona présenté la première solution complète pour les plaques rectangulaires. Il a employé la méthode de Rayleigh avec des fonctions de déflexion comme produite

des fonctions des poutres ; c'est-à-dire,

$$W(x, y) = X(x)Y(y) \quad (3.40)$$

D'ou

$$X(x) = \cos \frac{\gamma_3 x}{a} \cosh \frac{\gamma_3 x}{a} + \left( \frac{\sin \gamma_3 x - \sinh \gamma_3 x}{\cos \gamma_3 - \cosh \gamma_3} \right) \left( \sin \frac{\gamma_3 x}{a} - \sinh \frac{\gamma_3 x}{a} \right)$$

$$Y(y) = \cos \frac{\gamma_3 y}{b} \cosh \frac{\gamma_3 y}{b} + \left( \frac{\sin \gamma_3 y - \sinh \gamma_3 y}{\cos \gamma_3 - \cosh \gamma_3} \right) \left( \sin \frac{\gamma_3 y}{b} - \sinh \frac{\gamma_3 y}{b} \right) \quad (1)$$

## Chapitre II : Modélisation et contrôle des panneaux

$$\cos \gamma_3 \cosh \gamma_2 = -1$$

$$\tan\left(\frac{\gamma_2}{2}\right) - \tanh\left(\frac{\gamma_2}{2}\right) = 0$$

La fréquence  $\omega$  est donnée par W. Leissa, (1969) comme:

$$\omega^2 = \frac{\pi^4 D}{a^4 \rho} \left\{ G_x^4 + G_x^4 \left(\frac{a}{b}\right)^4 + 2\left(\frac{a}{b}\right)^2 [v H_x H_y + (1-v) J_x J_y] \right\} \quad (2)$$

$G_x$ ,  $H_x$  et  $J_x$  sont des fonctions déterminées du tableau II-2 par rapport à la position au  $x=0$  et  $x=a$ ,  $D$ : Rigidité,  $\rho$  et la densité.

Les quantités  $G_y$ ,  $H_y$  et  $J_y$  sont obtenus du tableau II-1 en remplaçons  $x$  par  $y$  et  $m$  par  $n$ .

Boundary conditions at—	$m$	$G_x$	$H_x$	$J_x$
SS <sup>a</sup> -----	} 2, 3, 4, . . .	$m-1$	$(m-1)^2$	$(m-1)^2$
SS <sup>b</sup> -----		1. 506	1. 248	1. 248
C <sup>a</sup> -----		2		
C <sup>b</sup> -----	3, 4, 5, . . .	$m-\frac{1}{2}$	$\left(m-\frac{1}{2}\right)^2 \left[1 - \frac{2}{\left(m-\frac{1}{2}\right)\pi}\right]$	$\left(m-\frac{1}{2}\right)^2 \left[1 - \frac{2}{\left(m-\frac{1}{2}\right)\pi}\right]$
F <sup>a</sup> -----	0	0	0	0
	1	0	0	$\frac{12}{\pi^2}$
	2	1. 506	1. 248	5. 017
F <sup>b</sup> -----	3, 4, 5, . . .	$m-\frac{1}{2}$	$\left(m-\frac{1}{2}\right)^2 \left[1 - \frac{2}{\left(m-\frac{1}{2}\right)\pi}\right]$	$\left(m-\frac{1}{2}\right)^2 \left[1 + \frac{6}{\left(m-\frac{1}{2}\right)\pi}\right]$
C <sup>a</sup> -----	} 2, 3, 4, . . .	$m-\frac{3}{4}$	$\left(m-\frac{3}{4}\right)^2 \left[1 - \frac{1}{\left(m-\frac{3}{4}\right)\pi}\right]$	$\left(m-\frac{3}{4}\right)^2 \left[1 - \frac{1}{\left(m-\frac{3}{4}\right)\pi}\right]$
SS <sup>b</sup> -----				
F <sup>a</sup> -----	1	0	0	$3/\pi^2$
SS <sup>b</sup> -----	2, 3, 4, . . .	$m-\frac{3}{4}$	$\left(m-\frac{3}{4}\right)^2 \left[1 - \frac{1}{\left(m-\frac{3}{4}\right)\pi}\right]$	$\left(m-\frac{3}{4}\right)^2 \left[1 + \frac{3}{\left(m-\frac{3}{4}\right)\pi}\right]$
C <sup>a</sup> -----	1	0. 597	-0. 0870	0. 471
	2	1. 494	1. 347	3. 284
F <sup>b</sup> -----	3, 4, 5, . . .	$m-\frac{1}{2}$	$\left(m-\frac{1}{2}\right)^2 \left[1 - \frac{2}{\left(m-\frac{1}{2}\right)\pi}\right]$	$\left(m-\frac{1}{2}\right)^2 \left[1 + \frac{2}{\left(m-\frac{1}{2}\right)\pi}\right]$

<sup>a</sup> $x=0$ .  
<sup>b</sup> $x=a$ .

**Tableau II-1: Coefficients de fréquence**

La modélisation des panneaux en nid d'abeille sont abordées dans l'annexe A ainsi que les comportements statique et dynamique [2].

### II-3.2. Equivalences des plaques sandwich NIDA

#### II-3.2.1. Méthode d'homogénéisation

L'étude du comportement mécanique d'une matière composite passe généralement en employant le concept de l'homogénéisation. Ce concept permet pour éviter les problèmes impliqués dans les hétérogénéités. La prétention essentielle est celle de la continuité. On idéalise la vraie constitution du matériel en le considérant continu.

Les propriétés spécifiques du matériel varient des façons discontinues avec les interfaces du passage entre les diverses phases, tout en supposant, comme clarifié avant chaque phase homogène et isotrope. Dans le cas des matières composites où une des deux phases est dispersée dans l'autre, il y a souvent une dimension caractéristique de l'hétérogénéité qui, dans le cas des composés avec des fibres, est la distance entre les fibres. Il y a également une balance dont de  $\delta h$  de dimension à partir les propriétés du matériel peuvent être estimées sous forme de moyennes avec une bonne approximation. Cela s'élève considérant que la mesure d'une propriété sur un échantillon de ce  $\delta h$  de dimension est indépendante de la localisation de l'espace de ce dernier en matériel.

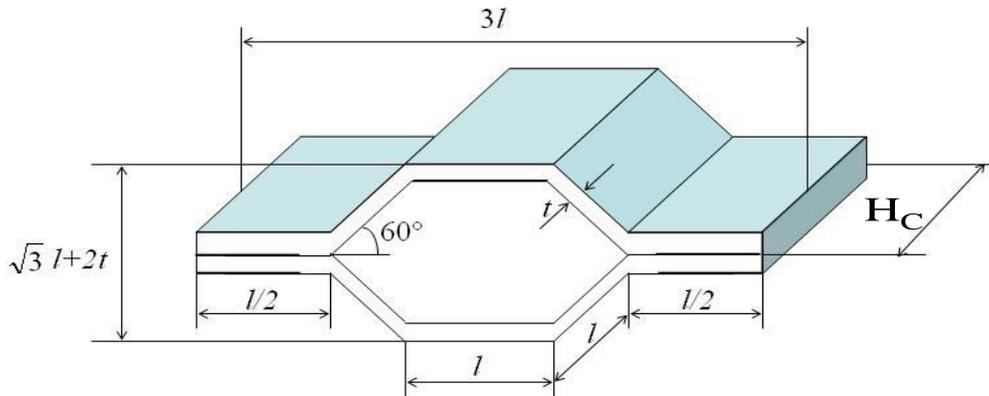
On parle alors au sujet de l'homogénéité macroscopique ou de l'homogénéité statistique. Le volume de  $\delta h$  de dimension est appelé le 3ème représentant élémentaire de volume (V.E.R) du matériel. La définition de la contrainte moyenne et de la déformation moyenne sur le V.E.R nous donne la possibilité de clarifier les constantes de la rigidité et de la flexibilité. La difficulté principale se situe dans le fait qu'il est nécessaire de trouver au début les solutions exactes de la déformation et des champs de contrainte à chaque point de matériel hétérogène.

L'homogénéisation peut être effectuée dans diverses formes qui sont les méthodes empiriques, analytiques, numériques, et statistiques ou combinaison de ces bouts appliqués aux théories d'élasticité, le visco - élasticité, de plasticité, de rupture ou de d'autres. Les études scientifiques, sur les matières composites avec la cellulose ou les différents renforts fibreux.

Dans le comportement mécanique anisotrope, tous les nids d'abeilles sont les structures cellulaires fermées. En identifiant une cellule d'unité et en dérivant la fraction de volume occupée par le métal, il est possible d'obtenir la relation simple entre la densité relative qui est indiquée par:

$$\bar{\rho} = \rho / \rho_s = \frac{8H_P}{3(\sqrt{3}L + 2H_P)}$$

Là où  $\rho$  est la densité de la structure cellulaire et  $\rho_s$  est celui du solide à partir duquel il est fait, et la topologie de la structure (Figure 5).



**Figure II-5: Géométrie de la cellule d'une structure en nid abeilles**

Pour pouvoir étudier le comportement des structures en nid d'abeilles, comme étant un modèle simplifié, il faut avoir recours à des équivalences, le tableau (II-2) indique les comportements en membrane et en flexion du NIDA [6].

	Plaque sandwich NIDA	Plaque isotrope équivalente
Rigidité en membrane	$\frac{2EH_P}{1-\nu^2}$	$\frac{E_{eq}H_{eq}}{1-\nu^2}$
Rigidité en flexion	$\frac{EH_P H_C^2}{2(1-\nu^2)}$	$\frac{E_{eq}H_{eq}^3}{12(1-\nu^2)}$

**Tableau II-2: équivalence des matériaux sandwich NIDA**

## Chapitre II : Modélisation et contrôle des panneaux

$$D'ou \quad H_{eq} = \left(3H_C^2\right)^{\frac{1}{2}}, \quad E_{eq} = \frac{2}{\sqrt{3}} \cdot \frac{H_P}{H_C} \cdot E \quad (3)$$

$H_p$     Epaisseur des peaux.

$E$       Module de Young des peaux.

$H_c$     Epaisseur du cœur.

$\nu$       Coefficient de poisson

Concernant la loi de Hooke généralisée visiter l'annexe A.1.5

Les contraintes de flexion réelles s'obtiennent en écrivant l'équivalence des moments de flexion entre les deux représentations et soit :

$$\sigma = \frac{H_C}{2H_p} \sigma_{eq} \quad (4)$$

La rigidité en flexion est essentiellement assurée par les semelles, le remplissage assurant la rigidité en cisaille. (Désignation anglo-saxonnes : semelles (facing), remplissage (core), nid d'abeilles (honeycomb), mousse (foam)). La rigidité en flexion s'exprime par :

$$\bar{D} = \frac{E \quad e_1 \quad e_2 \quad H_C^2}{(1-\nu^2)(e_1 + e_2)} \quad (5)$$

Avec:

$e_1, e_2$     épaisseur des semelles

$E$           Module d'Young des semelles

$H_c$         distance entre semelles

$\nu$           Coefficient de Poisson des semelles

La rigidité en traction est donnée par :

Pour la description des modèles utilisés consulter annexe A.2

$$\bar{E} = \frac{E}{(1-\nu^2)}(e_1 + e_2) \quad (6)$$

La rigidité en cisaillement sera :

$$\bar{G} = G_{xz} \frac{H_C^2}{H_C - \frac{e_1 + e_2}{2}} \quad (7)$$

Avec  $G_{xz}$  module de cisaillement du remplissage.

La rigidité de cisaillement d'un nid d'abeilles dépend de la surface et de l'épaisseur de chaque alvéole ainsi que du sens long ou travers (la rigidité en cisaillement est environ deux fois plus grande dans le sens du ruban). Pour un nid d'abeilles hexagonal la théorie des cloisons minces conduit à prendre pour un cisaillement dans le sens le plus favorable :

$$G_c = 1.5 \frac{e}{d} G \quad (8)$$

$G$  étant le module de cisaillement du matériau massif et  $G_c$  le module de cisaillement du nid d'abeilles.

Pour un matériau homogène expansé (Klégécél, (sorte de mousse) par exemple)  $G_c$  sera égal au module de cisaillement du matériau.

Le module de Young  $E_c$  sera rapporté à la section totale du nid d'abeille, dans le rapport des densités (nid d'abeilles/matériau massif) [4].

### II-4. Réservoirs

Le réservoir de carburant est destiné à recevoir et à stocker le carburant d'un véhicule automobile ou d'un aérodyne sous forme liquide.

Autrefois fabriqué en tôle, il est aujourd'hui le plus souvent fabriqué en matière synthétique, pour des raisons de poids et de sécurité.

Dans l'aérospatiale peuvent être dotés de trois types de réservoirs : intégral, rigide amovible et souple :

#### → Les réservoirs intégraux

Zones à l'intérieur de la structure de l'avion qui ont été obturées pour permettre le stockage de carburant. Un exemple de ce type est l'« aile sèche » fréquemment utilisée

## Chapitre II : Modélisation et contrôle des panneaux

sur les grands avions. Puisque ces réservoirs font partie intégrante de la structure, ils ne peuvent pas être enlevés pour être inspectés. Des trappes d'inspection permettent alors d'effectuer les vérifications internes, les réparations et l'entretien de ces réservoirs.

Sur les grands avions qui disposent de tels réservoirs, le carburant est stocké dans la voilure, le ventre et parfois dans la dérive.

### → Les réservoirs rigides amovibles

Se retrouvent sur les avions de petite taille, ils sont installés dans un compartiment spécifique et ne font pas partie de la structure de l'avion. Ils sont généralement fabriqués en métal et peuvent être retirés pour la maintenance, être remplacés ou réparés ;

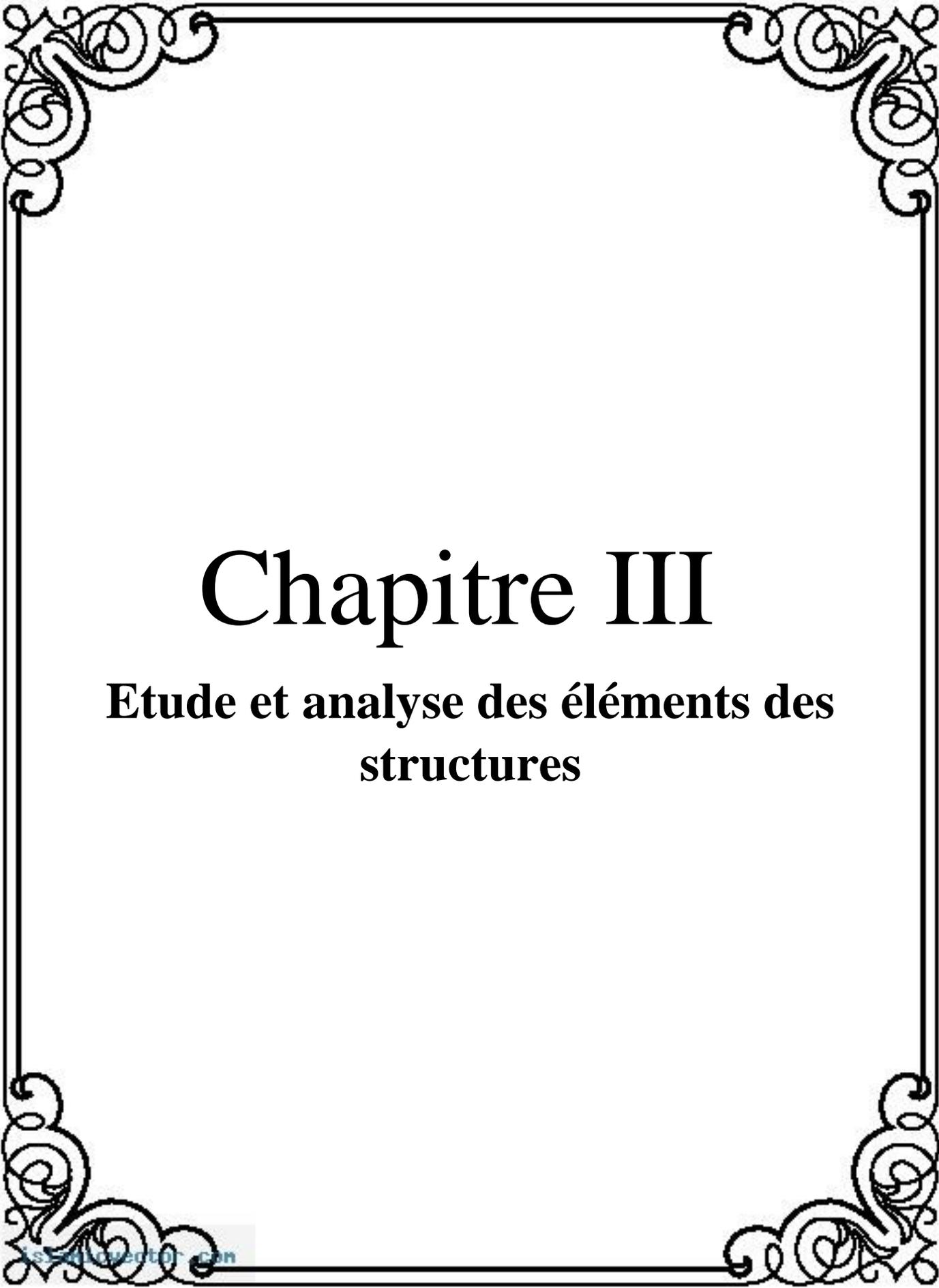
### → Les réservoirs souples ou réservoirs auxiliaires

Utilisés principalement sur les avions militaires ; souvent en forme d'obus pour des raisons aérodynamiques, ils sont fixés à l'extérieur de l'avion, en général sous les ailes. Ils peuvent être installés ou retirés selon la distance que doit parcourir l'avion.

## Conclusion

Dans cette partie, on a présenté :

- Les matériaux utilisés dans le domaine aérospatial;
- Architectures des panneaux sandwich;
- La théorie et l'analyse structurale des panneaux;
- Les réservoirs.



# Chapitre III

**Etude et analyse des éléments des  
structures**

### Introduction

Le but de cette partie est de faire des applications sur les éléments des structures des véhicules spatiaux (panneaux en nid-abeille et les réservoirs), l'intérêt de ces applications est de connaître les différents comportements mécaniques de ces éléments.

On a envisagé d'étudier dans cette partie deux éléments de structures que nous jugeons des éléments importants dans la conception des véhicules spatiaux à savoir:

- Les structures composites en nid d'abeille (les panneaux).
- Les réservoirs.

### III.1. CAO et Méthode Des Eléments Finis

La simulation permet d'une part de comprendre les phénomènes internes en accédant aux mécanismes internes qui les régissent et d'autre part d'appliquer les connaissances des structures dans des nouvelles configurations. La simulation est un outil qui non seulement remplace des expériences qui seraient lentes et fatigantes au banc d'essai mais encore élargit le champ d'action du constructeur en découplant des variables qui sont indissolublement liées dans les structures.

Dans le déroulement de tout projet, il est nécessaire d'effectuer un certain nombre d'analyses structurales qui permettront de faire les choix de concept, de les confirmer et de faire le dimensionnement effectif des structures retenues. La phase finale sera de prédire le comportement de la structure en développement durant toutes les phases de sa vie, en tenant compte des éléments influents (structures voisines, environnement extérieur...).

Cette tâche fait intervenir les outils les plus simples de la mécanique jusqu'aux outils les plus sophistiqués tels que la méthode des éléments finis.

Les calculs de structure font presque tous appel à la méthode des éléments finis, qui présente l'avantage d'une quasi-universalité d'application. Elle fait partie des outils de Conception Assistée par Ordinateur (CAO) les plus utilisés dans l'ingénierie, tant au niveau de la conception que de l'analyse de systèmes mécaniques. Cette technique consiste à discrétiser la structure mécanique à étudier par des éléments simples (triangles, parallélépipèdes, ...) qui épousent les formes géométriques de la structure. La résolution

des équations issues des modèles Éléments Finis ne peut être réalisée que sur ordinateur compte tenu de la complexité et de la taille des problèmes ainsi générés. Des logiciels de calcul de structure, souvent appelés "codes de calculs", ont été développés dans les années 60/70 et ont connu un réel essor dans le monde industriel dans les années 80.

L'utilisation de la CAO s'étend aujourd'hui à toutes les fonctions de conception d'un satellite, ce qui conduit à une intégration importante de l'ensemble des outils d'ingénierie [1].

### III.2. Méthode Des Éléments Finis

Connaitre les vibrations d'une structure, c'est avant tout connaitre ses **modes propres** avec leurs **fréquences de vibration**. La théorie ne peut donner la solution de ce problème que dans des cas particuliers simples (poutre de BERNOULLI, plaques minces de KIRCHOFF, ..., Mais dès qu'il s'agit de structures concrètes et complexes, (satellites, avions, ...), on doit faire appel aux méthodes approchées de résolution numérique.

La méthode des éléments finis (**MEF**) appartient à cette classe des procédures numériques qui peut transformer une relation fonctionnelle en un système d'équations linéaires. La FEM a connu un grand développement depuis les années 1970 et est devenue une méthode très populaire dans les nombreux domaines de la physique. Cette popularité est probablement due à sa capacité de pouvoir s'appliquer à des structures complexes. La méthode des éléments finis est une méthode rigoureuse, mais nécessite des temps de calcul importants ainsi qu'une grande capacité de mémoire du calculateur. Il existe de nombreux livres à son sujet et les articles publiés se chiffrent par centaines.

La décomposition en éléments simples de géométrie du système fait appel à des fonctions comme des éléments triangulaires (en deux dimensions) ou des tétraèdres (en trois dimensions). A l'intérieur de chaque élément, la fonction cherchée subit une approximation polynomiale dont les coefficients sont inconnus. Par un choix judicieux des coefficients, la FEM impose automatiquement les conditions de continuité de la fonction d'un élément à l'autre. La FEM nécessite des conditions aux limites absorbantes pour limiter le domaine de calcul (maillage) en présence des structures ouvertes sur l'espace libre.

### Chapitre III : Etude et analyse des éléments des structures

De nombreuses solutions ont été proposées et celle retenue dans la plupart des logiciels est l'utilisation des couches parfaitement adaptées.

La méthode des éléments finis permet d'obtenir une approximation des solutions d'équations d'équilibre de corps solides déformables soumis à des sollicitations d'origine diverses. Les quantités mécaniques (déplacements, déformations, contraintes) liées à l'équilibre des solides et satisfaisant aux lois de la physique sont ainsi calculées en certains points du solide modélisé.

Cette méthode consiste à discrétiser des structures continues. La structure est découpée en un nombre fini de sous-ensembles appelés **éléments**. Ces éléments sont constitués d'un nombre fini de points appelés **nœuds**. Les éléments sont interconnectés par les nœuds, situés sur les faces, côtés et sommets des éléments, formant ainsi le maillage de la structure initiale.

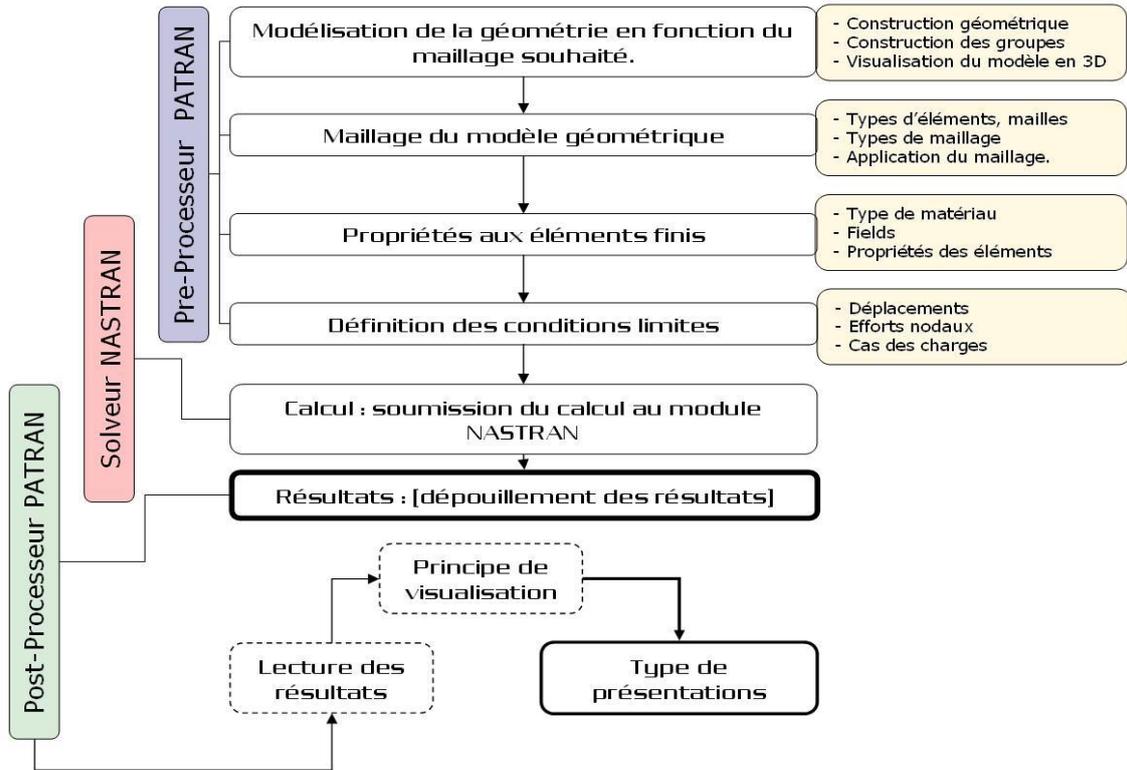
Les calculs mathématiques sont effectués uniquement sur les nœuds. Après avoir calculé l'équilibre de chaque élément, l'équilibre global du solide, sous un chargement donné, est approché en sommant les contributions de chaque élément et en tenant compte des conditions aux limites.

Grâce au logiciel **MSC NASTRAN** (code de calcul) / **PATRAN** (visualisation graphique des résultats), nous avons pu étudier nos différents résultats, obtenus à l'aide des divers cas de charge.

On fait appel à ce genre de logiciel, pour :

- Accélérer le travail de conception,
- Prédire le comportement des structures complexes sans devoir recourir à l'expérimentation (prototypes),
- Réduire le coût des activités de conception.

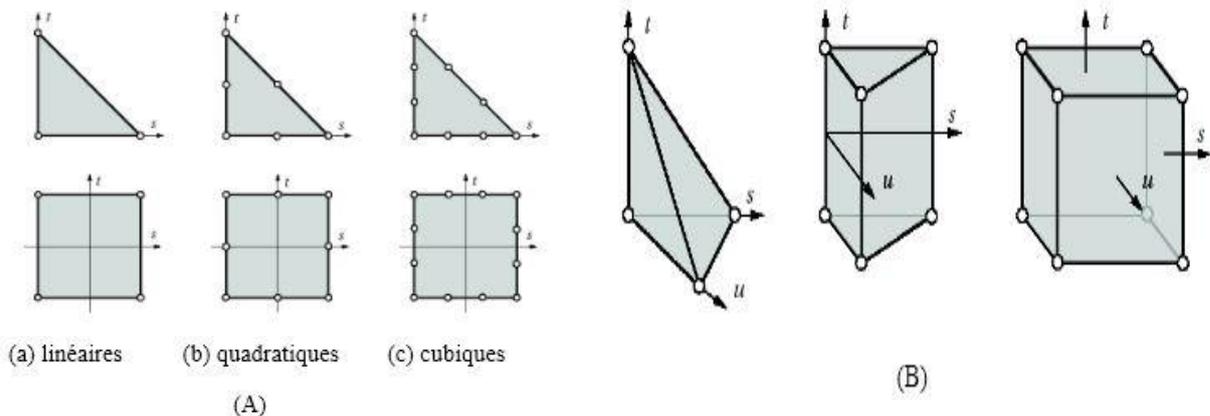
Les différentes tâches à accomplir dans cette partie sont décrites dans ce qui suit, l'organigramme ci-dessous présente en général le déroulement de la modélisation et de l'analyse, sous les logiciels MSC/PATRAN et NASTRAN ( Voir la figure 1) [3].



**Figure III-1: Conception de modèle et de l'analyse**

L'analyse par éléments finis (AEF) implique typiquement les étapes suivantes :

- Construire la géométrie idéalisée avec de la structure qui doit être analysée. La structure peut être une représentation précise de l'objet ou une représentation simplifiée pour le but de l'analyse.
- Diviser la structure en éléments finis (Voir la figure 2).



**Figure III-2: Maillage de la structure**

**(A)Éléments parents triangulaires et quadrangulaires à deux dimensions**

**(B)Éléments parents volumiques à transformation linéaire**

- Appliquer les contraintes connues : forces et/ou moments nodaux dans l'analyse d'effort, flux de la chaleur nodaux dans le transfert thermique.
- Indiquer comment la structure est soutenue, c'est-à-dire, les déplacements et des températures aux valeurs connues.
- Définir les caractéristiques du matériau : Cette étape est de déterminer les propriétés matériau par exemple pour indiquer le module de Young et le coefficient de Poisson.
- L'ordinateur peut maintenant être utilisé pour résoudre pour des champs de résultats comme des efforts et des contraintes dans la structure.

### III.3. Analyse modale des structures composites en nid d'abeilles utilisées dans la conception des panneaux des satellites

Les structures en nids d'abeilles (Nida) offrent une grande rigidité pour une faible masse, d'après les différentes simulations montrent que la force de compression transite essentiellement par les arêtes verticales du nida.

On a traité l'analyse géométrique du comportement vibratoire d'un panneau nids d'abeilles pour le cas encasté/libre. Le modèle géométrique tridimensionnel de la plaque sandwich, illustré sur la figure 3. La plaque est d'une longueur 288 mm et un largeur 55. 424mm. La figure 3 présente le maillage de la structure nid d'abeille.

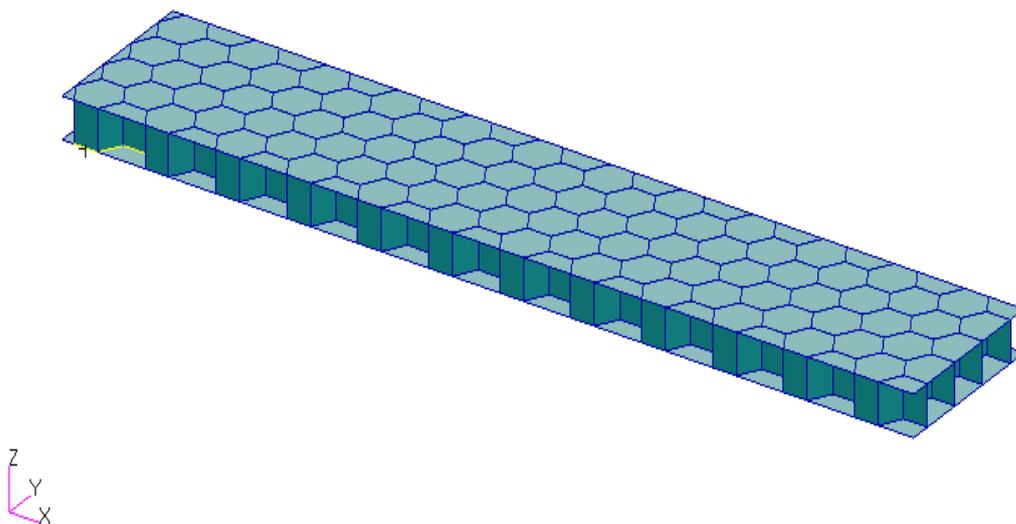


Figure III-3: géométrie du nid d'abeille

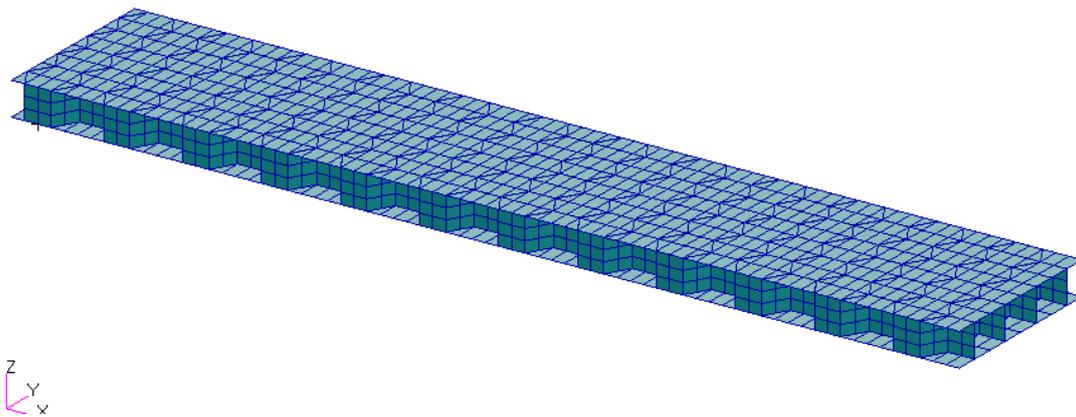
## Chapitre III : Etude et analyse des éléments des structures

Les matériaux utilisés sont l'aluminium, titane et l'époxy carbone dont ces caractéristiques mécaniques sont les suivantes (tableau 1)

Peaux, âme aluminium	E (GPa)	$\rho$ (Kg/m <sup>3</sup> )	$\nu$
	72	2700	0.33
Ame titane	110	4510	0.33
Ame époxy- carbone	143	1600	0.3

**Tableau III-1: Caractéristiques mécaniques**

Le modèle élément finis a été réalisé par la méthode sous structure, en utilisant différents types de maillage ; pour les peaux, le maillage est surfacique de type manuel ; pour l'âme, le maillage est automatique de type quadratique de quatre nœuds.



**Figure III-4: Modèle par éléments finis d'une structure en nid d'abeille**

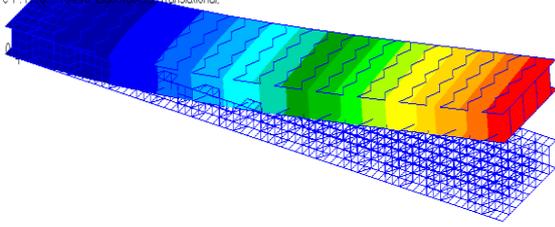
Plusieurs simulations ont été effectuées dans ce mémoire, il s'agit de la variation de la géométrie de la plaque en nid d'abeille, en mettant l'accent sur l'effet de différents paramètres géométriques tel que l'épaisseur du cœur et de la peau ainsi que la taille de la cellule.

### III.3.1 Effet de l'épaisseur du panneau

En changeant l'épaisseur du panneau (10 mm, 20 mm, 30 mm) mais en gardant les mêmes propriétés mécaniques.

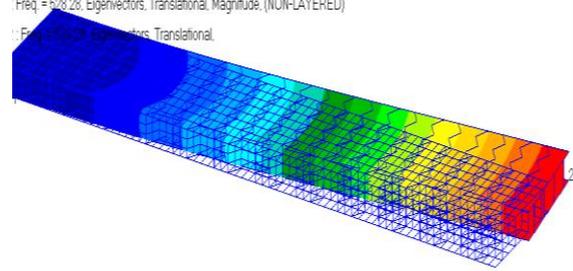
## Chapitre III : Etude et analyse des éléments des structures

1 : Freq. = 164,78, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
e 1 : Freq. = 164,78, Eigenvectors, Translational.



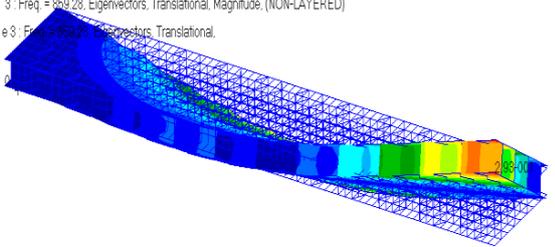
Mode1  $f_1=164,78Hz$

1 : Freq. = 528,28, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
e 1 : Freq. = 528,28, Eigenvectors, Translational.



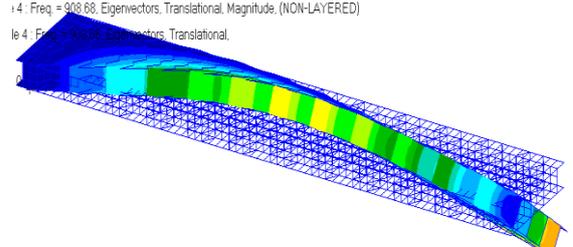
Mode2  $f_2=528,28Hz$

3 : Freq. = 859,28, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
e 3 : Freq. = 859,28, Eigenvectors, Translational.



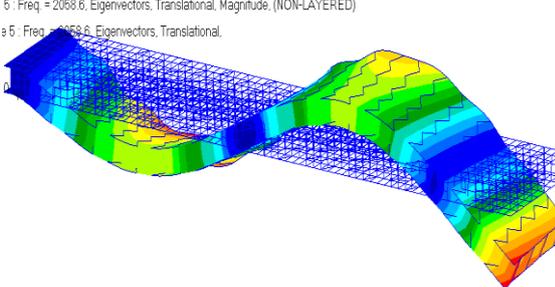
Mode3  $f_3=859,28Hz$

4 : Freq. = 908,68, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
e 4 : Freq. = 908,68, Eigenvectors, Translational.



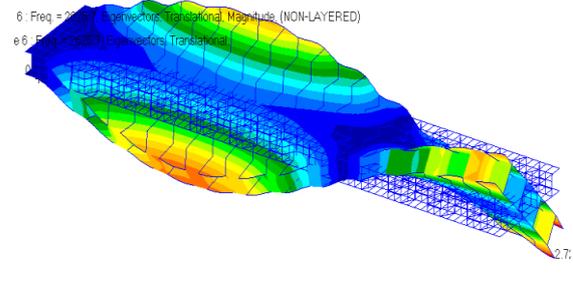
Mode4  $f_4=908,68Hz$

6 : Freq. = 2058,6, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
e 6 : Freq. = 2058,6, Eigenvectors, Translational.



Mode5  $f_5=2058,6Hz$

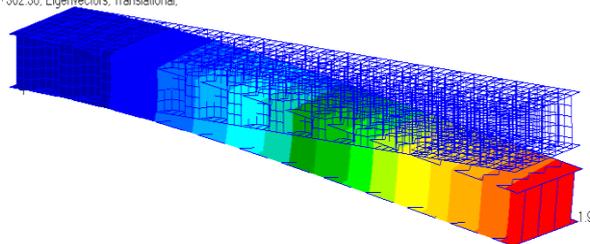
6 : Freq. = 2625,7, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
e 6 : Freq. = 2625,7, Eigenvectors, Translational.



Mode6  $f_6=2625,7Hz$

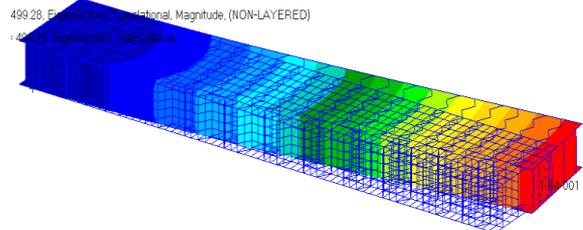
**Figure III-5: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille (Épaisseur = 10mm)**

302,36, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
1 : 302,36, Eigenvectors, Translational.



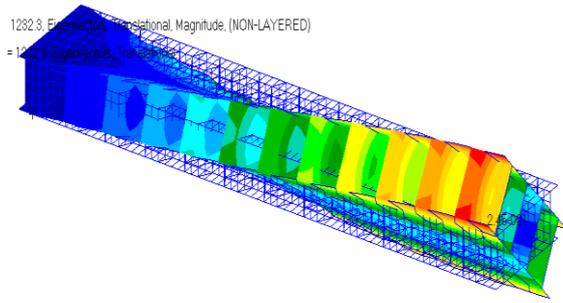
Mode1  $f_1=302,36Hz$

499,28, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
1 : 499,28, Eigenvectors, Translational.

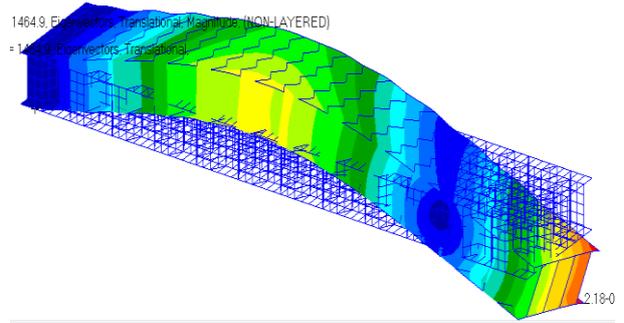


Mode2  $f_2=499,28Hz$

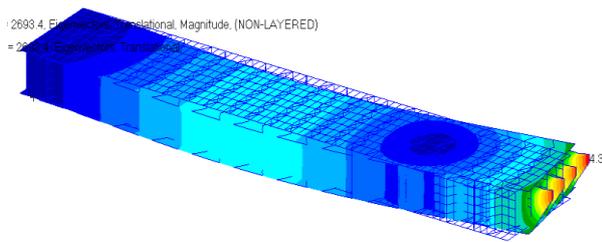
# Chapitre III : Etude et analyse des éléments des structures



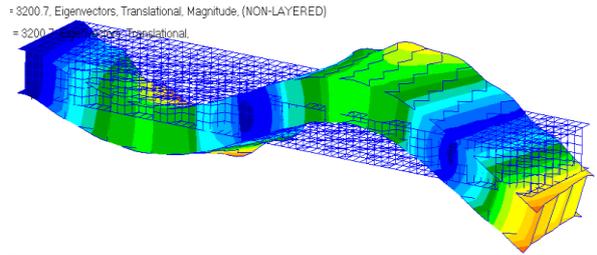
Mode3  $f_3=1232,3Hz$



Mode4  $f_4=1464,9Hz$

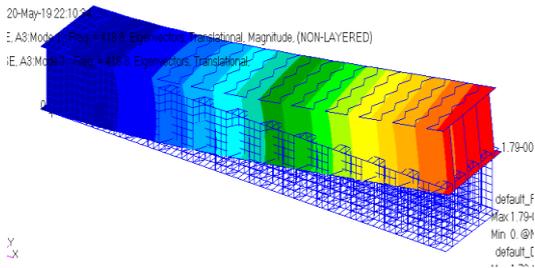


Mode5  $f_5=2693,4Hz$

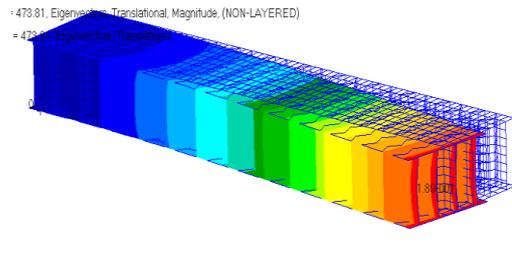


Mode6  $f_6=3200,7Hz$

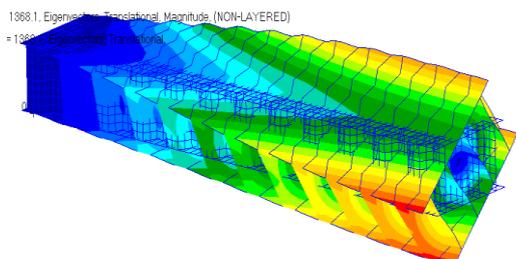
**Figure III-6: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille (Épaisseur = 20mm)**



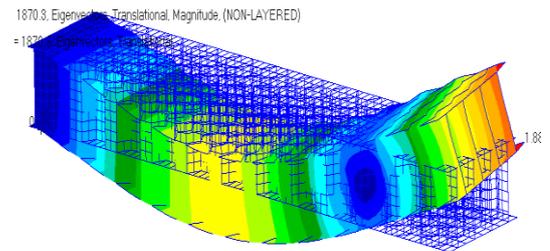
Mode1  $f_1=418,8 Hz$



Mode2  $f_2=473,81 Hz$

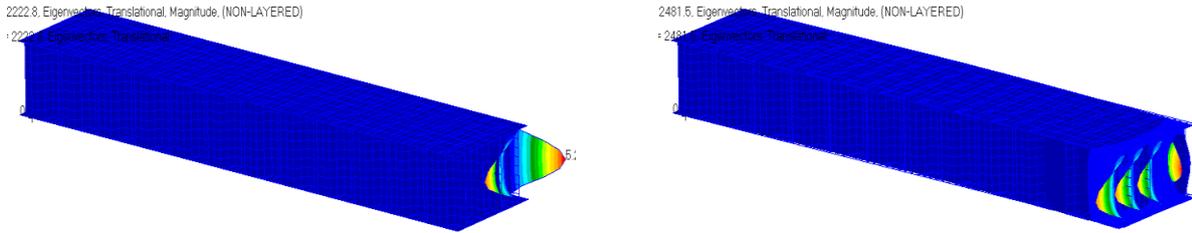


Mode3  $f_3=1368,1 Hz$



Mode4  $f_4=1870,3 Hz$

## Chapitre III : Etude et analyse des éléments des structures

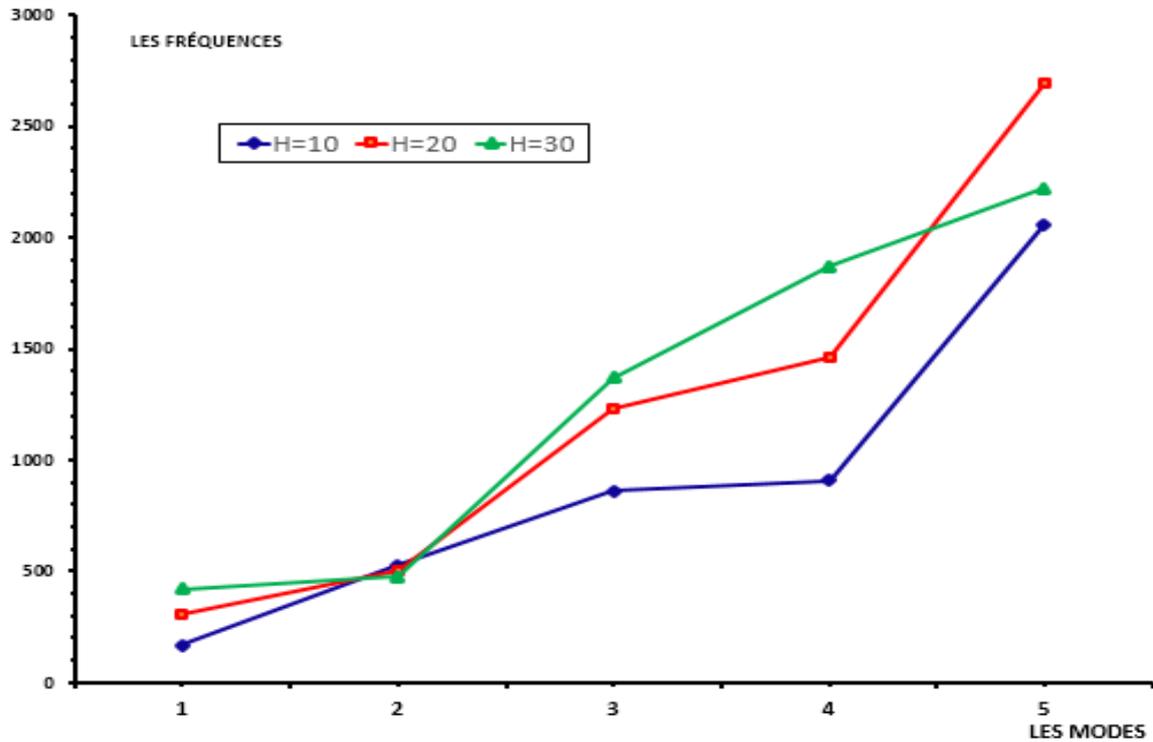


Mode5  $f_5=2222,8Hz$

Mode6  $f_6=2481,5Hz$

**Figure III-7: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille (Épaisseur = 30mm)**

Les résultats obtenus numériquement ont présenté sur la figure 8 qui illustre la variation des fréquences en fonction de différentes épaisseurs du cœur de la plaque pour les cinq premiers modes, la plaque est de dimensions (288mm\*55.424mm\*10mm), le matériau utilisé est l'aluminium. Il est clair que les fréquences augmentent avec l'augmentation de l'épaisseur du cœur, ils sont dus à l'augmentation du poids ce qui entraîne l'accroissement de la rigidité du panneau.



**Figure III-8: Variations des fréquences en fonction des épaisseurs du cœur.**

III.3.2 Effet de changement du matériau

En changeant le matériau de la plaque on obtient les résultats suivants :

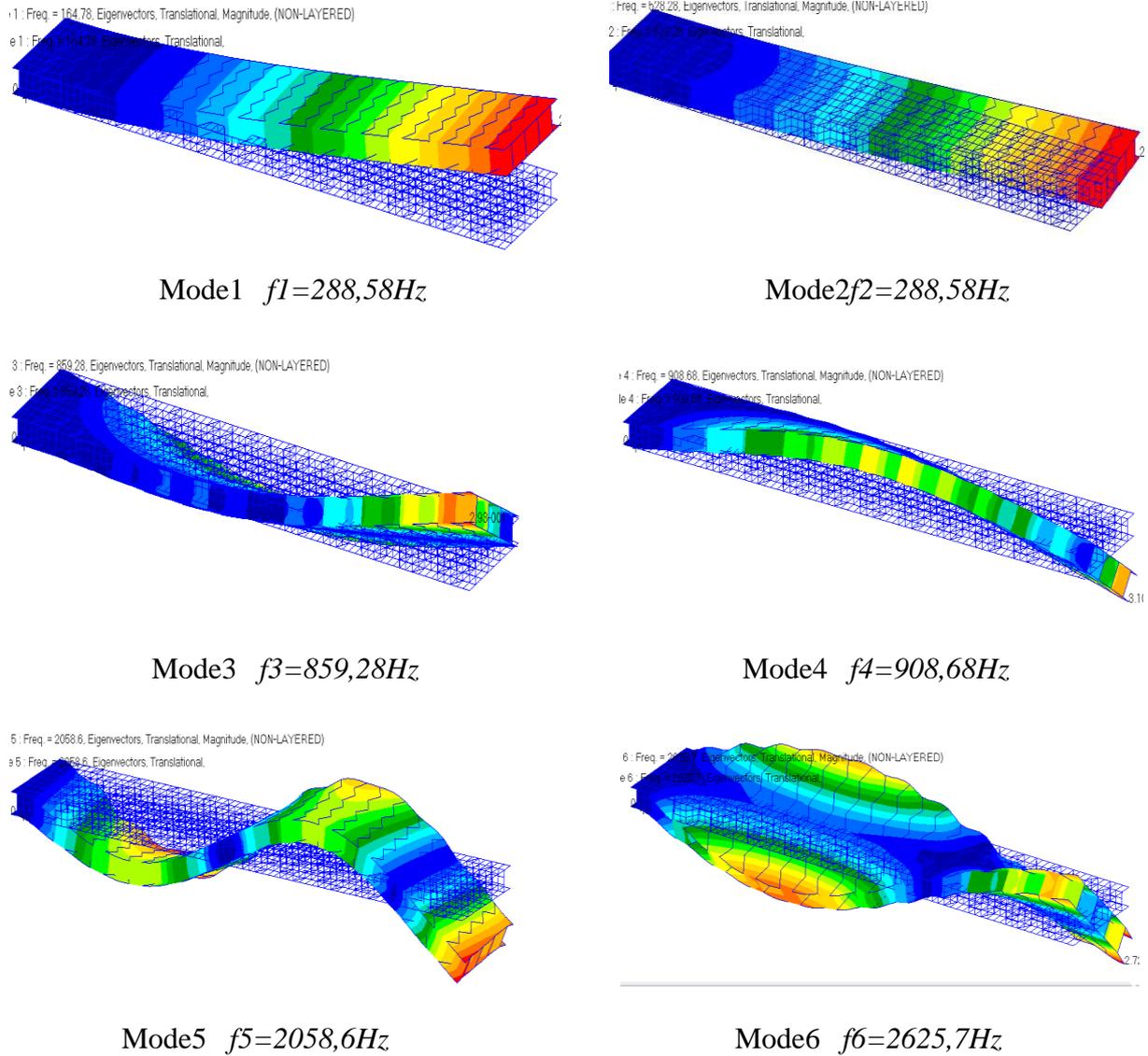
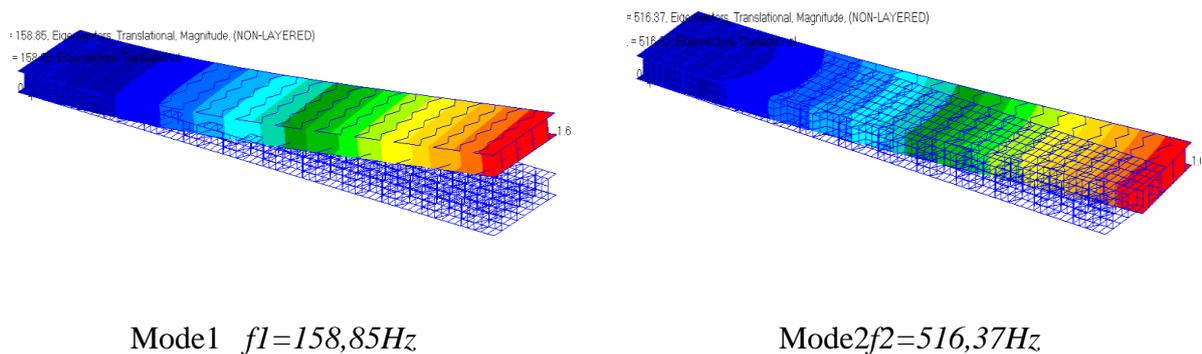
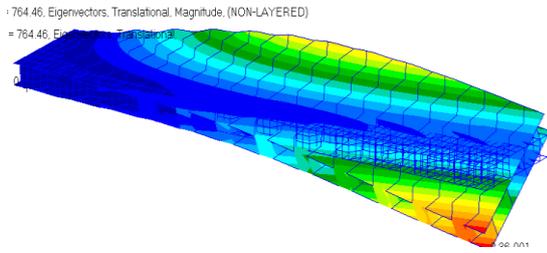


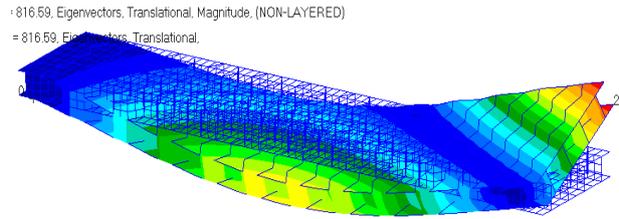
Figure III-9: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille (Matériau : Aluminium)



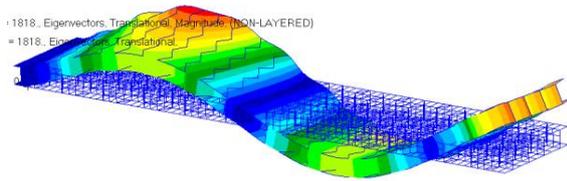
## Chapitre III : Etude et analyse des éléments des structures



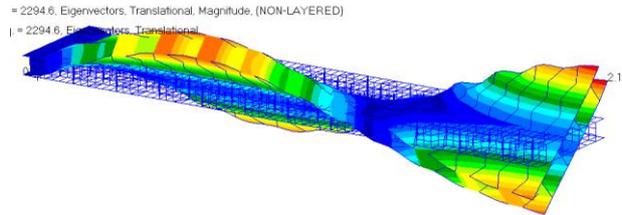
Mode3  $f_3=764,46\text{Hz}$



Mode4  $f_4=816,59\text{Hz}$

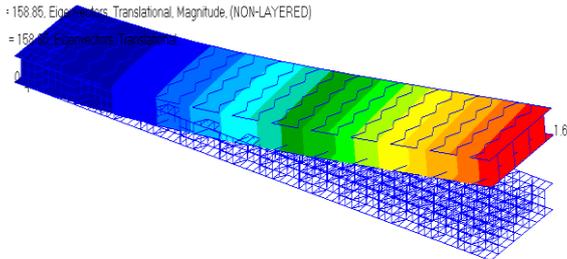


Mode5  $f_5=1818\text{Hz}$

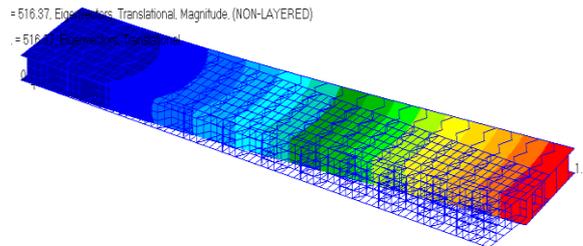


Mode6  $f_6=2294,6\text{Hz}$

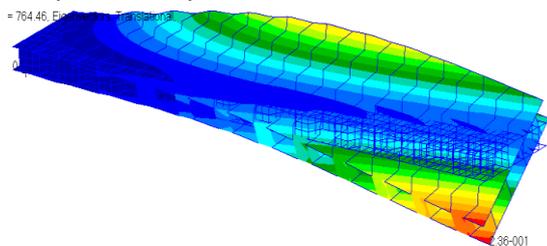
**Figure III-10: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille (Matériau : Titane)**



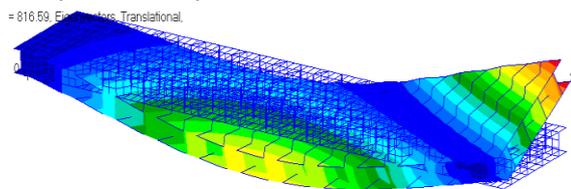
Mode1  $f_1=280,63\text{Hz}$



Mode2  $f_2=923,99\text{Hz}$

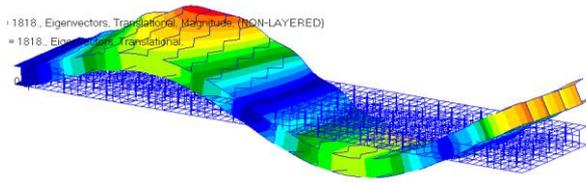


Mode3  $f_3=1285,4\text{Hz}$

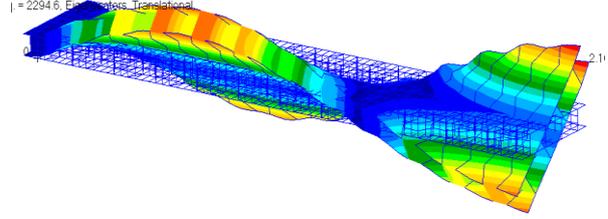


Mode4  $f_4=1381,8\text{Hz}$

## Chapitre III : Etude et analyse des éléments des structures



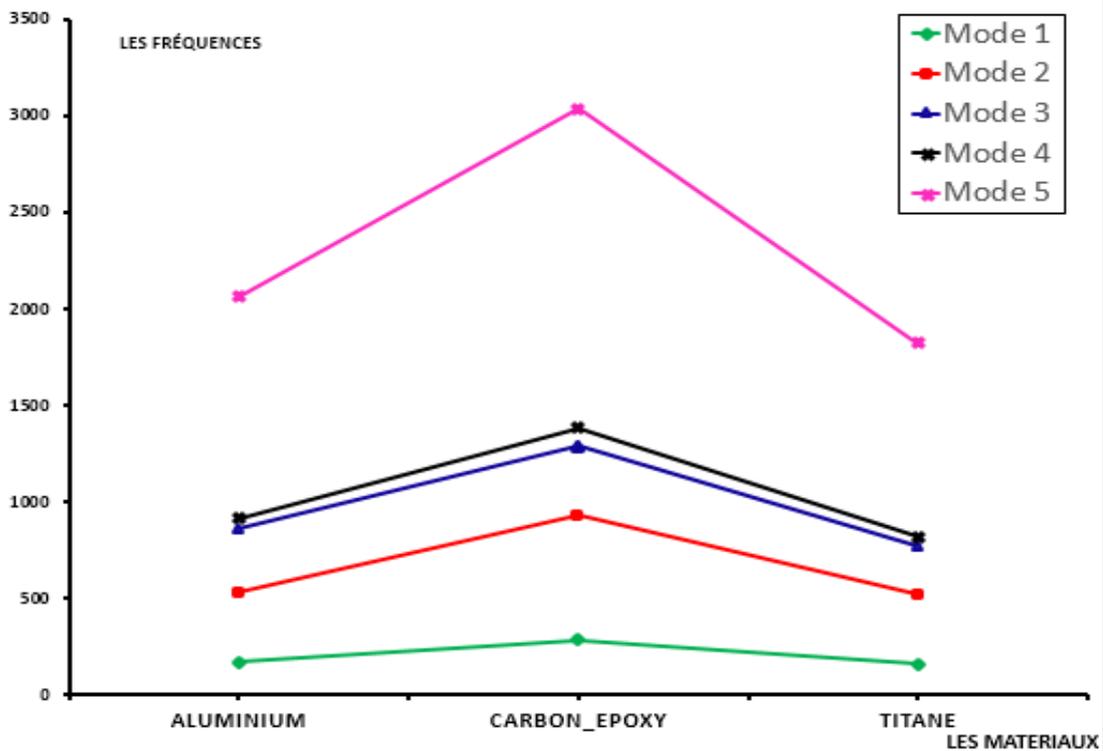
Mode5  $f_5=3032Hz$



Mode6  $f_6=4773Hz$

**Figure III-11: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille (Matériau : époxy carbone)**

La figure 12 illustre la variation des fréquences en fonction de différents matériaux de la plaque pour les cinq premiers modes, en a choisi les dimensions suivantes : La longueur 288mm, largeur 55.424mm ,épaisseur du cœur 10mm , taille de la cellule 8mm , épaisseur du l'âme du cœur 0,2mm et l'épaisseur de l'âme de la peau 1mm, le changement du matériau conduit à une augmentation progressive des valeurs des fréquences, car l'augmentation du module d'Young qui est responsable de la rigidité implique une évolution des fréquences.

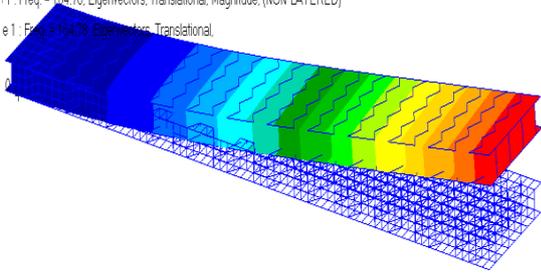


**Figure III-12: Variation des fréquences en fonctions des matériaux**

## III.3.3 Effet de l'épaisseur des peaux

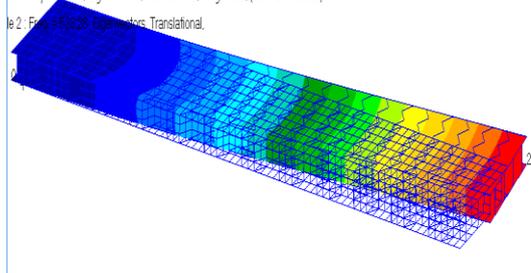
Les figures 13,14 et 15 montrent la variation des fréquences en fonction de différentes épaisseurs des peaux pour les quatre premiers modes, on a utilisé une plaque avec l'épaisseur 1mm et la taille de cellule est de 8mm. Suivant les résultats obtenus, montrent que l'accroissement de l'épaisseur des peaux conduit à une augmentation des fréquences propres du panneau car ils gagnent du poids et de rigidité.

1 : Freq. = 164.78, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
e 1 : Freq. = 164.78, Eigenvectors, Translational.



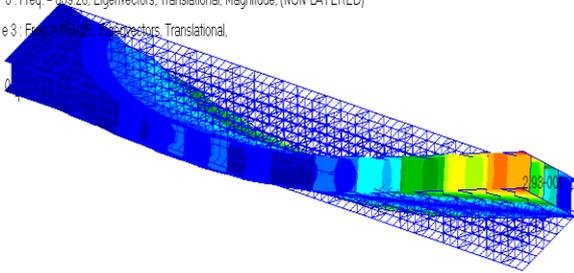
Mode1  $f1=288,58Hz$

2 : Freq. = 628.28, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
e 2 : Freq. = 628.28, Eigenvectors, Translational.



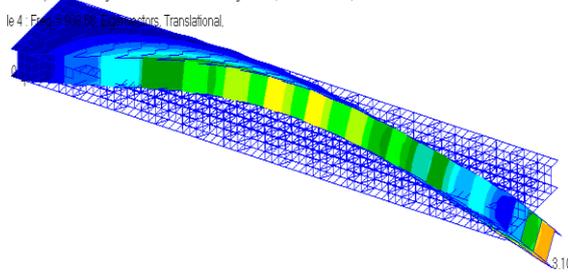
Mode2  $f2=288,58Hz$

3 : Freq. = 859.28, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
e 3 : Freq. = 859.28, Eigenvectors, Translational.



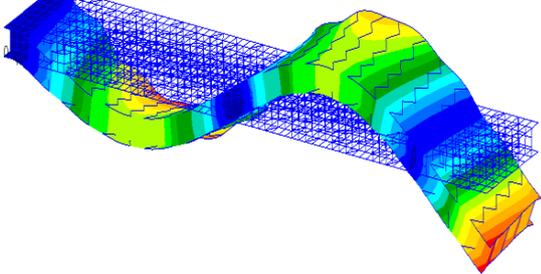
Mode3  $f3=859,28Hz$

4 : Freq. = 908.68, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
e 4 : Freq. = 908.68, Eigenvectors, Translational.



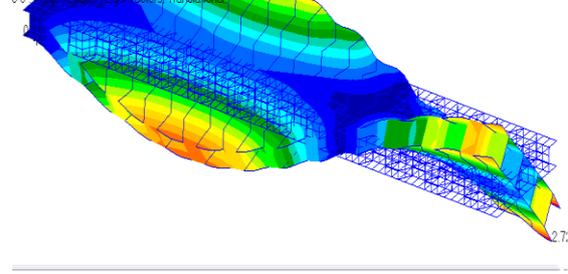
Mode4  $f4=908,68Hz$

5 : Freq. = 2058.6, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
e 5 : Freq. = 2058.6, Eigenvectors, Translational.



Mode5  $f5=2058,6Hz$

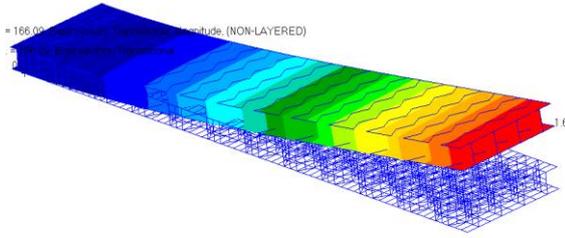
6 : Freq. = 2625.7, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
e 6 : Freq. = 2625.7, Eigenvectors, Translational.



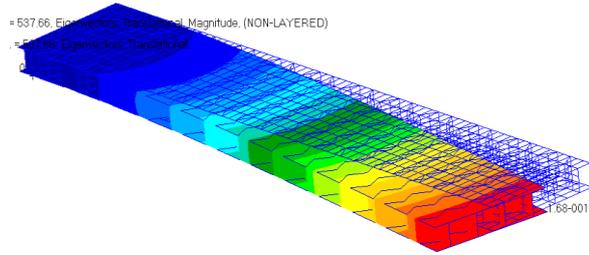
Mode6  $f6=2625,7Hz$

**Figure III-13: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille (t = 1 mm)**

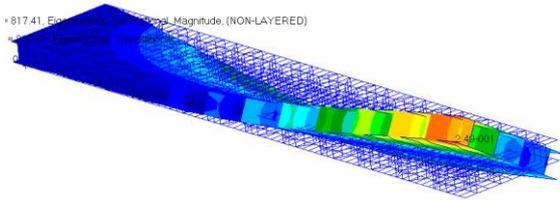
# Chapitre III : Etude et analyse des éléments des structures



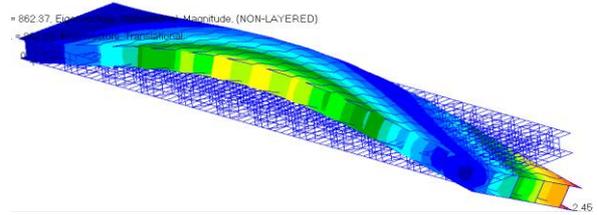
Mode1  $f_1=166,09Hz$



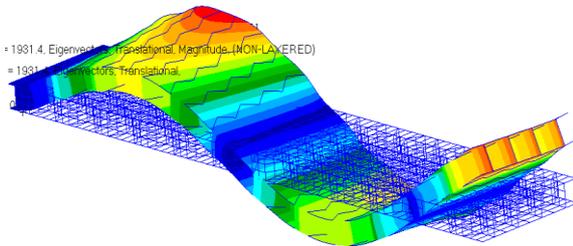
Mode2  $f_2=537,66Hz$



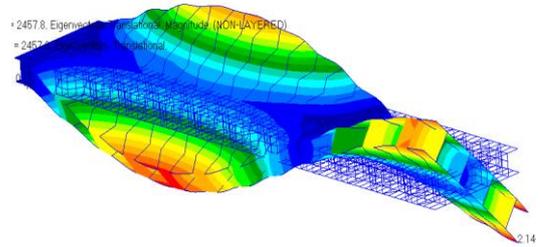
Mode3  $f_3=817,41Hz$



Mode4  $f_4=862,37Hz$

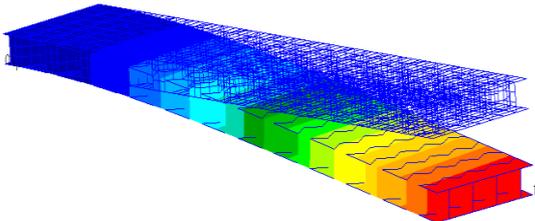


Mode5  $f_5=1931,4Hz$

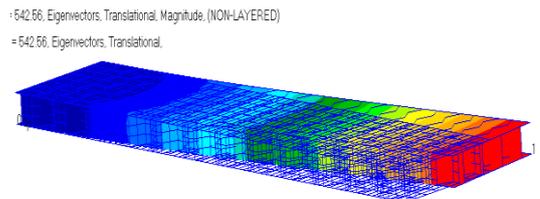


Mode6  $f_6=2457,8 Hz$

**Figure III-14: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille (t = 1,5 mm)**



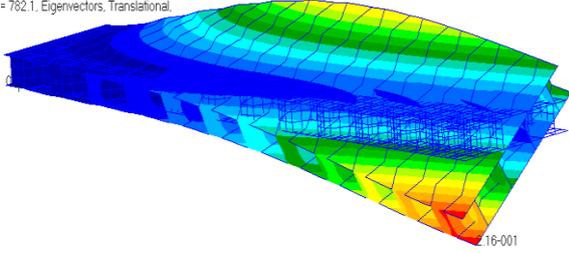
Mode1  $f_1=166,2Hz$



Mode2  $f_2=542,56Hz$

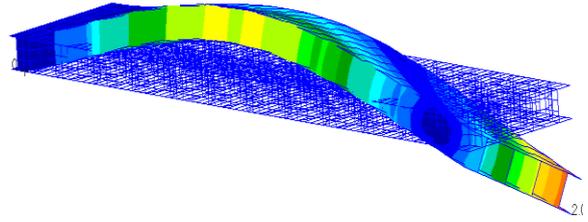
## Chapitre III : Etude et analyse des éléments des structures

782.1, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
= 782.1, Eigenvectors, Translational



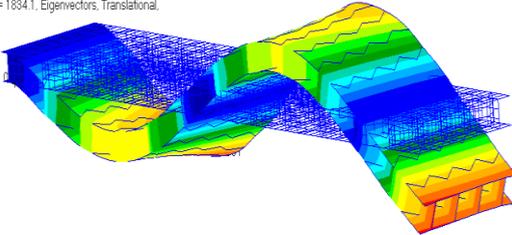
Mode3  $f_3=782,1Hz$

828.2, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
= 828.2, Eigenvectors, Translational



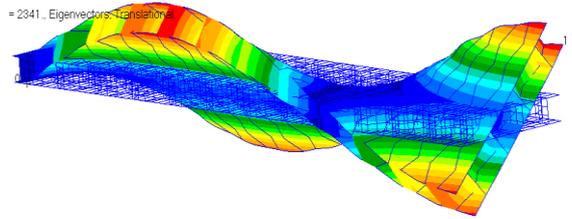
Mode4  $f_4=828,2Hz$

1834.1, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
= 1834.1, Eigenvectors, Translational



Mode5  $f_5=1834,1Hz$

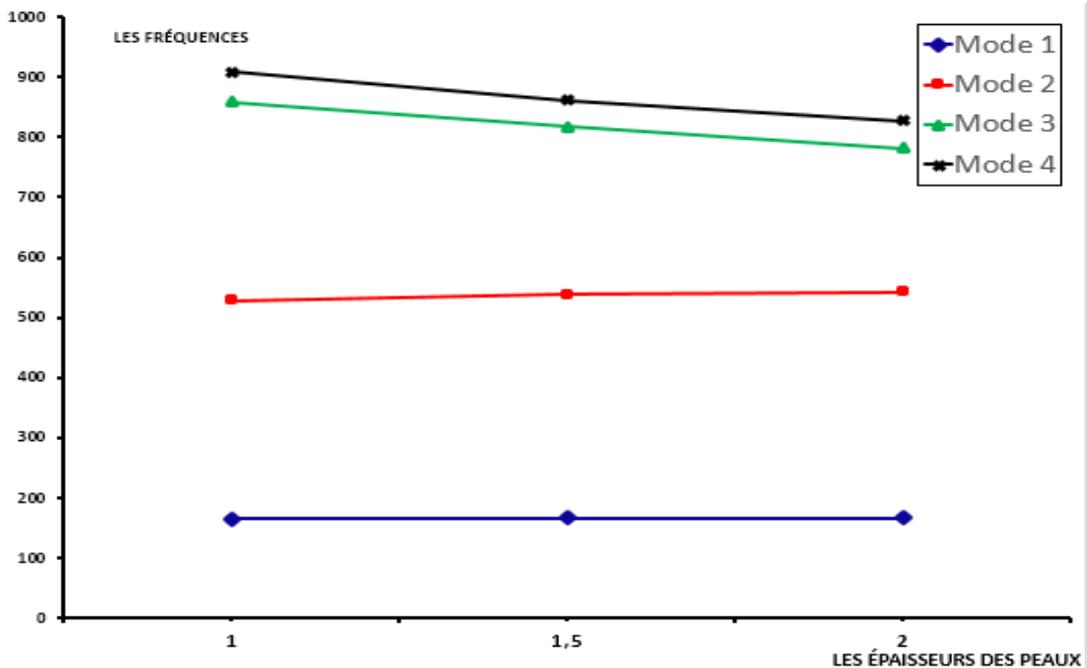
2341, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
= 2341, Eigenvectors, Translational



Mode6  $f_6=2341 Hz$

**Figure III-15: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille ( $t = 2 \text{ mm}$ )**

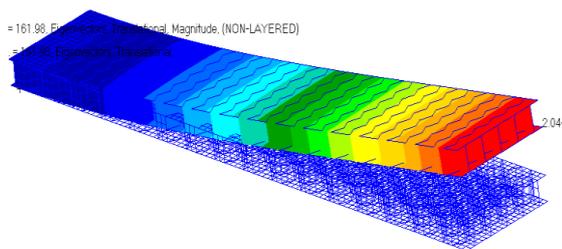
La figure 16 illustre la variation des fréquences en fonction de différentes matériaux de la plaque pour les quatre premiers modes. La variation de l'épaisseur conduit à une augmentation progressive des valeurs des fréquences, car l'augmentation du module d'Young qui est responsable de la rigidité implique une évolution des fréquences.



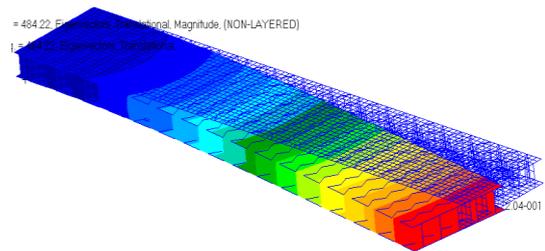
**Figure III-16: Variations des fréquences en fonction d'épaisseur des peaux**

### III.3.4 Effet de la taille de la cellule

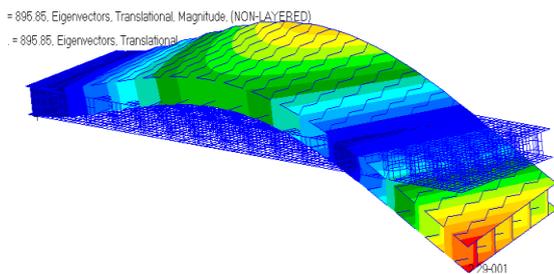
Les figures 17,18 et 19 illustrent la variation des fréquences en fonction de différentes tailles de la cellule de la plaque pour les quatre premiers modes, les dimensions utilisées dans cette section sont : La longueur 288mm, largeur 55.424mm, épaisseur du cœur 10mm, taille de la cellule (6mm,8mm et 10mm), épaisseur de l'âme du cœur 0,2mm et l'épaisseur de l'âme de la peau 1mm, d'après les résultats on distingue que la taille de la cellule n'a pas d'influence majeure sur les fréquences car l'augmentation de la taille de la cellule provoquera une diminution du poids et par conséquent la densité du matériau qui laisse les résultats presque inchangés.



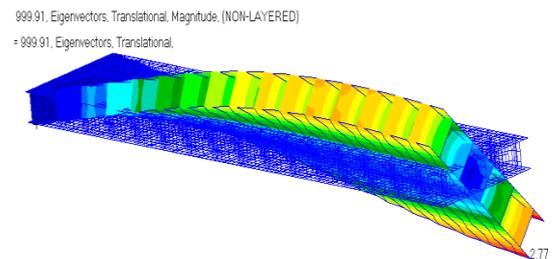
Mode1  $f_1=161,98Hz$



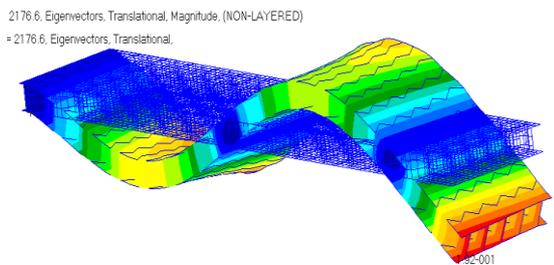
Mode2  $f_2=484,22Hz$



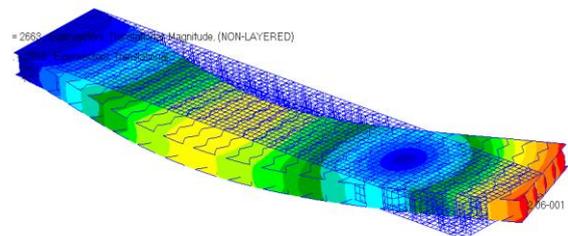
Mode3  $f_3=895,85Hz$



Mode4  $f_4=999,91Hz$



Mode5  $f_5=2176,6Hz$

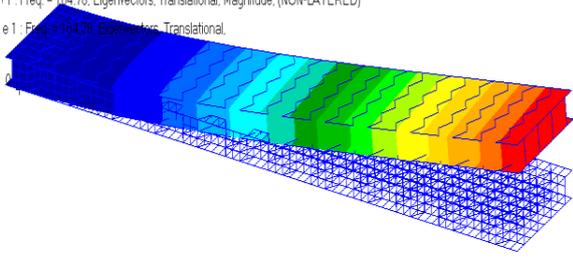


Mode6  $f_6=2663Hz$

**Figure III-17: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille (d= 6 mm)**

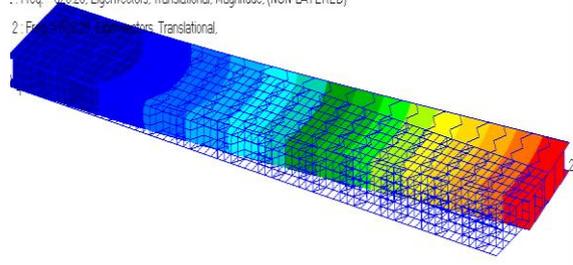
# Chapitre III : Etude et analyse des éléments des structures

1: Freq. = 164.78, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
e 1: Freq. = 164.78, Eigenvectors, Translational.



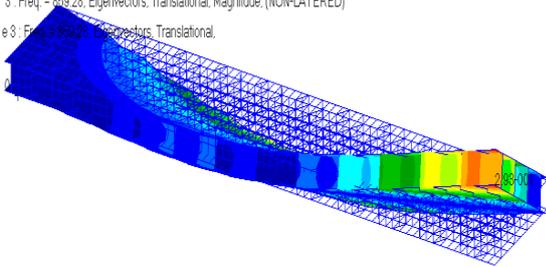
Mode1  $f_1=288,58Hz$

2: Freq. = 678.28, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
e 2: Freq. = 678.28, Eigenvectors, Translational.



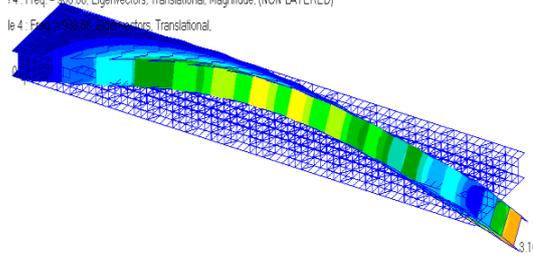
Mode2  $f_2=288,58Hz$

3: Freq. = 859.28, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
e 3: Freq. = 859.28, Eigenvectors, Translational.



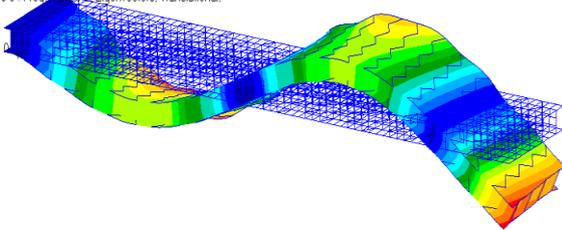
Mode3  $f_3=859,28Hz$

4: Freq. = 908.68, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
e 4: Freq. = 908.68, Eigenvectors, Translational.



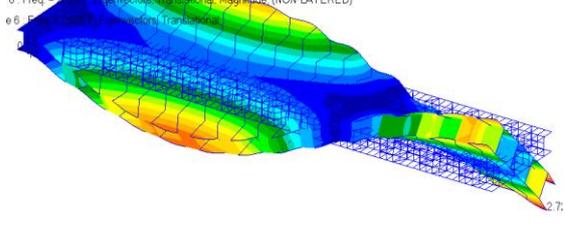
Mode4  $f_4=908,68Hz$

5: Freq. = 2058.6, Eigenvectors, Translational.



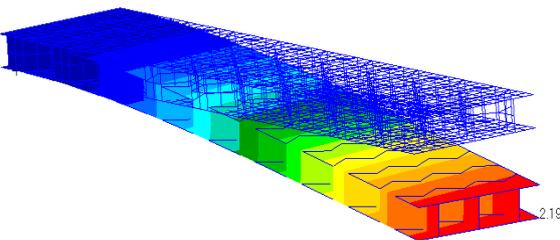
Mode5  $f_5=2058,6Hz$

6: Freq. = 2625.7, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
e 6: Freq. = 2625.7, Eigenvectors, Translational.

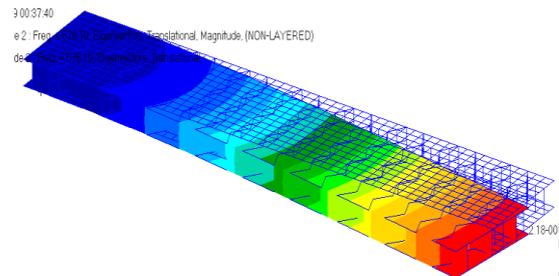


Mode6  $f_6=2625,7Hz$

**Figure III-18: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille (d= 8 mm)**



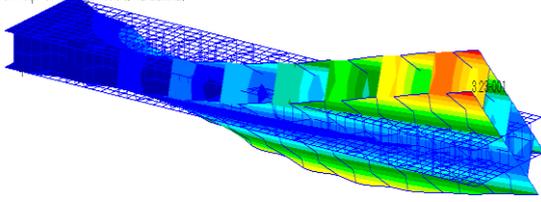
Mode1  $f_1=188,31Hz$



Mode2  $f_2=576,19Hz$

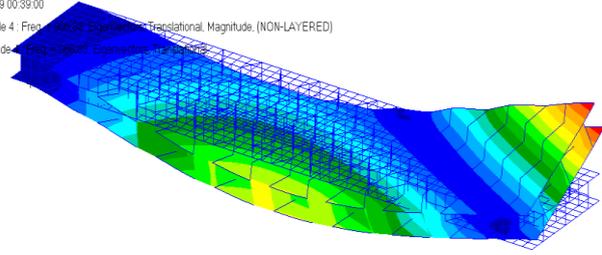
## Chapitre III : Etude et analyse des éléments des structures

8 : Freq = 877,11, Eigenvectors, Translational, Magnitude (NON-LAYERED)  
 e 3 : Freq = 877,11, Eigenvectors, Translational.



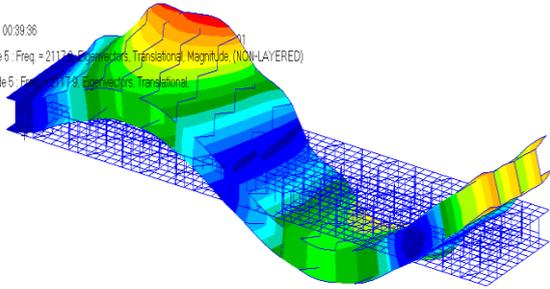
Mode3  $f_3 = 877,11\text{Hz}$

19 00:39:00  
 de 4 : Freq = 966,83, Eigenvectors, Translational, Magnitude (NON-LAYERED)  
 ode 4 : Freq = 966,83, Eigenvectors, Translational.



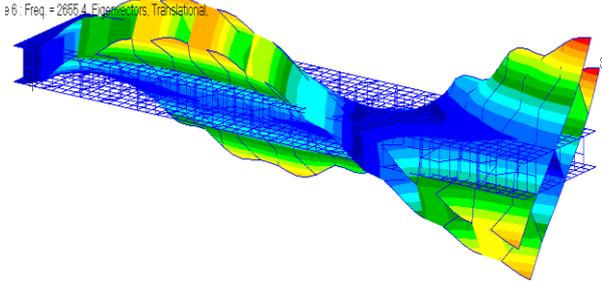
Mode4  $f_4 = 966,83\text{Hz}$

3 00:39:36  
 e 5 : Freq = 2117,9, Eigenvectors, Translational, Magnitude (NON-LAYERED)  
 de 5 : Freq = 2117,9, Eigenvectors, Translational.



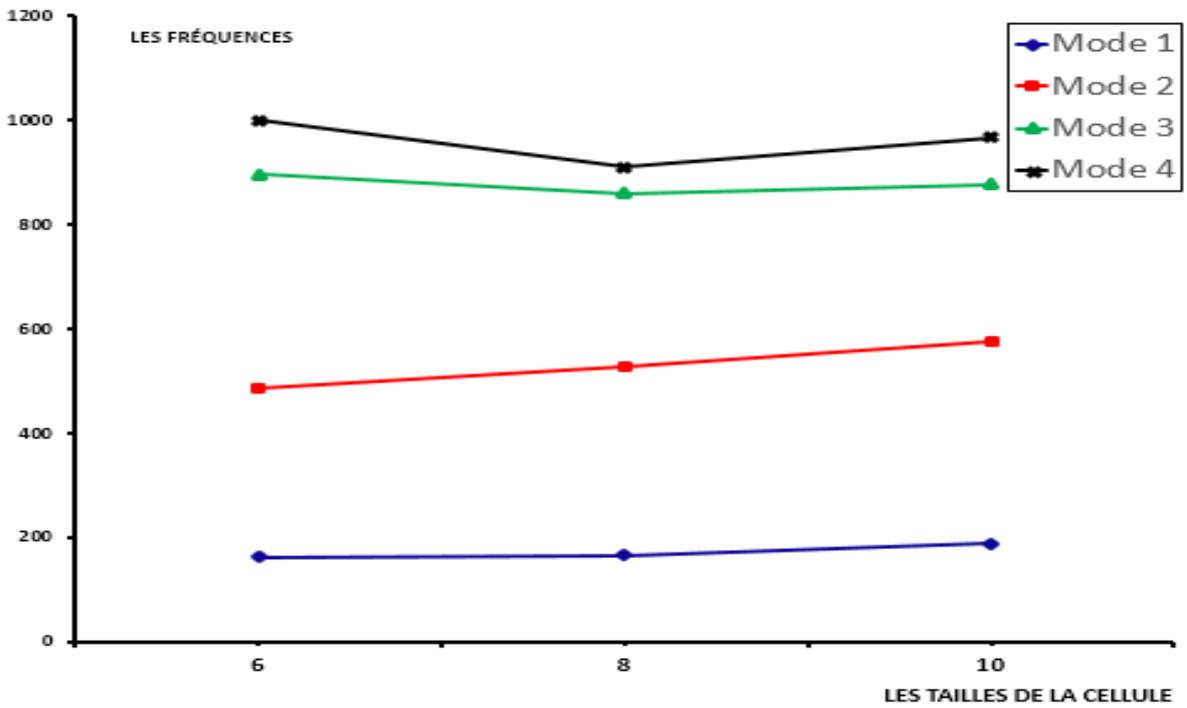
Mode5  $f_5 = 2117,9\text{Hz}$

e 6 : Freq = 2655,4, Eigenvectors, Translational.



Mode6  $f_6 = 2655,4\text{Hz}$

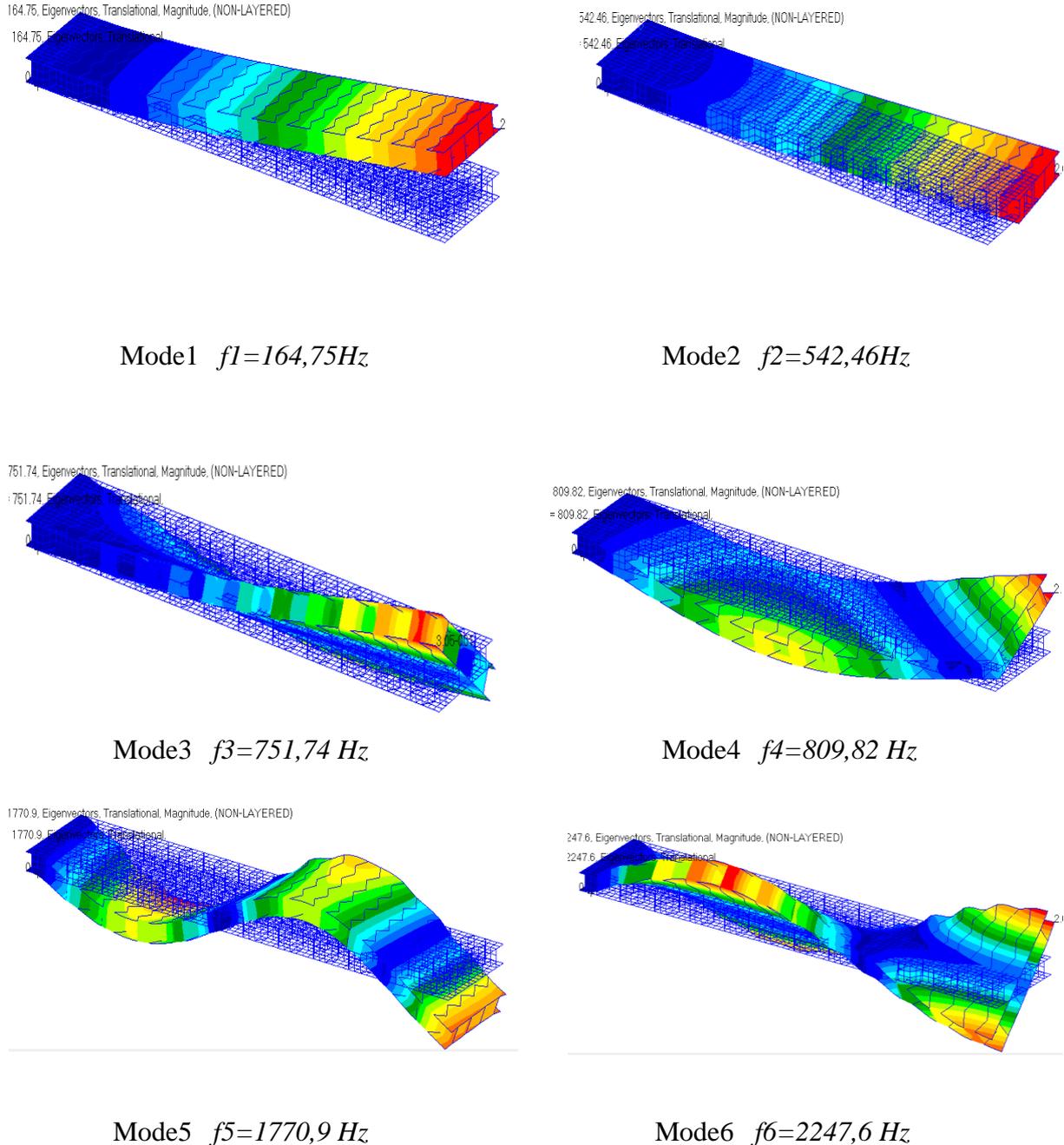
**Figure III-19: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille (d= 10 mm)**



**Figure III-20: Variations des fréquences en fonction de la taille de la cellule**

## III.3.5 Effet de l'épaisseur des peaux des cellules

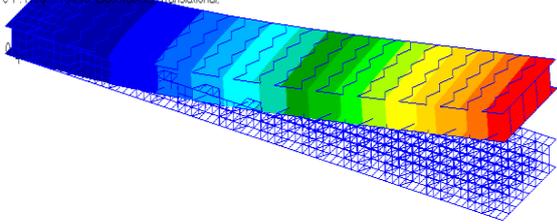
La figure 21,22 et 23 montre la variation des fréquences en fonction des épaisseurs des peaux des cellules.



**Figure III-21: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille (e= 0,1 mm)**

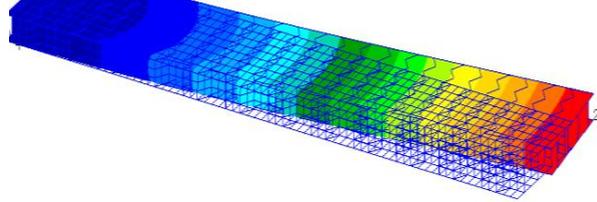
## Chapitre III : Etude et analyse des éléments des structures

\*1 : Freq. = 164,78, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
e 1 : Freq. = 164,78, Eigenvectors, Translational.



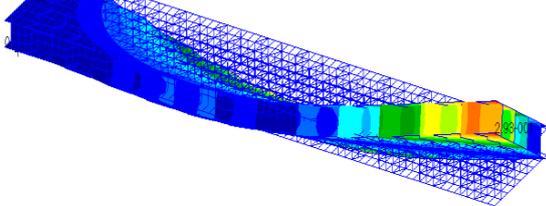
Mode1  $f1=164,78Hz$

\*2 : Freq. = 528,28, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
e 2 : Freq. = 528,28, Eigenvectors, Translational.



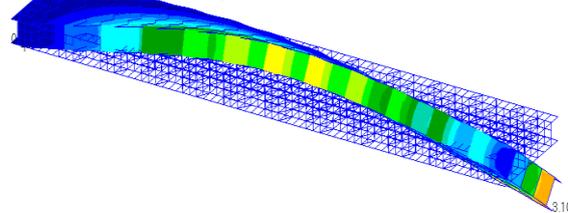
Mode2  $f2=528,28Hz$

\*3 : Freq. = 859,28, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
e 3 : Freq. = 859,28, Eigenvectors, Translational.



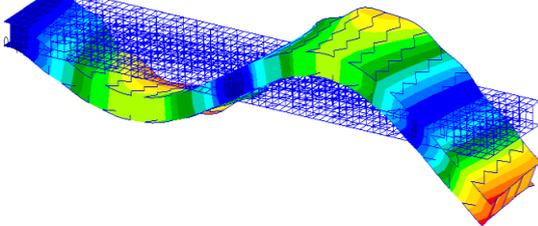
Mode3  $f3=859,28Hz$

\*4 : Freq. = 908,68, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
e 4 : Freq. = 908,68, Eigenvectors, Translational.



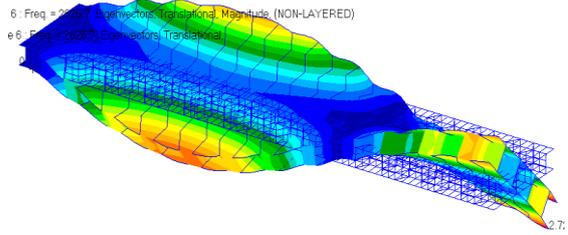
Mode4  $f4=908,68Hz$

\*5 : Freq. = 2058,6, Eigenvectors, Translational.



Mode5  $f5=2058,6Hz$

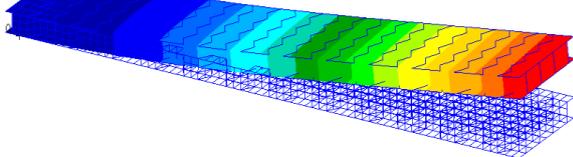
\*6 : Freq. = 2625,7, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
e 6 : Freq. = 2625,7, Eigenvectors, Translational.



Mode6  $f6=2625,7Hz$

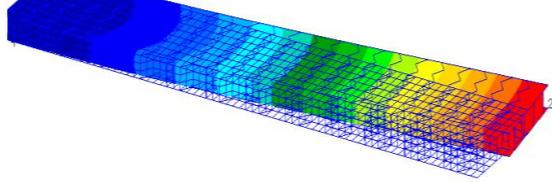
**Figure III-22: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille (e= 0,2 mm)**

\*1 : Freq. = 162,08, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
e 1 : Freq. = 162,08, Eigenvectors, Translational.



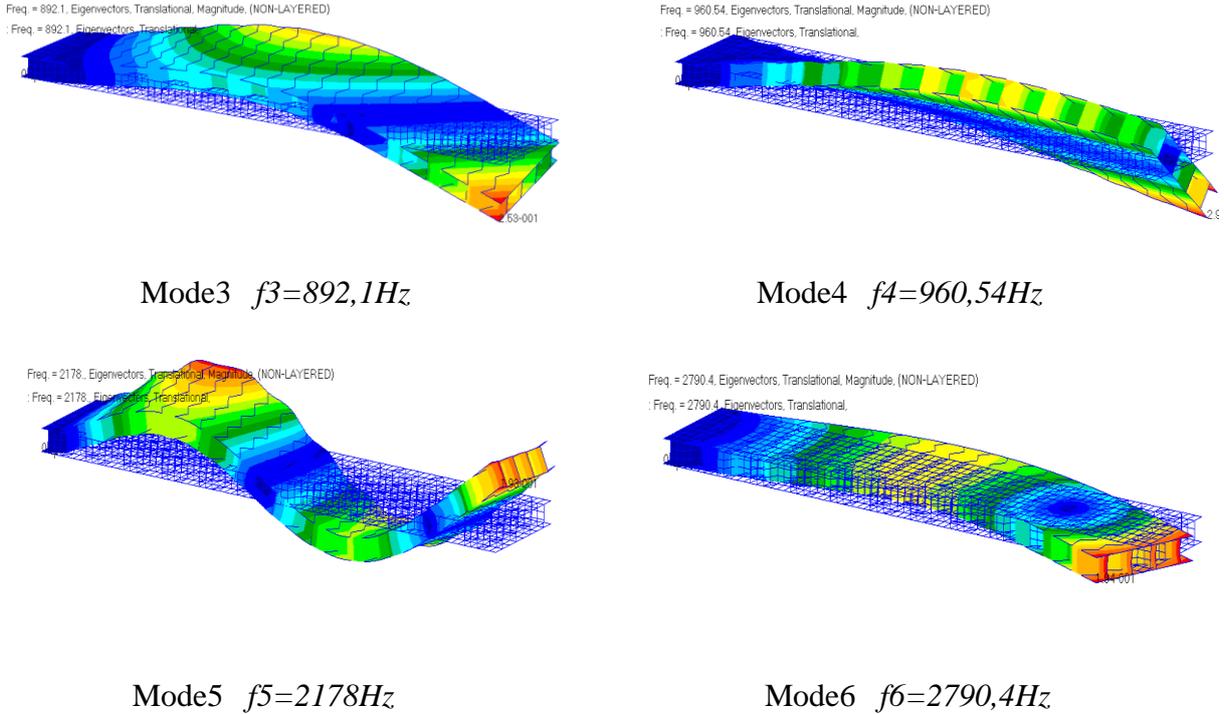
Mode1  $f1=162,08Hz$

\*2 : Freq. = 515,3, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
e 2 : Freq. = 515,3, Eigenvectors, Translational.

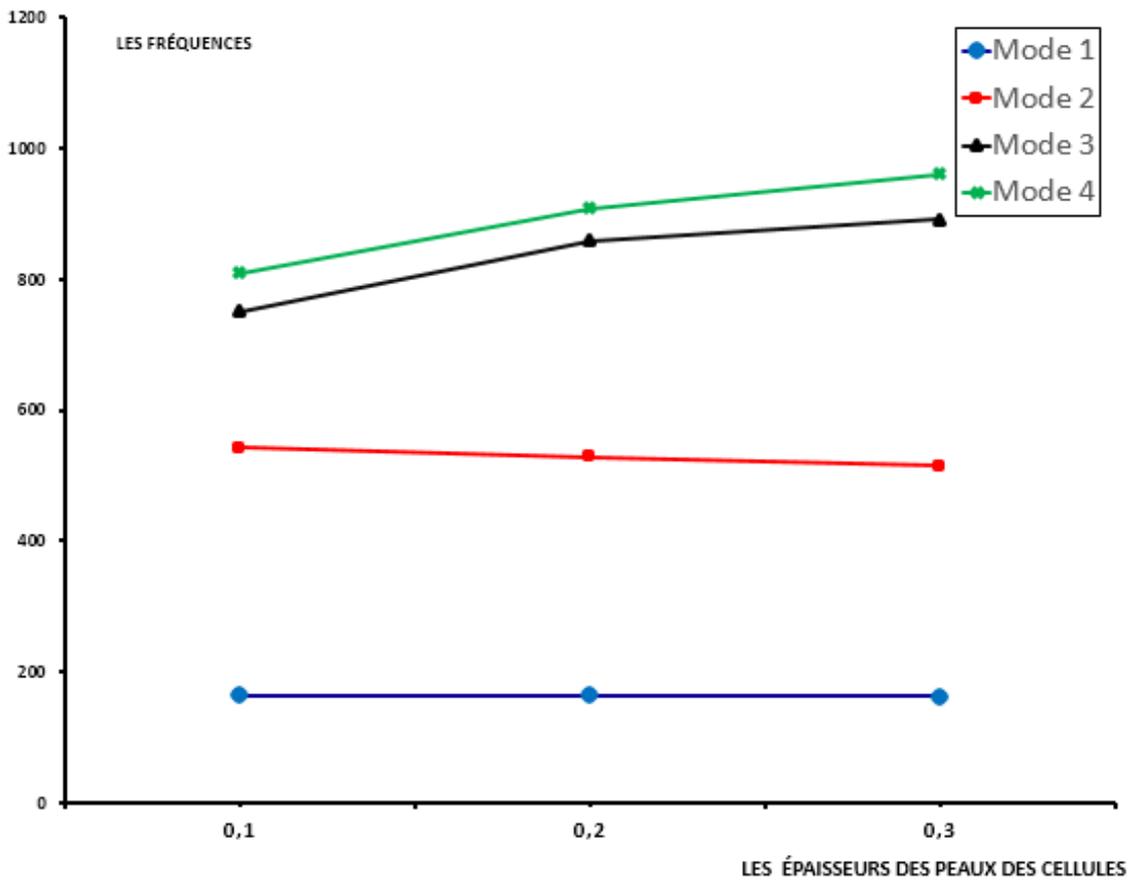


Mode2  $f2=515,3Hz$

## Chapitre III : Etude et analyse des éléments des structures



**Figure III-23: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille ( $e= 0,3\text{ mm}$ )**



**Figure III-24: Variations des fréquences en fonction d'épaisseur des peaux des cellules**

### III.3.6 Analyse et comparaison entre les valeurs numériques, analytique et de modèle équivalent

On a pris comme modèle la plaque de dimensions suivantes ( $h=10\text{mm}$ ,  $t=0.1\text{mm}$ ,  $d=8\text{mm}$  et  $t=0.2\text{mm}$ ).

Le tableau 2 regroupe les valeurs numériques, analytique et de modèle équivalent des deux premières fréquences propres pour différents modèles de spécimen.

Fréquences propres (Hz)	numérique	Analytique	Eprouvette équivalente
$f_1$	164.78	162.310	169.22
$f_2$	528.28	523.48	534.1
$f_3$	859.28	1041.8	901.2

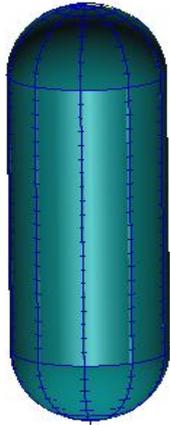
Tableau III-2: Les valeurs expérimentales et numériques des trois premiers modes

### III.4. Etude et analyse par éléments finis des réservoirs

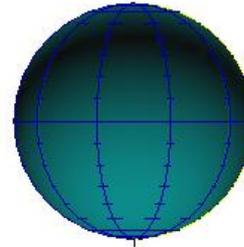
Les réservoirs offrent une grande rigidité pour une faible masse, d'après les différentes simulations montrent que la force de compression transite essentiellement par toute sa surface.

On a traité l'analyse géométrique du comportement vibratoire d'un réservoir pour le cas encastré/encastré. Le modèle géométrique tridimensionnel du réservoir, illustré sur la figure 25.

Le réservoir est d'une forme cylindrique de longueur 570mm borné par deux demi sphère du rayon 290mm. La figure 26 présente le maillage du réservoir.



Réservoir cylindrique ( $L/D \neq 0$ )



Réservoir sphérique ( $L/D = 0$ )

**Figure III-25: Géométrie des réservoirs**

Les matériaux utilisés sont l'aluminium, titane et acier dont ces caractéristiques mécaniques sont les suivantes (tableau 3).

	E (GPa)	$\rho$ (Kg/m <sup>3</sup> )	$\nu$
Aluminium	72	2700	0.33
Titane	110	4510	0.33
Acier	210	7850	0.3

**Tableau III-3: caractéristiques mécaniques des matériaux utilisés**

Le modèle élément finis a été réalisé par la méthode sous structure, en utilisant différent types de maillage ; pour les réservoirs, le maillage est surfacique de type manuel.

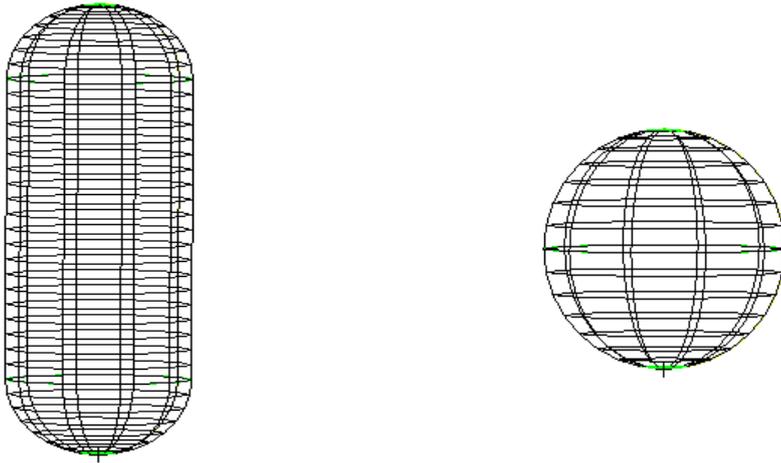


Figure III-26: Modèle par éléments finis des réservoirs

Plusieurs simulations ont été effectuées dans ce mémoire, il s'agit de la variation de la géométrie du réservoir, en mettant l'accent sur l'effet de différents paramètres géométriques tel que l'épaisseur de la peau et ainsi la longueur.

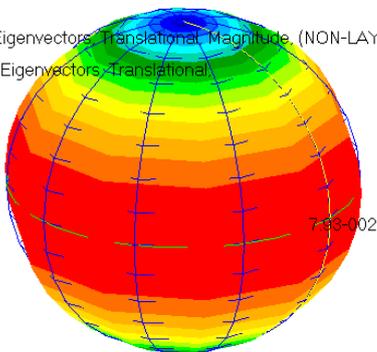
### III.4.1 Effet de changement du matériau

En changeant le matériau des réservoirs on obtient les résultats suivants :

→ **Acier**

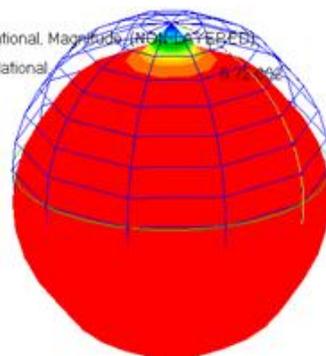
❖ **L/D=0**

= 24.197, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
= 24.197, Eigenvectors, Translational

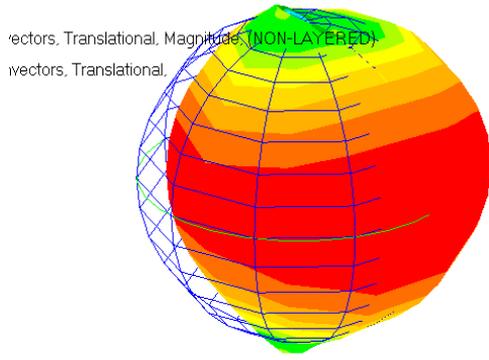


Mode1  $f1=24,197\text{Hz}$

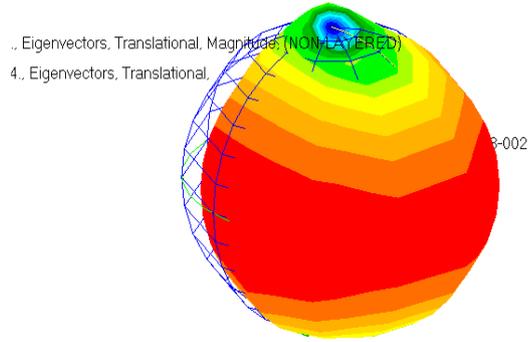
Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
. Eigenvectors, Translational



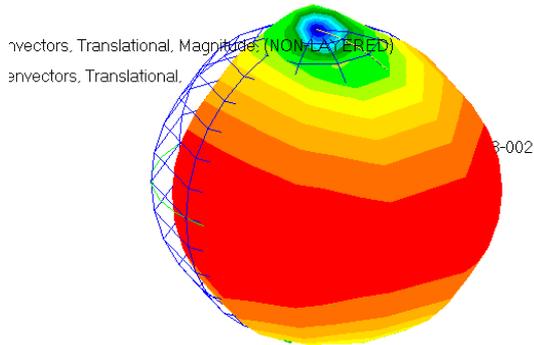
Mode2  $f2=1474,5\text{Hz}$



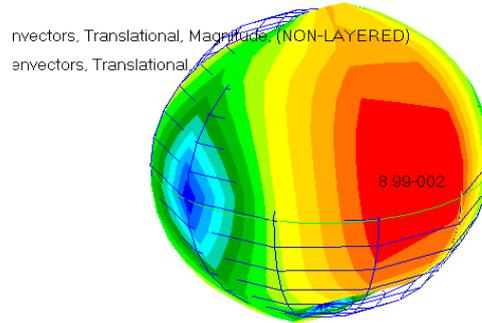
Mode3  $f_3=5924Hz$



Mode4  $f_4=5924Hz$



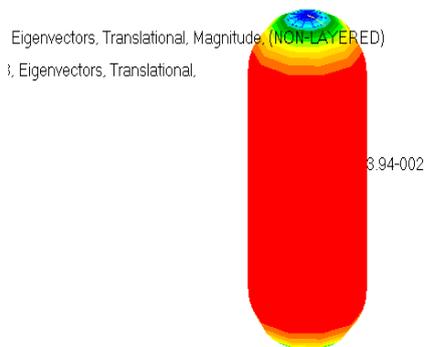
Mode5  $f_5=7144,4Hz$



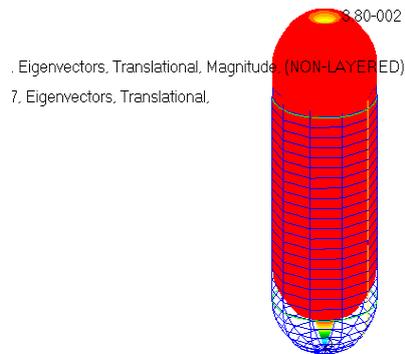
Mode6  $f_6=7144,4Hz$

**Figure III-27: Différents modes propres d'un panneau en nid d'abeille (Matériau : Acier)**

❖ **L/D=2**

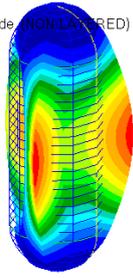


Mode1  $f_1=12,018Hz$



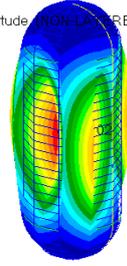
Mode2  $f_2=840,17Hz$

. Eigenvectors, Translational, Magnitude (NON-LAYERED)  
7, Eigenvectors, Translational.



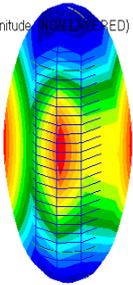
Mode3  $f_3=1111,7Hz$

Eigenvectors, Translational, Magnitude (NON-LAYERED)  
7, Eigenvectors, Translational.



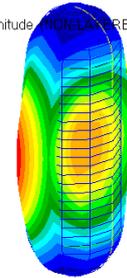
Mode4  $f_4=1111,7Hz$

. Eigenvectors, Translational, Magnitude (NON-LAYERED)  
5, Eigenvectors, Translational.



Mode5  $f_5=1326,5Hz$

. Eigenvectors, Translational, Magnitude (NON-LAYERED)  
5, Eigenvectors, Translational.



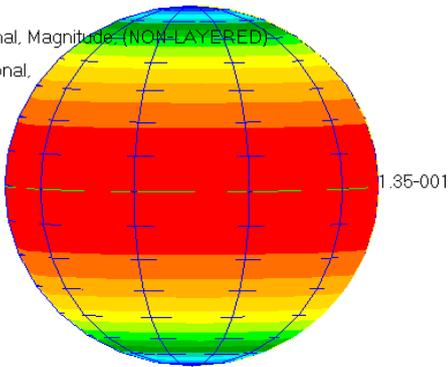
Mode6  $f_6=1326,5Hz$

**Figure III-28: Différents modes propres d'un réservoir (Matériau : Acier)**

→ **Aluminium**

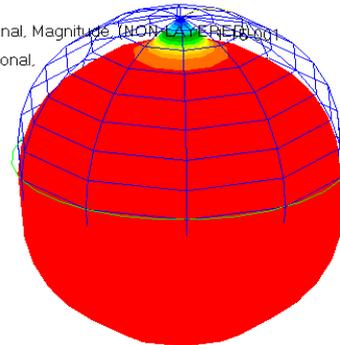
❖ **L/D=0**

. Translational, Magnitude (NON-LAYERED)  
s, Translational.

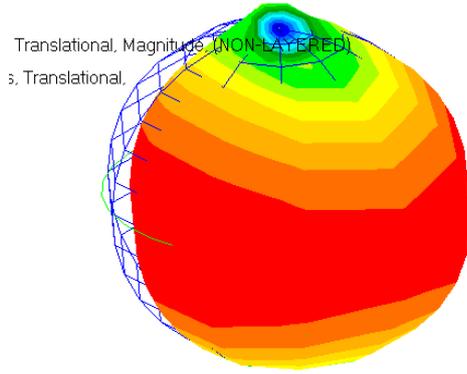


Mode1  $f_1=23,885Hz$

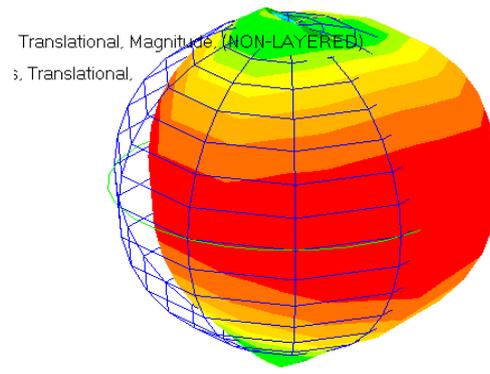
. Translational, Magnitude (NON-LAYERED)  
s, Translational.



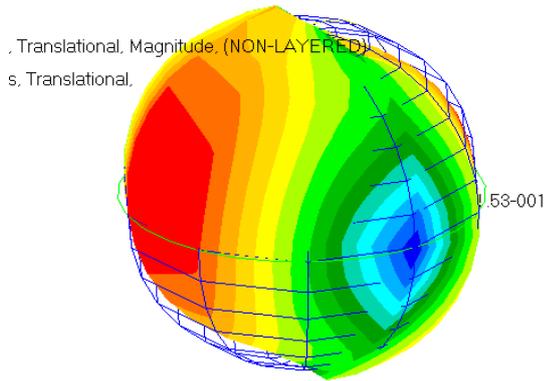
Mode2  $f_2=1474,8Hz$



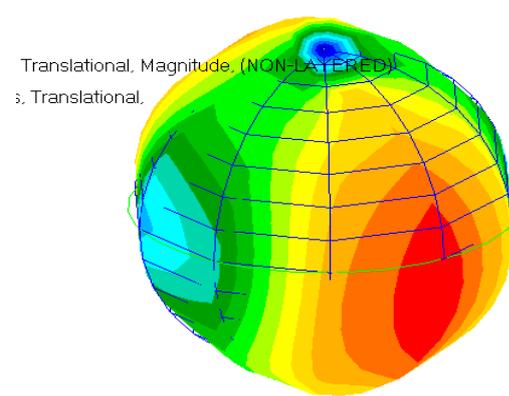
Mode3  $f3=5860,6Hz$



Mode4  $f4=5860,6Hz$



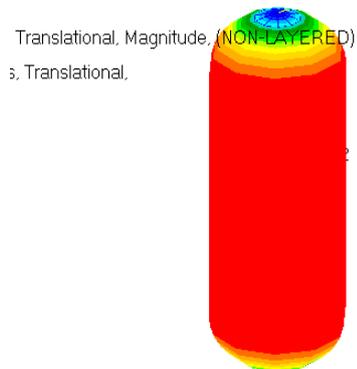
Mode5  $f5=7064Hz$



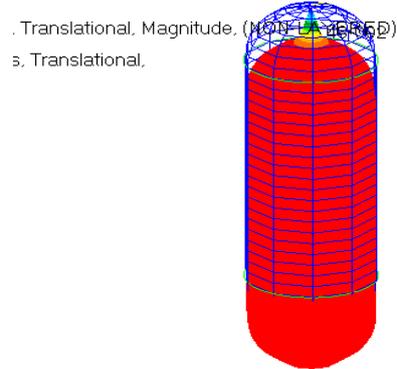
Mode6  $f6=7064Hz$

Figure III-29: Différents modes propres d'un réservoir (Matériau : Aluminium)

❖  $L/D=2$

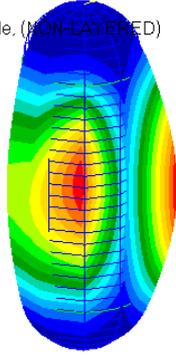


Mode1  $f1=11,862Hz$



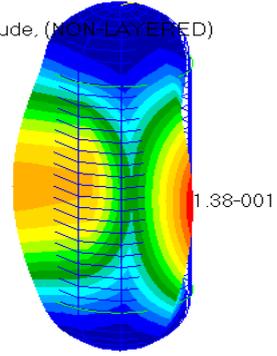
Mode2  $f2=840,25Hz$

Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
s, Translational.



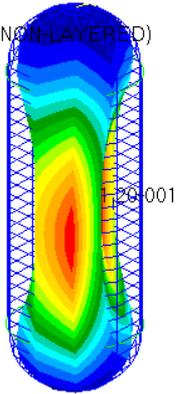
Mode3  $f_3=1115,8Hz$

Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
Translational.



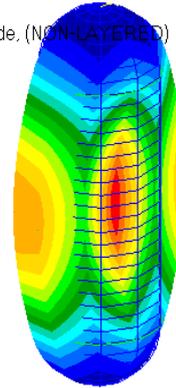
Mode4  $f_4=1115,8Hz$

Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
, Translational.



Mode5  $f_5=1324Hz$

Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
s, Translational.



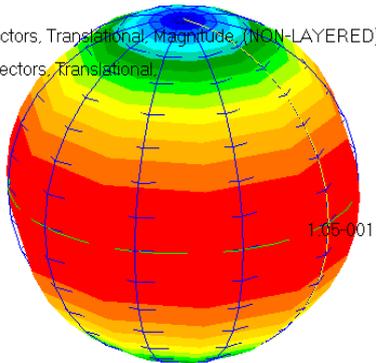
Mode6  $f_6=1324Hz$

Figure III-30: Différents modes propres d'un réservoir (Matériau : Aluminium)

→ Titane

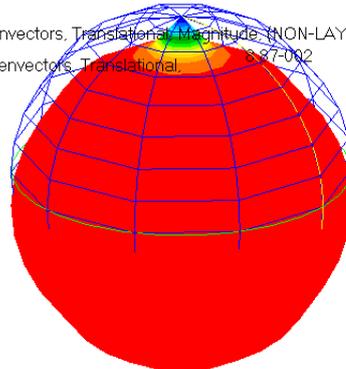
❖ L/D=0

. Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
7, Eigenvectors, Translational.



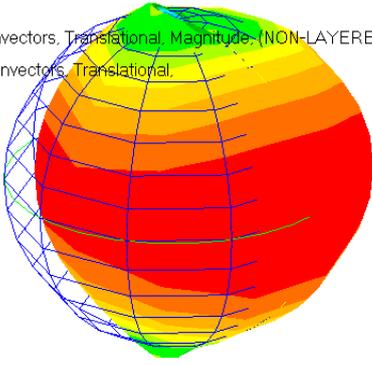
Mode1  $f_1=22,757Hz$

5, Eigenvectors, Translational, Magnitude (NON-LAYERED)  
.5, Eigenvectors, Translational.



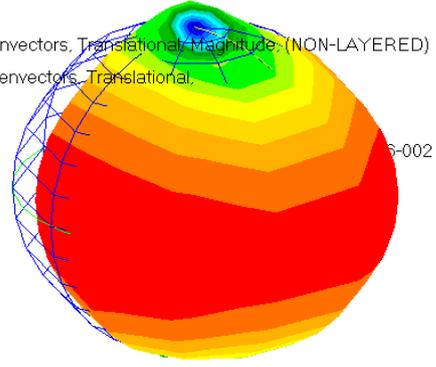
Mode2  $f_2=1411,5Hz$

. Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
1. Eigenvectors, Translational.



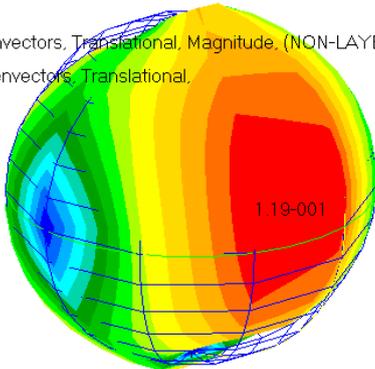
Mode3  $f_3=5588,1Hz$

. Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
1. Eigenvectors, Translational.



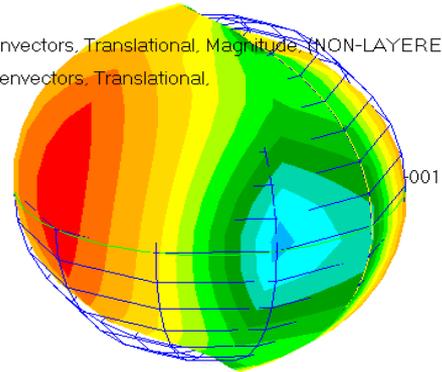
Mode4  $f_4=5588,1Hz$

. Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
4. Eigenvectors, Translational.



Mode5  $f_5=6734,4Hz$

. Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
. Eigenvectors, Translational.

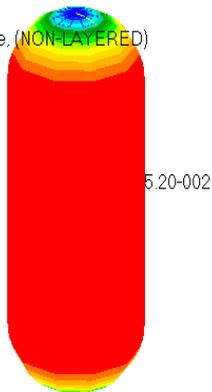


Mode6  $f_6=6734,4Hz$

**Figure III-31: Différents modes propres d'un réservoir (Matériau : Titane)**

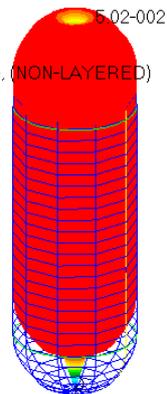
❖  $L/D=2$

. Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
s. Translational.

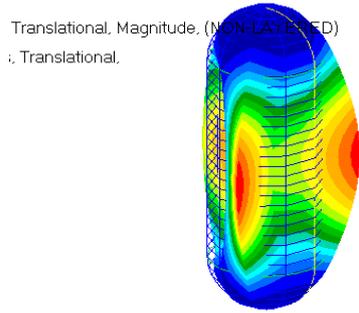


Mode1  $f_1=11,302Hz$

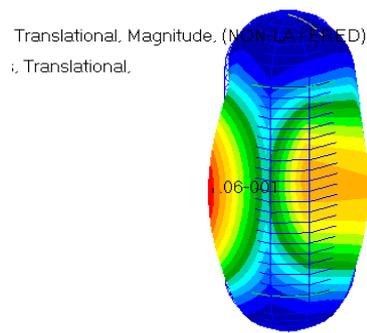
. Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
s. Translational.



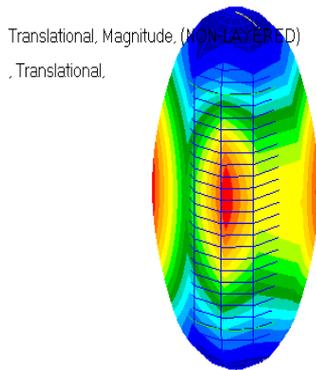
Mode2  $f_2=804,15Hz$



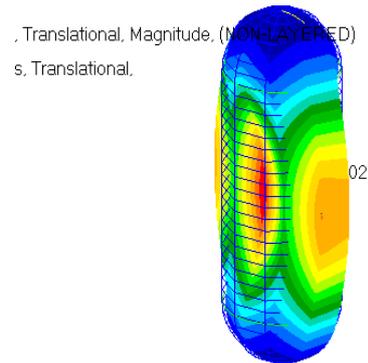
Mode3  $f_3=1069,2Hz$



Mode4  $f_4=1069,2Hz$



Mode5  $f_5=1266,2Hz$



Mode6  $f_6=1266,2Hz$

**Figure III-32: Différents modes propres d'un réservoir (Matériau : Titane)**

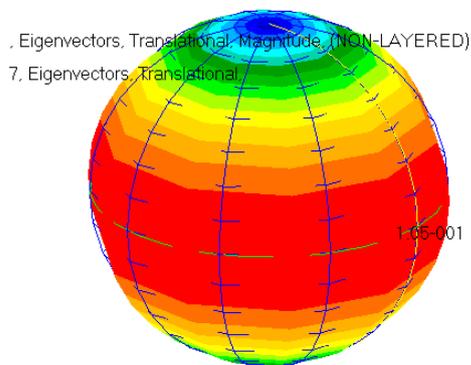
Le tableau 4 illustre la variation des fréquences en fonction de différents matériaux du réservoir pour les cinq premiers modes, en a choisi les dimensions suivantes : La longueur 200mm, diamètre 100mm et l'épaisseur de la peau 1mm, le changement du matériau conduit à une augmentation progressive des valeurs des fréquences, car l'augmentation du module d'Young qui est responsable de la rigidité implique une évolution des fréquences.

Matériau	L/D	Mode 1	Mode 2	Mode 3	Mode 4	Mode 5
ACIER	0	24,197	1474,5	5924	5924	7144
	2	12,018	840,17	1111,7	1111,7	1326,5
ALUMINIUM	0	23,885	1474,8	5860,6	5860,6	7064
	2	11,852	840,25	1115,8	1115,9	1324
TITANE	0	22,757	1411,5	5588,1	5588,2	6734,4
	2	11,302	804,15	1069,2	1069,3	1266,2

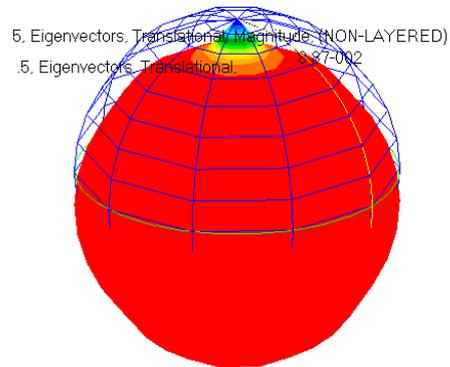
**Tableau III-4: la variation des fréquences en fonction de différents matériaux**

### III.4.2 Effet de L /D

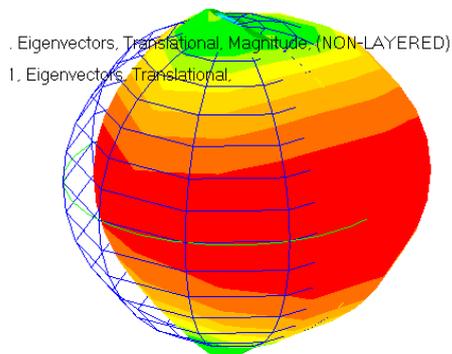
❖ L/D = 0



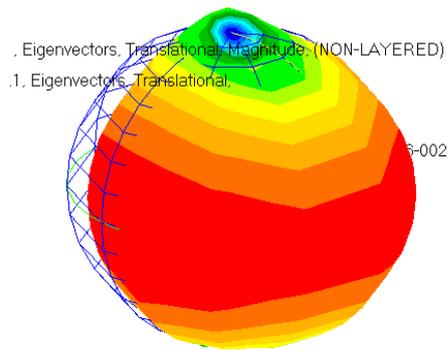
Mode1  $f_1=22,757Hz$



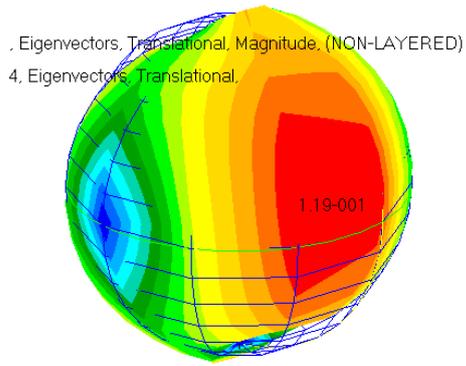
Mode2  $f_2=1411,5Hz$



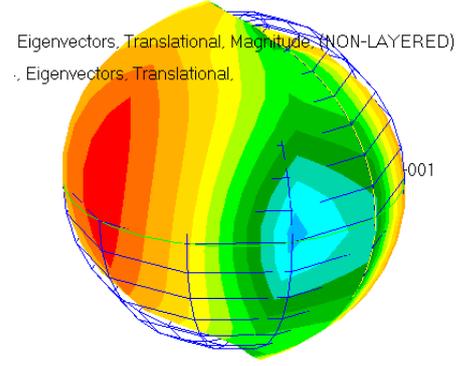
Mode3  $f_3=5588,1Hz$



Mode4  $f_4=5588,1Hz$



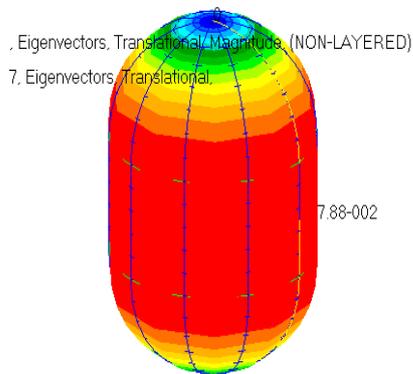
Mode5  $f_5=6734,4\text{Hz}$



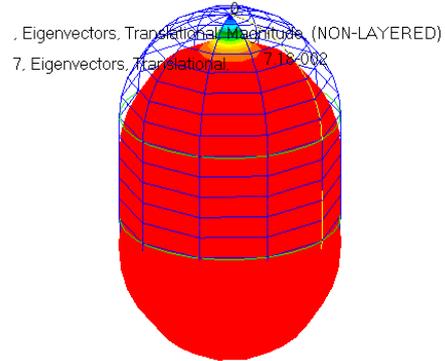
Mode6  $f_6=6734,4\text{Hz}$

Figure III-33: Différents modes propres d'un réservoir ( $L/D = 0$ )

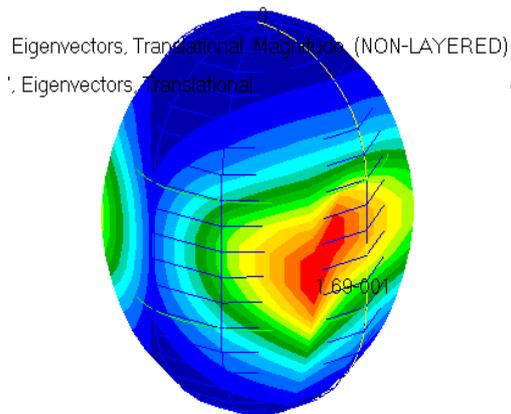
❖  $L/D = 0,5$



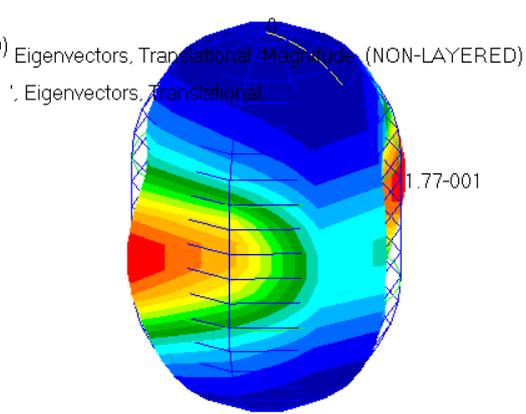
Mode1  $f_1=17,137\text{ Hz}$



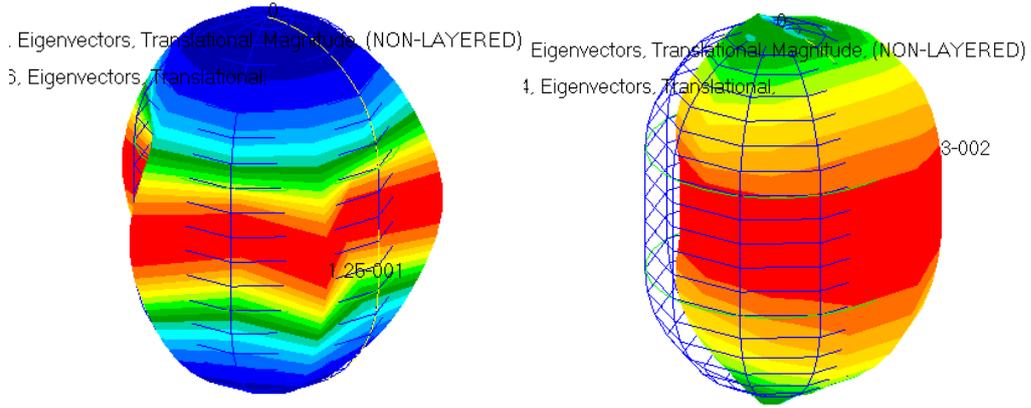
Mode2  $f_2=1145,7\text{Hz}$



Mode3  $f_3=3669,7\text{ Hz}$



Mode4  $f_4=3669,7\text{ Hz}$

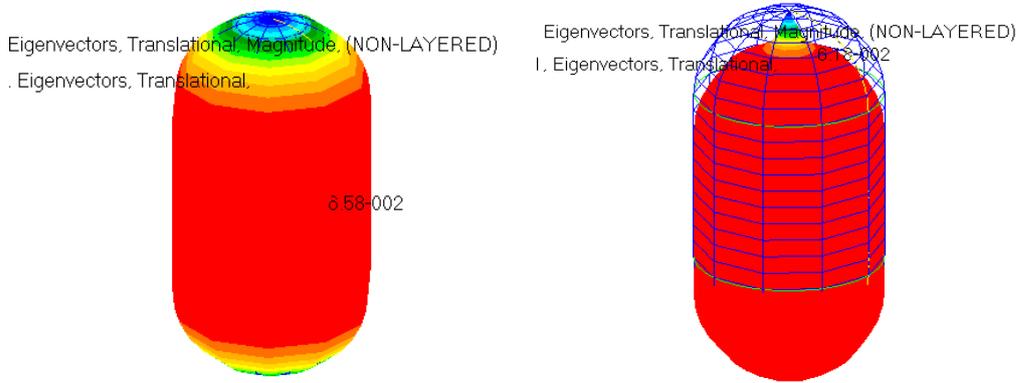


Mode5  $f_5=3733,6 \text{ Hz}$

Mode6  $f_6=3733,6 \text{ Hz}$

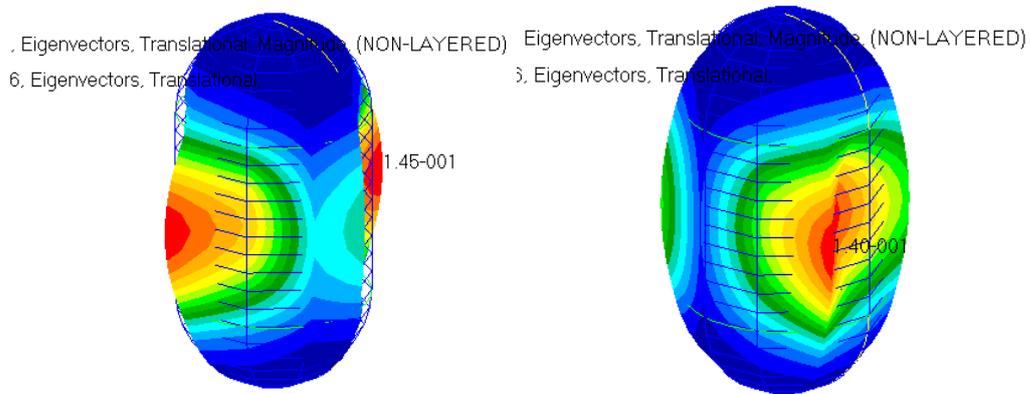
**Figure III-34: Différents modes propres d'un réservoir ( L/D = 0,5)**

❖ **L/D = 1**



Mode1  $f_1=14,316 \text{ Hz}$

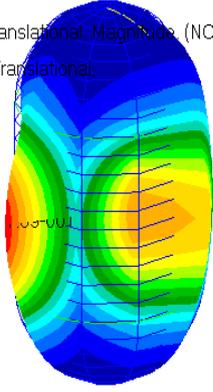
Mode2  $f_2=988,91 \text{ Hz}$



Mode3  $f_3=2084,6 \text{ Hz}$

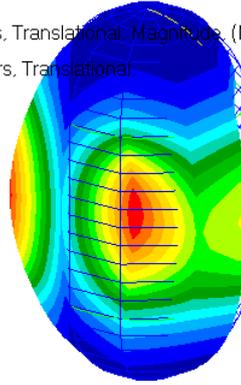
Mode4  $f_4=2084,6 \text{ Hz}$

Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
 6, Eigenvectors, Translational,



Mode5  $f_5=2135,6 \text{ Hz}$

Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
 5, Eigenvectors, Translational,



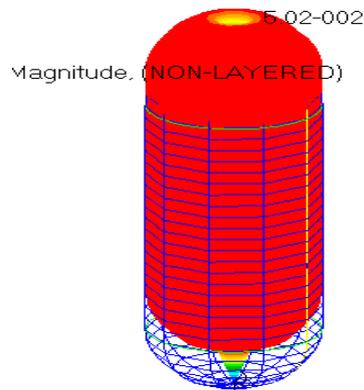
Mode6  $f_6=2135,6 \text{ Hz}$

**Figure III-35: Différents modes propres d'un réservoir (L/D = 1)**

❖ **L/D = 2**

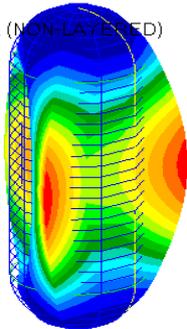


Mode1  $f_1=11,302\text{Hz}$



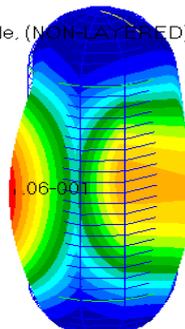
Mode2  $f_2=804,15\text{Hz}$

Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
 3, Translational,

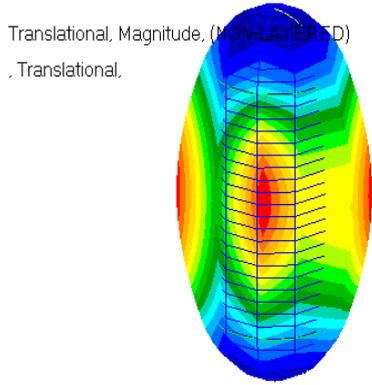


Mode3  $f_3=1069,2\text{Hz}$

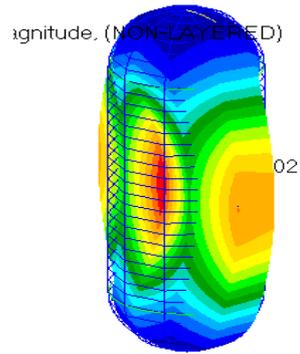
4, Magnitude, (NON-LAYERED)  
 al,



Mode4  $f_4=1069,2\text{Hz}$



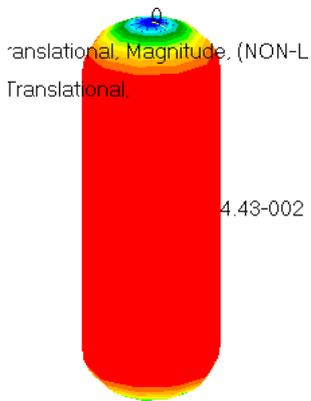
Mode5  $f_5=1266,2Hz$



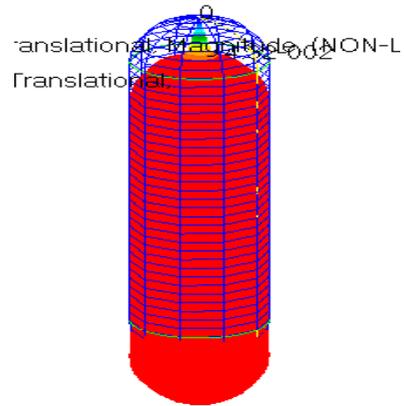
Mode6  $f_6=1266,2Hz$

Figure III-36: Différents modes propres d'un réservoir ( $L/D = 2$ )

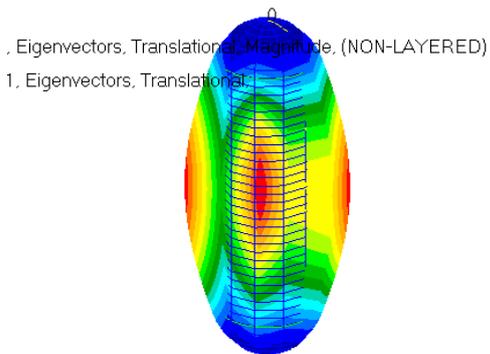
❖  $L/D = 3$



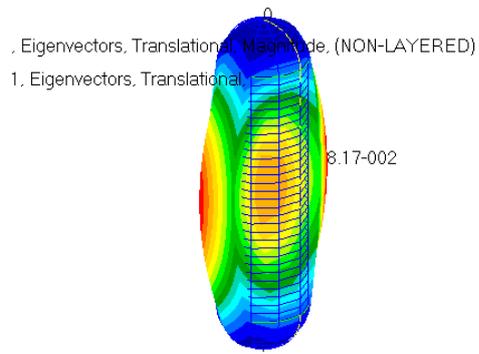
Mode1  $f_1=9,6329 Hz$



Mode2  $f_2=694,53Hz$

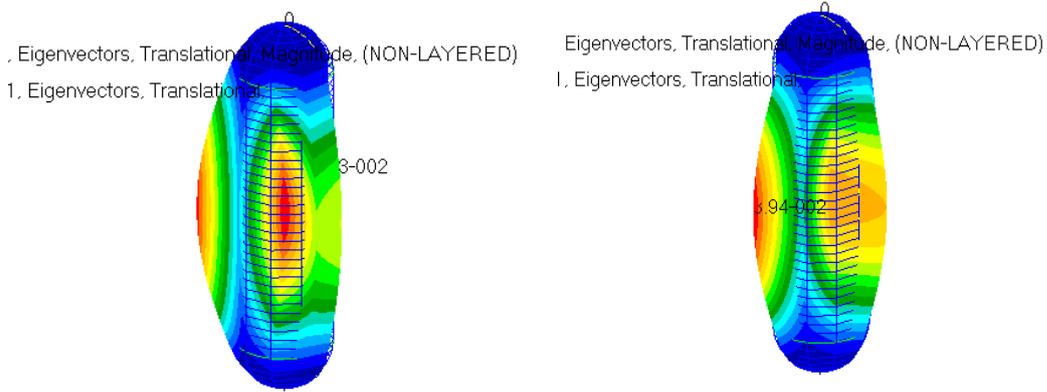


Mode3  $f_3=718,51 Hz$



Mode4  $f_4=718,51 Hz$

## Chapitre III : Etude et analyse des éléments des structures



Mode5  $f_5=864,81\text{Hz}$

Mode6  $f_6=864,81\text{ Hz}$

**Figure III-37: Différents modes propres d'un réservoir ( $L/D = 3$ )**

<b>L/D =</b>	<b>Mode 1</b>	<b>Mode 2</b>	<b>Mode 3</b>	<b>Mode 4</b>	<b>Mode 5</b>
<b>0</b>	22,757	1411,5	5588,1	5588,2	6734,4
<b>0,5</b>	17,137	1145,7	3669,7	3669,7	3733,6
<b>1</b>	14,316	988,91	2084,6	2084,6	2135,6
<b>2</b>	11,302	804,15	1069,2	1069,2	1266,2
<b>3</b>	9,6329	694,53	718,51	718,51	864,81

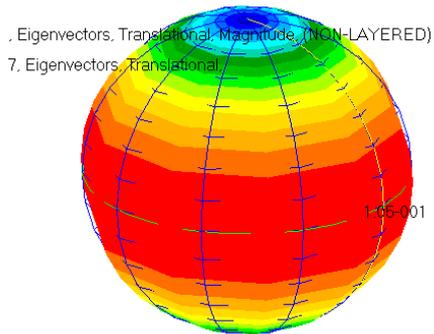
**Tableau III-5: la variation des fréquences en fonction de différents rapports de ( $L/D$ )**

### III.4.3 Effet de l'épaisseur de la peau

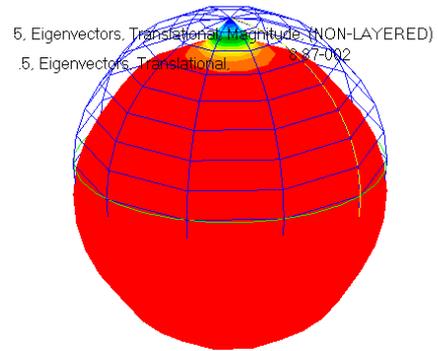
En changeant l'épaisseur du panneau (1 mm et 2 mm) mais en gardant les mêmes propriétés mécaniques.

→  $t = 1$

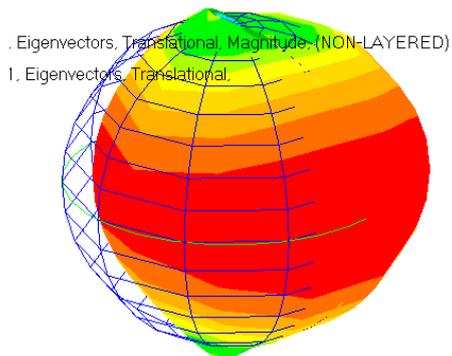
❖  $L/D=0$



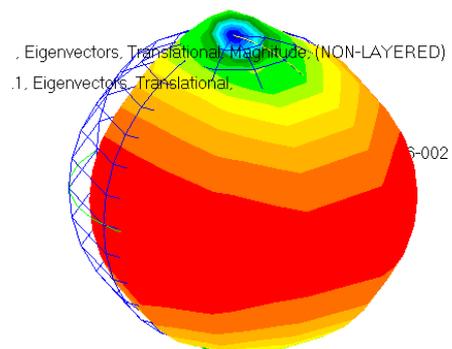
Mode1  $f1=22,757Hz$



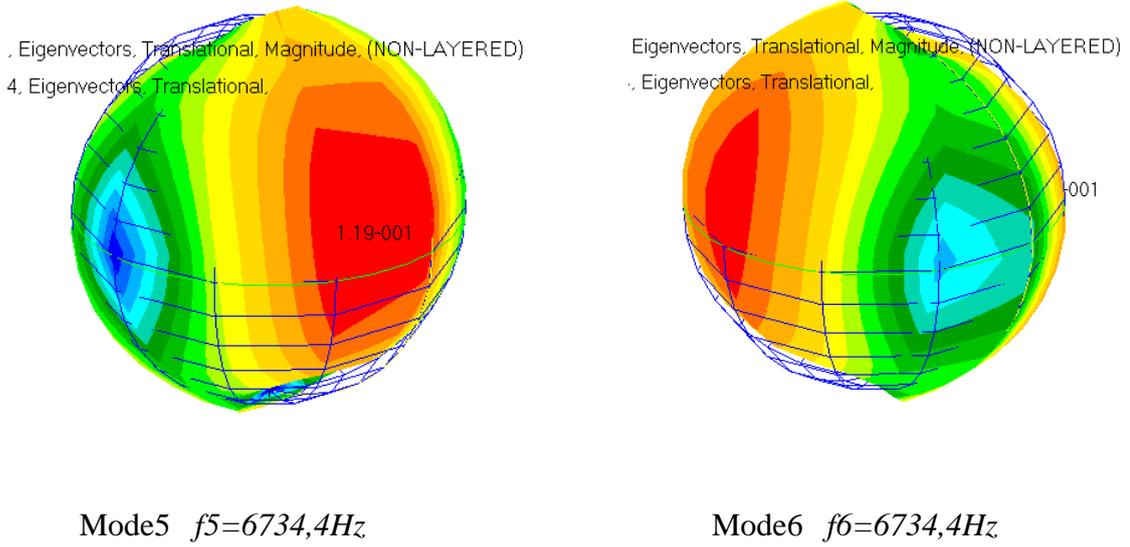
Mode2  $f2=1411,5Hz$



Mode3  $f3=5588,1Hz$

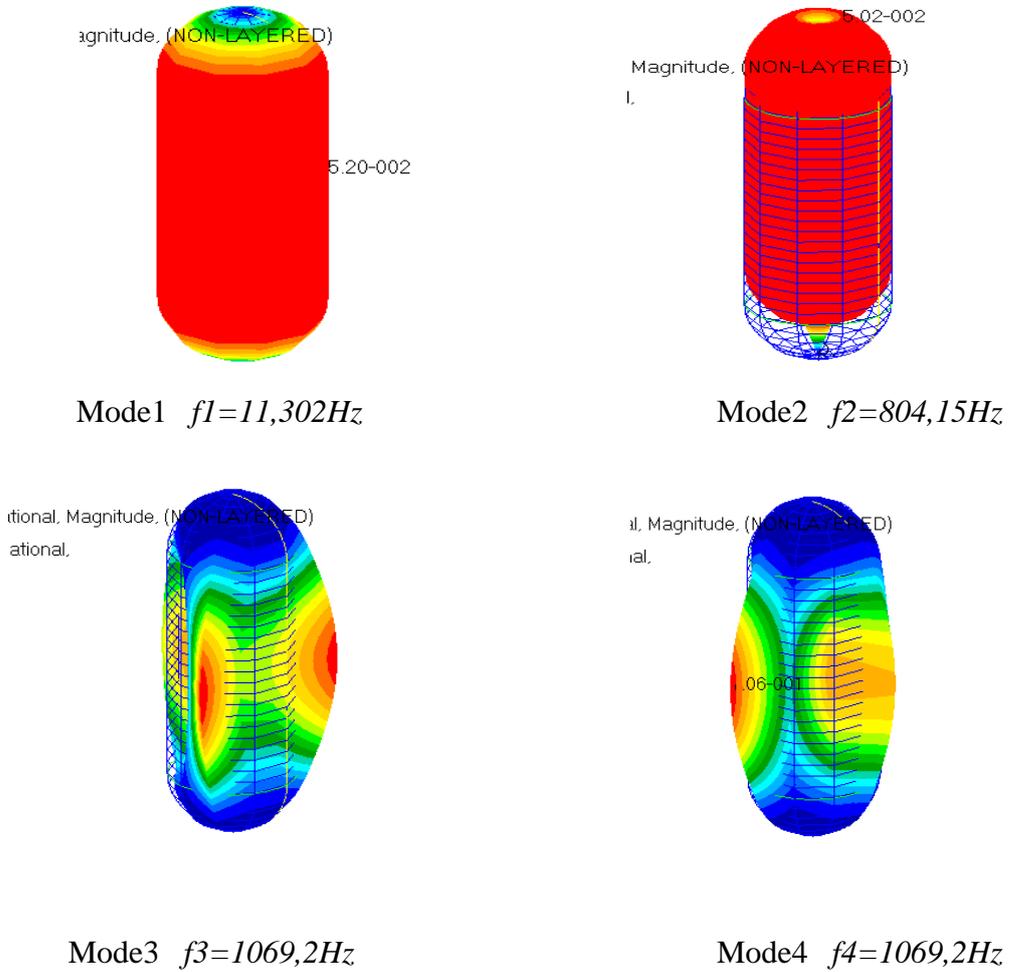


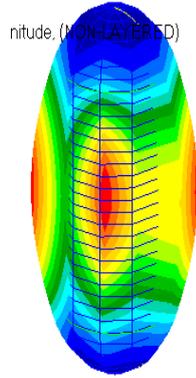
Mode4  $f4=5588,1Hz$



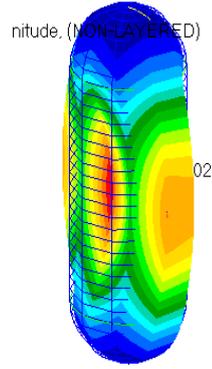
**Figure III-38: Différents modes propres d'un réservoir (Épaisseur = 1mm)**

❖ **L/D=2**





Mode5  $f_5=1266,2\text{Hz}$



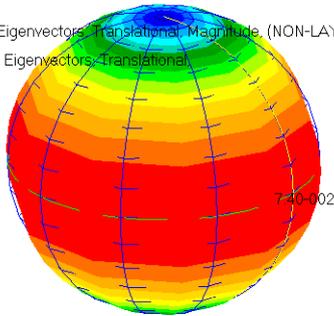
Mode6  $f_6=1266,2\text{Hz}$

Figure III-39: Différents modes propres d'un réservoir (Épaisseur = 1mm)

→  $t = 2$

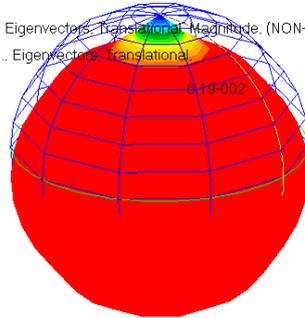
❖  $L/D=0$

Freq. = 22.757, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
 Freq. = 22.757, Eigenvectors, Translational



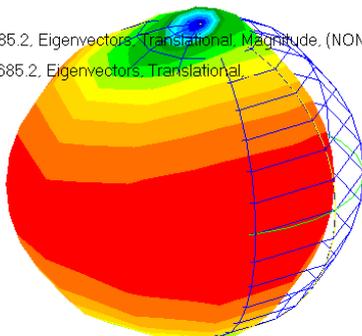
Mode1  $f_1=22,757\text{Hz}$

Freq. = 1926., Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
 : Freq. = 1926., Eigenvectors, Translational



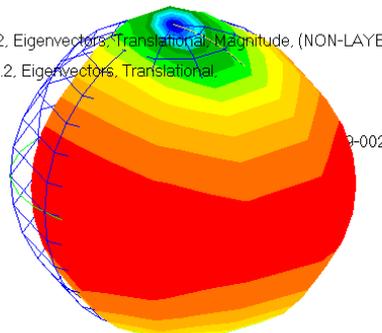
Mode2  $f_2=1926\text{Hz}$

: Freq. = 5685.2, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
 3 : Freq. = 5685.2, Eigenvectors, Translational

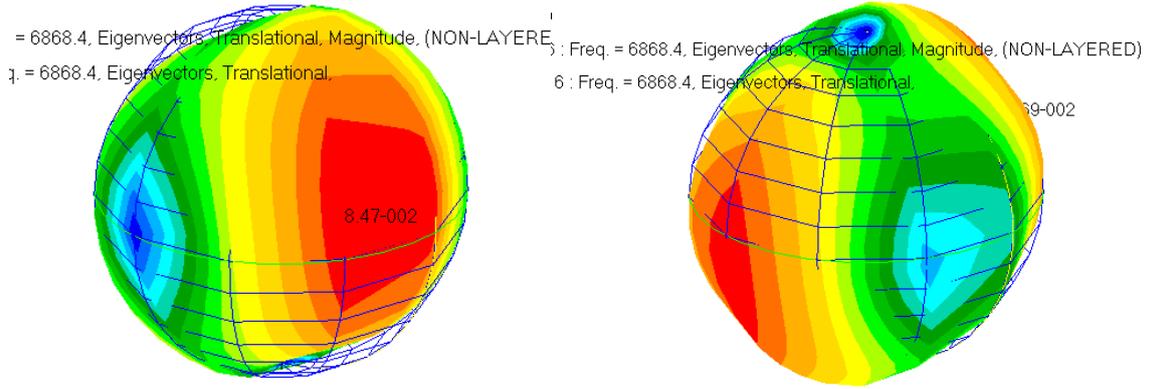


Mode3  $f_3=5885,2,1\text{Hz}$

iq. = 5685.2, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)  
 eq. = 5685.2, Eigenvectors, Translational



Mode4  $f_4=5885,21\text{Hz}$

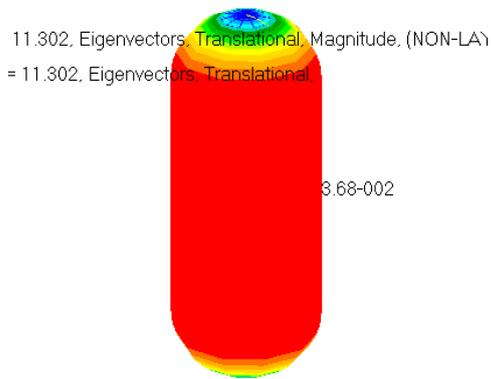


Mode5  $f_5=6868,4Hz$

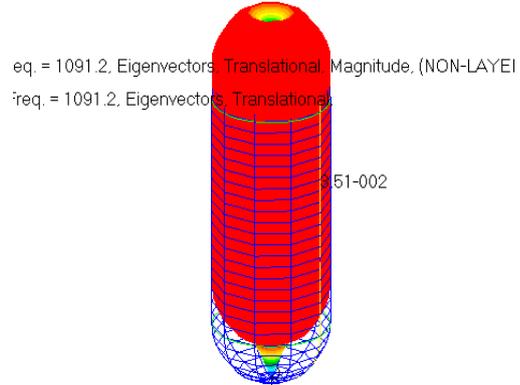
Mode6  $f_6=6868,4Hz$

**Figure III-40: Différents modes propres d'un réservoir (Épaisseur = 2 mm)**

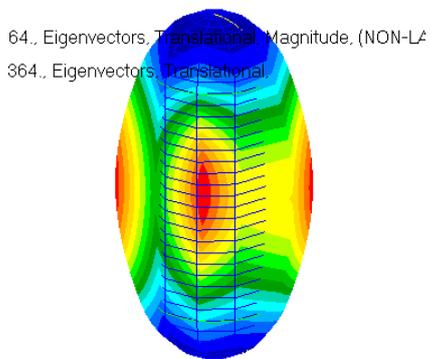
❖ **L/D=2**



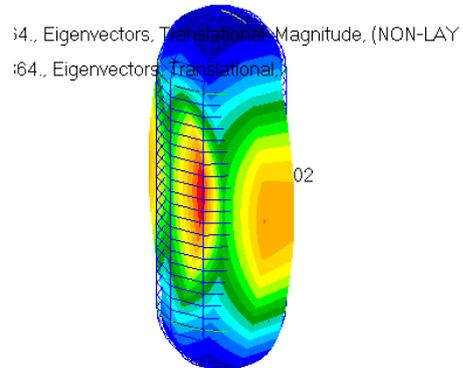
Mode1  $f_1=11,302Hz$



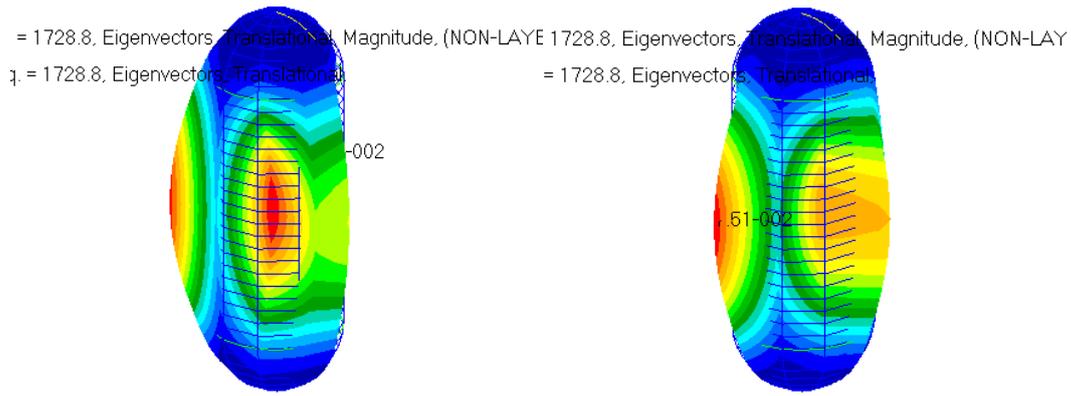
Mode2  $f_2=1091,2Hz$



Mode3  $f_3=1364Hz$



Mode4  $f_4=1364Hz$



Mode5  $f_5=1728,8\text{Hz}$

Mode6  $f_6=1728,8\text{Hz}$

**Figure III-41: Différents modes propres d'un réservoir (Épaisseur = 2 mm)**

Les résultats obtenus numériquement ont présenté sur le tableau 6 suivant qui illustre la variation des fréquences en fonction de différentes épaisseurs du réservoir pour les cinq premiers modes, le réservoir est de longueur de 200mm, diamètre 100mm et d'épaisseur de 1 mm et 2mm, le matériau utilisé est le titane. Il est clair que les fréquences augmentent avec l'augmentation de l'épaisseur du réservoir.

L'épaisseur t= (mm)	L/D	Mode 1	Mode 2	Mode 3	Mode 4	Mode 5
1 mm	0	22,757	1411,5	5588,1	5588,2	6734,4
	2	11,302	804,15	1069,2	1069,3	1266,2
2 mm	0	22,757	1926	5686,2	5686,2	6868,4
	2	11,302	1091,2	1364	1364	1728

**Tableau III-6: la variation des fréquences en fonction de différentes épaisseurs du réservoir**

Suivant les résultats obtenus, montrent que l'accroissement de l'épaisseur des réservoirs conduit à une augmentation des fréquences propres du car ils gagnent du poids et de rigidité.

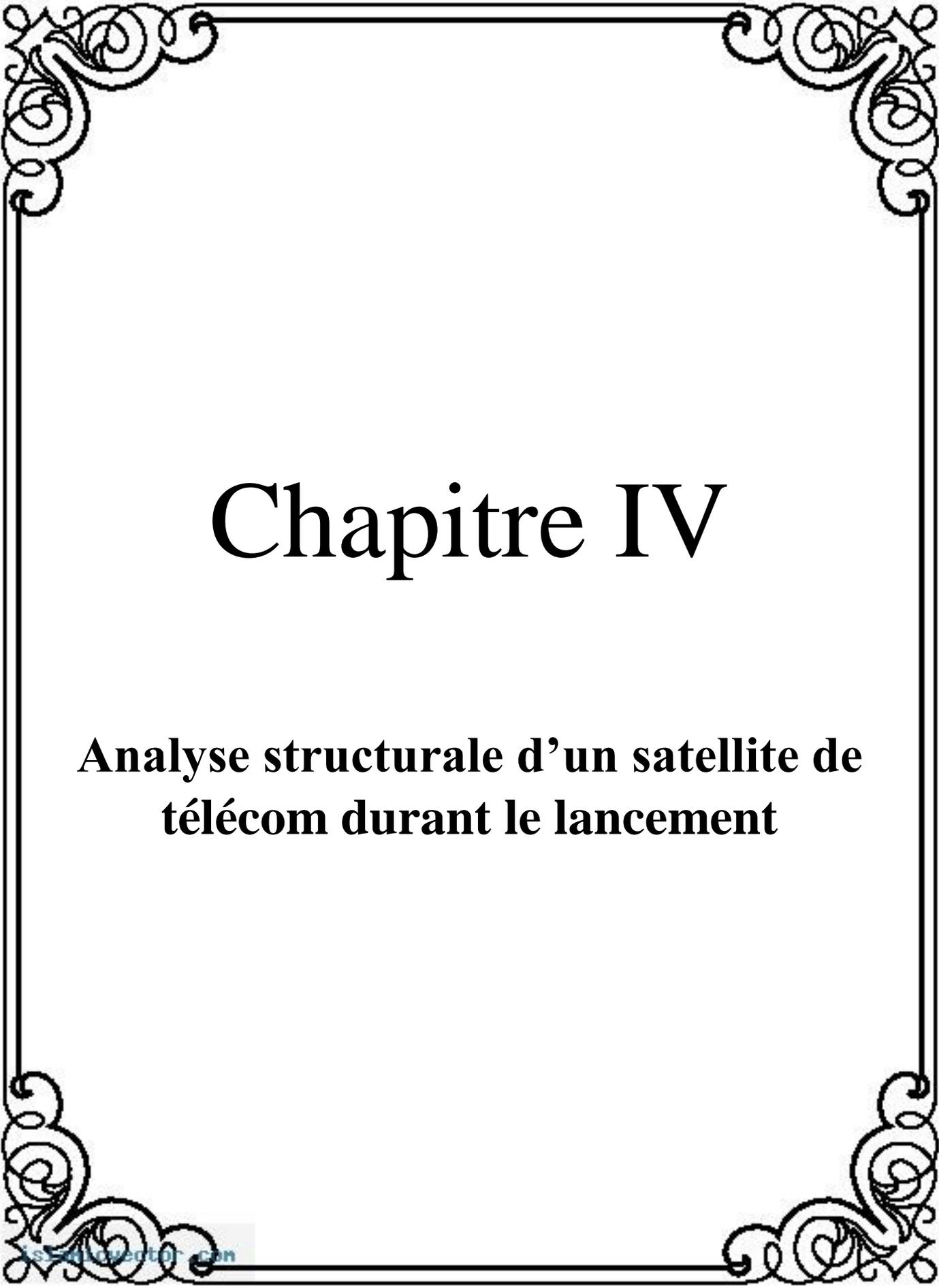
### Conclusion

L'analyse statique ou dynamique des structures a de multiples applications dans la technologie pour diverses branches de l'industrie comme, par exemple, le génie aéronautique, la construction automobile, la construction navale, la technologie nucléaire.

L'industrie fait appel de plus en plus souvent à la modélisation numérique pour réduire le temps nécessaire aux études, diminuer le nombre d'essais expérimentaux, coûteux par rapport aux simulations, et pour optimiser les procédés de fabrication. La modélisation est devenue désormais une étape incontournable dans les phases de conception et de développement de nouveaux produits.

La modélisation et contrôle des panneaux déployables a été décrit ici dans sa globalité. Cela a permis de comprendre la complexité d'un tel système et son fonctionnement. Il faut noter que le problème n'est pas trivial, car, outre le fait que la simulation au sol sans l'effet de pesanteur est évidemment impossible, ce sont les coefficients de frottement mécanique qui sont totalement différents dans le vide et au sol en présence d'atmosphère.

Après ces études les structures composites en nid d'abeille (les panneaux) et Les réservoirs sont des éléments très importants dans la conception des véhicules spatiaux.



# Chapitre IV

**Analyse structurale d'un satellite de  
télécom durant le lancement**

### Introduction

Dans cette étude, nous avons assemblé du matériel informatique et des logiciels à utiliser pour mesurer les vibrations mécaniques. Nous avons utilisé un microcontrôleur Arduino en tant qu'E / S esclave et l'avons équipé de deux accéléromètres utilisés pour les mesures de vibrations et d'un adaptateur série permettant de connecter le matériel à un EPICS IOC à des fins d'analyse. Les données des deux accéléromètres ont ensuite été corrélées afin de trouver une fonction de transfert. Nos résultats étaient en bon accord avec la théorie.

Lors de la conception d'expériences physiques, il est extrêmement important de prendre en compte les vibrations mécaniques susceptibles de se produire et d'influencer les résultats. Il existe plusieurs façons de mesurer les vibrations mécaniques. Dans cette étude, nous examinons de plus près comment les mesurer à l'aide d'un accéléromètre basé sur MEMS. En utilisant deux accéléromètres, nous pouvons voir comment les vibrations se transmettent d'un point à un autre et ainsi obtenir des informations sur les caractéristiques du support par lequel les vibrations se propagent.

Pour alimenter les accéléromètres et collecter les formes d'onde, un microcontrôleur Arduino est utilisé. L'Arduino fonctionne comme une entrée-sortie esclave et peut être connecté à MATLAB ou à un système de contrôle EPICS. Lors des tests de matériel, un haut-parleur a été utilisé pour générer les ondes sinusoïdales souhaitées, comme illustré dans la figure 1. Comme ce haut-parleur propage le son directement dans le matériau sur lequel il est placé, il s'est révélé un excellent moyen de test de fréquence pour les accéléromètres.



**Figure IV-1: Haut-parleur Adin KKBT qui a été utilisé comme générateur de sons au cours des expériences.**

### IV.1. Développement d'un moyen de test structurale et application sur une plaque simple

Il s'agit dans cette section de déterminer les fréquences propres d'une structure en nid d'abeille afin de :

- Valider les méthodes employées dans le chapitre précédent
- Valider le moyen de test développé dans ce chapitre

La structure utilisée dans l'expérimentation est d'un spécimen de type nida d'abeille en aluminium.

#### IV-1.2. Principe d'expérimentation en utilisant notre moyen de test développé

Notre objectif est de réaliser un outil simple, faible coût et excellent pour effectuer des essais de vibration des structures.

##### IV.1.2.1. Description de schéma électronique

Pour le circuit électronique, on a choisi de travailler avec accéléromètre et un microcontrôleur très puissant pour simplifier et augmenter la gamme de fréquence des structures capturée et un logiciel sur Pc pour lire les résultats obtenus.

##### IV.1.2.2. Le microcontrôleur

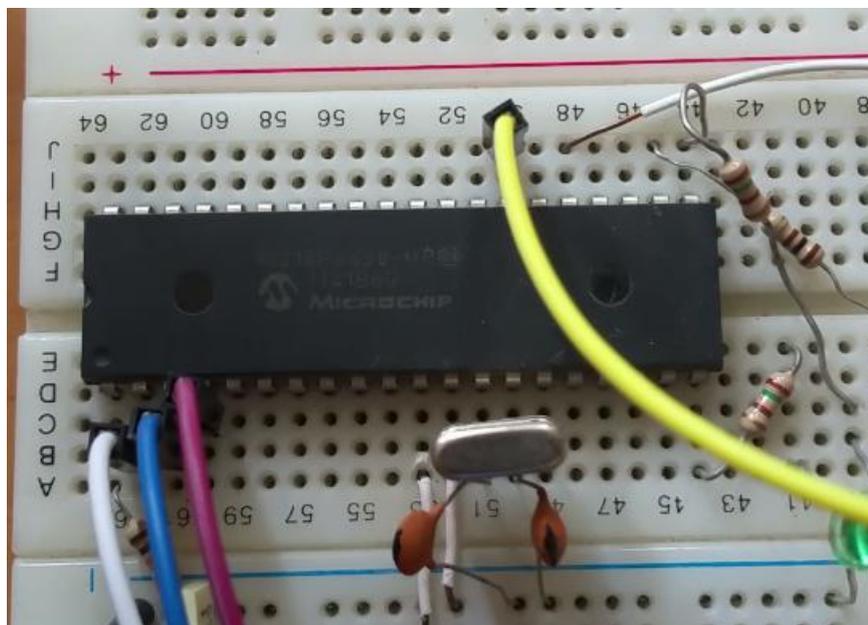
En électronique, c'est le "cerveau" de l'appareil qui en possède un. En le programmant, il est capable de prendre des décisions, faire des calculs, compter le temps, gérer l'USB etc. C'est un circuit imprimé qui exécute des instructions et coordonne tous les composants du système.

- Le microcontrôleur utilisé est 18F4620 et ses caractéristiques :
  - Tension de **5 Volt** ;
  - Courant de **25 mA** ;
  - Peut être alimenté via USB ou une alimentation externe ;
  - Il peut traiter les signaux analogiques et digitaux,
  - Conversion de signal analogique /digital avec une résolution de 10 bits, ce qui signifie qu'il peut gérer **1024** valeurs différentes.

## Chapitre IV : Le développement des moyens de test

- Pour la communication avec de la carte électronique avec le PC, on utilise la communication série UART TTL (5V),
- 03 horloges (Timers)
- Code Data 64 KByte

La figure 2 présentent l'architecture de notre outil



**Figure IV-2 : Microcontrôleur modèle 18F4620**

### IV.1.2.3. Accéléromètre

Pour mesurer les fréquences, nous utilisons un accéléromètre de type 3 axes GY-61 ADXL335. L'accéléromètre mesure l'accélération selon les trois axes X, Y et Z.

L'ADXL335 est ce qu'on appelle un accéléromètre MEMS (Micro-Electro Mechanical System). Le capteur de l'ADXL335 est un capteur à surface micro-usinée en polysilicium construit sur une tranche de silicium. Dans le capteur, il existe une masse sismique appelée masse sismique qui est attachée à des plaques réfléchantes. Lorsqu'elles sont soumises à une accélération, les plaques sont déviées par la masse et cette déviation est mesurée par un condensateur différentiel [6].

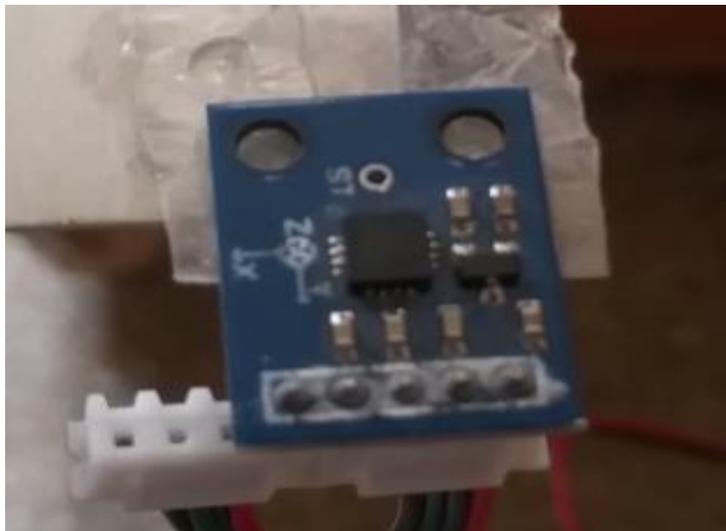
Le condensateur différentiel est constitué à de plaques fixées indépendamment et de plaques reliées à la masse sismique. Les plaques fixées sont pilotées par 180 signales

## Chapitre IV : Le développement des moyens de test

carrées déphasées et lorsque les plaques sont déviées, le condensateur différentiel est déséquilibré et fournit un signal de sortie d'une signale carrée dont l'amplitude est proportionnelle à l'accélération.

Le module d'accéléromètre à 3 axes GY-61 DXL335 est un module de capteur d'accéléromètre à trois axes basé sur un circuit intégré ADXL335. L'ADXL335 est un accéléromètre à trois axes avec une consommation de bruit et d'énergie extrêmement faible. Le capteur a une plage de détection complète de +/- 3g. Il peut mesurer l'accélération statique de la gravité dans les applications à détection d'inclinaison, ainsi que l'accélération dynamique résultant d'un mouvement, d'un choc ou d'une vibration [10].

Un régulateur de tension de 3,3 V intégré alimente l'ADXL335; il doit donc être alimenté entre 3,3V et 6V CC.



**Figure IV-3: Accéléromètre Modèle GY61  
ADXL 335**

### IV.1.2.3.1. Caractéristiques

➤ Modèle :

- ➔ GY-61
- ➔ Module accéléromètre de champ magnétique à trois axes Taille compacte, alimentation faible
- ➔ Utilisé pour les systèmes de jeu, les appareils mobiles, etc.

### IV.1.2.3.2. Spécifications techniques

- Puce de capteur : **ADXL335**
- Courant d'alimentation : **400 uA**
- Plage de tension de fonctionnement : **3V ~ 5V**
- Interface : **Sortie Analogique**
- Gamme complète : **+/-3g**
- Température de fonctionnement : **-40'C~ +85'C**
- Sensibilité : **300 mV /g;**
- Sensibilité de la précision (%) : **+/- 10**
- Application : Divers produits électroniques ou projet de bricolage
- Dimensions : **21 x 16 x 10 mm / 0.83 x 0.63 x 0.39 inch**
- Poids : **2 g / 0.07 oz**
- Couleur : **Bleu**

### IV.1.2.3.3. Dimensions

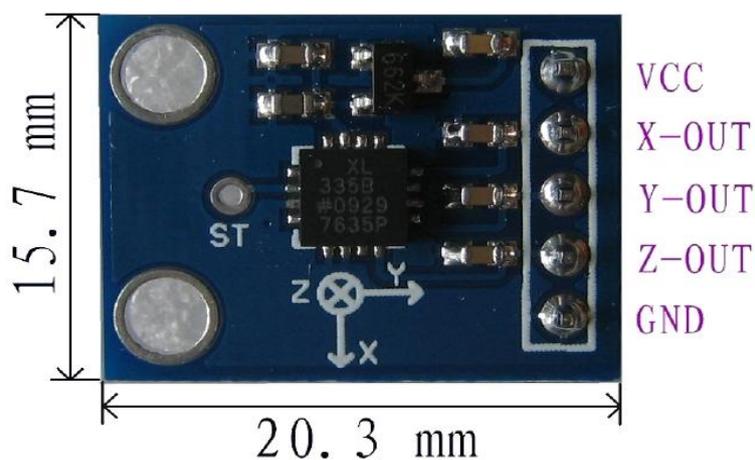


Figure IV-4: Dimensions d'un accéléromètre GY61 ADXL335

### IV.1.2.3.4. Définitions des Pin

1. VCC: 3.3V ou 5V
2. X\_OUT: sortie analogique
3. Y\_OUT: sortie analogique
4. Z\_OUT: sortie analogique
5. GND: masse

## Chapitre IV : Le développement des moyens de test

---

En utilisant des techniques de démodulation sensibles la direction de l'accélération, il est possible de faire mesurer ces accélérations. Le signal est ensuite amplifié et transmis à travers une résistance de 32 kW. Un signal est maintenant disponible pour chaque axe. Chaque signal est ensuite transmis à travers un condensateur de 0,1  $\mu$ F qui, comme il a été mentionné précédemment, fait filtrer les fréquences. L'ADXL335 utilise une seule structure pour les axes X, Y et Z, ce qui donne une orthogonalité élevée.

Ce capteur peut mesurer une accélération entre  $\pm 3$  g dans les trois axes orthogonaux (X, Y et Z). Il peut capter des fréquences dans la plage de 0,5 Hz à 1600 Hz pour les axes X et Y, et dans une plage de 0,5 Hz à 550 Hz pour l'axe Z. Cependant, le modèle SparkFun est livré avec des condensateurs de 0,1  $\mu$ F qui agissent comme un filtre passe-bas et limitent la largeur de bande inférieure de chaque axe à 50Hz.

Pour faire fonctionner l'accéléromètre, il faut une tension entre 1,8 V et 3,6 V pour capturer les signaux analogiques [10,11].

### IV.1.2.4. Logiciel

Pour l'acquisition et présentation des résultats, le logiciel LABVIEW a été utilisé. LabVIEW permet d'établir les communications nécessaires entre toute sorte d'instruments et le PC : senseurs, systèmes de mesure, de monitoring, etc. Développez les applications sur mesure, d'automatisation ou pour faire toute sorte de tests.

#### ➤ Caractéristiques

- Environnement graphique de programmation spécialisé en tâches d'instrumentation électronique.
- Créez des circuits électroniques pour toute sorte de besoins.
- Réduction de l'implémentation des systèmes grâce à la formule de travail.
- Visualisation, analyse et partage de données.
- Augmentation de compatibilité.
- Bibliothèques intégrées et spécifiques pour le domaine de l'ingénierie software [6,14].

### ➤ Des applications pratiques

LabVIEW a servi pour beaucoup de cas pratiques pour la mesure de températures et la création de rapports en industries alimentaires, pour automatiser les lignes de production de téléphonie, pour le contrôle de transformateurs de puissance, pour la détecter d'erreurs en machines...

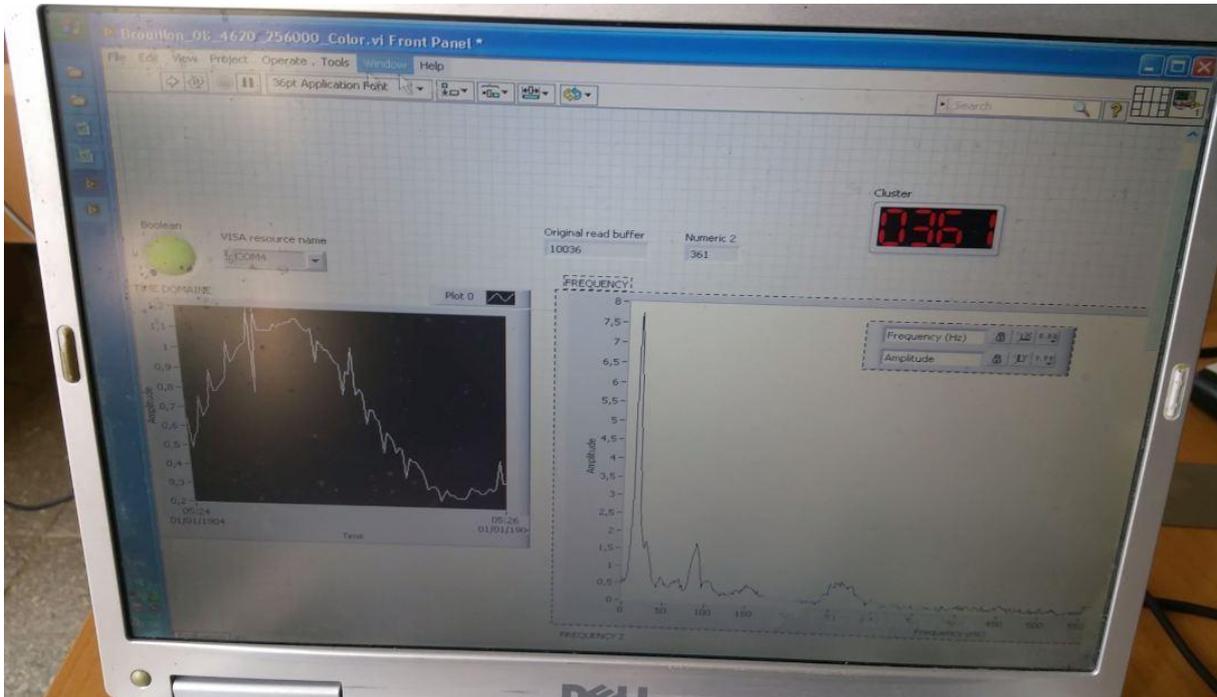


Figure IV-5: Logiciel LABVIEW

## IV.2. Test set-up

La détermination des fréquences propres s'effectue sur la base du schéma (Figure 6).

- ➔ On lance le logiciel de LabVIEW sur le Pc et il doit être bien configuré.
- ➔ On fixe la plaque dans un de ses extrémités après avoir mesurer la distance à tester.
- ➔ On colle l'accéléromètre sur la plaque, dans notre cas à l'extrémité libre de la plaque.
- ➔ On branche le câble d'alimentation du circuit électronique qui contient le microcontrôleur et d'autres équipements.
- ➔ On connecte le circuit électronique avec le Pc par un câble USB.
- ➔ On assure que le logiciel a détecté le matériel connecté.

## Chapitre IV : Le développement des moyens de test

- On clique sur le bouton démarrer qui se trouve dans la fenêtre de l'interface du logiciel.
- On excite la plaque à tester pour notre cas on la frappe peut plus fort par une règle ou un tournevis.
- On mesure la réponse de système sur un graphe qui s'affiche directement dans le logiciel.

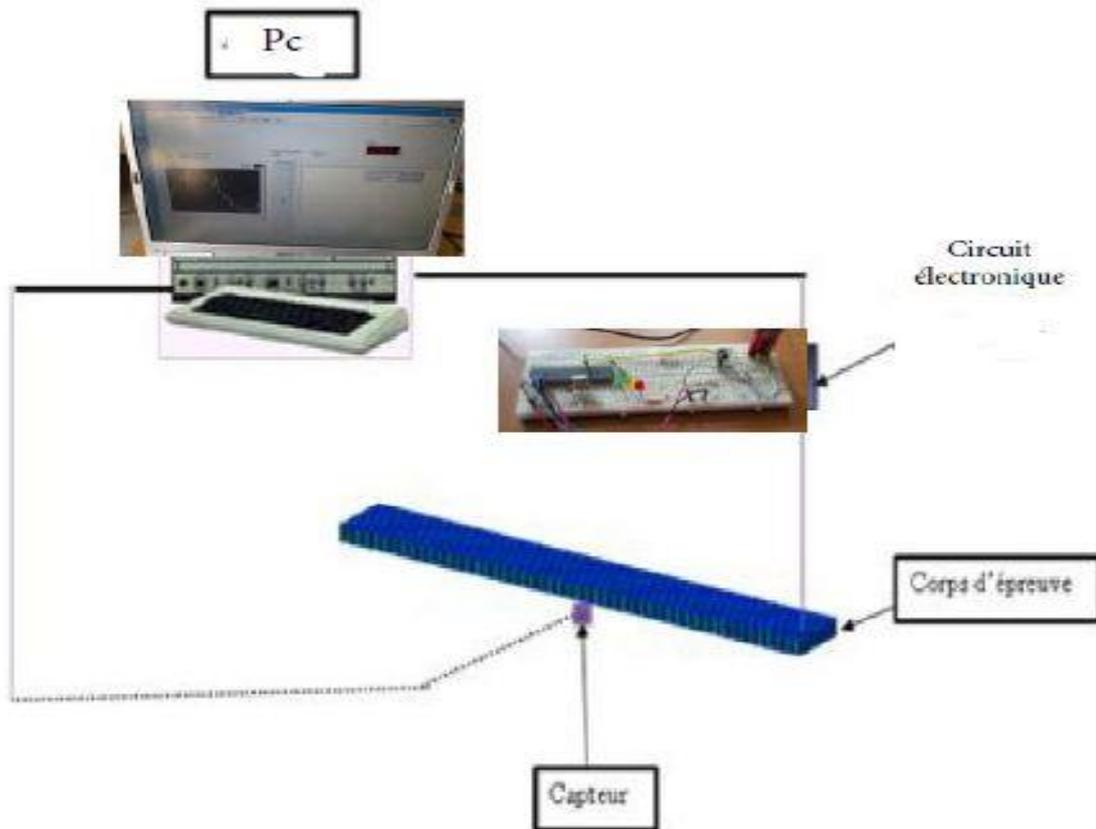


Figure IV-6 : Schéma expérimental avec le spécimen

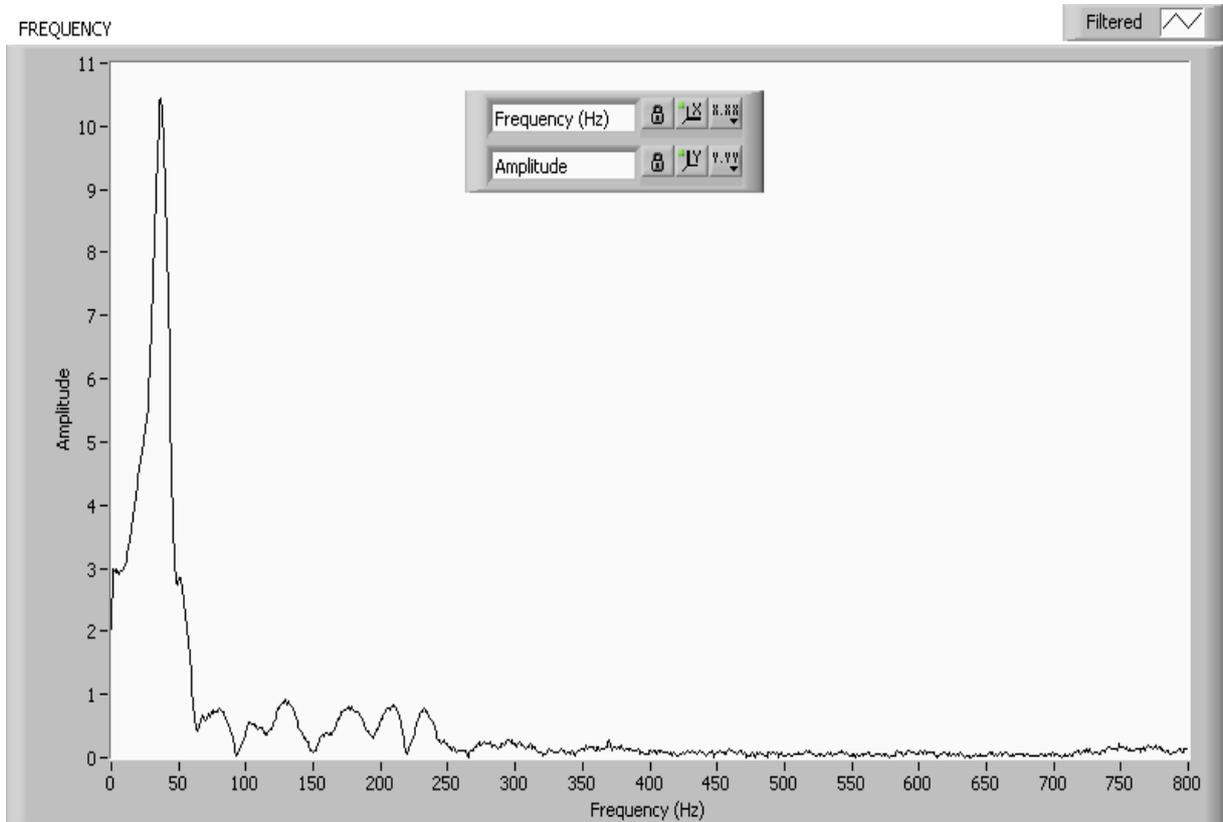
### IV.3. Essais et résultats

Pour les essais on a pris 2 plaques de différents matériaux, une plaque d'aluminium et l'autre de titane de longueurs de 100 mm, 140 mm, 175 mm, 210 mm, 280 mm et de largeur de 55 mm et d'épaisseur de 0.8 mm pour l'aluminium et 1.2 mm pour le titane.

→ Pour l'aluminium :

On a pris la première plaque d'aluminium et on a obtenu les résultats suivants:

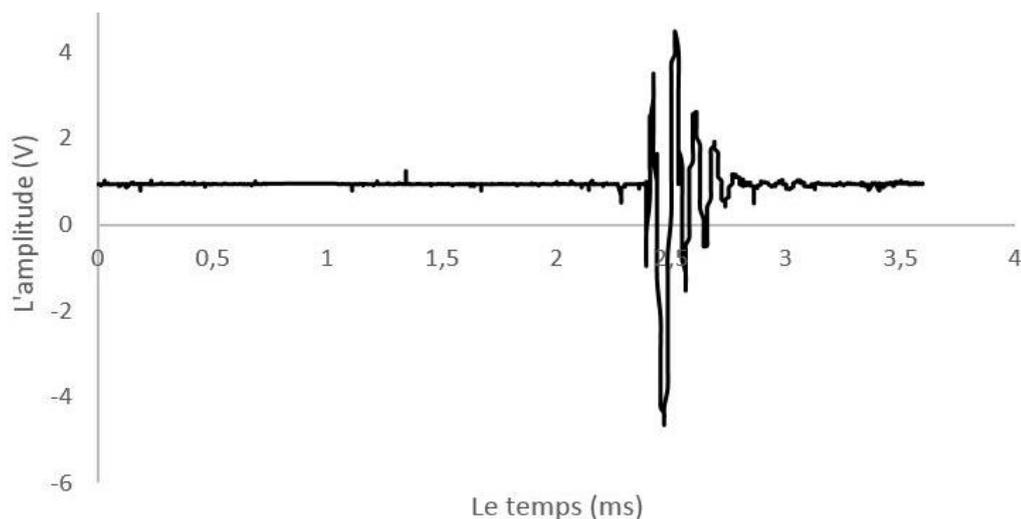
❖ L=100mm



**Figure IV-7: Différentes modes d'une plaque en aluminium (L=100 mm) obtenus par le logiciel LabVIEW**

Il existe bien d'autre façon de représenter un signal. C'est le cas de l'affichage dans le domaine temporel. Pour passer de l'un à l'autre il faut effectuer une transformation: c'est la transformée de Fourier.

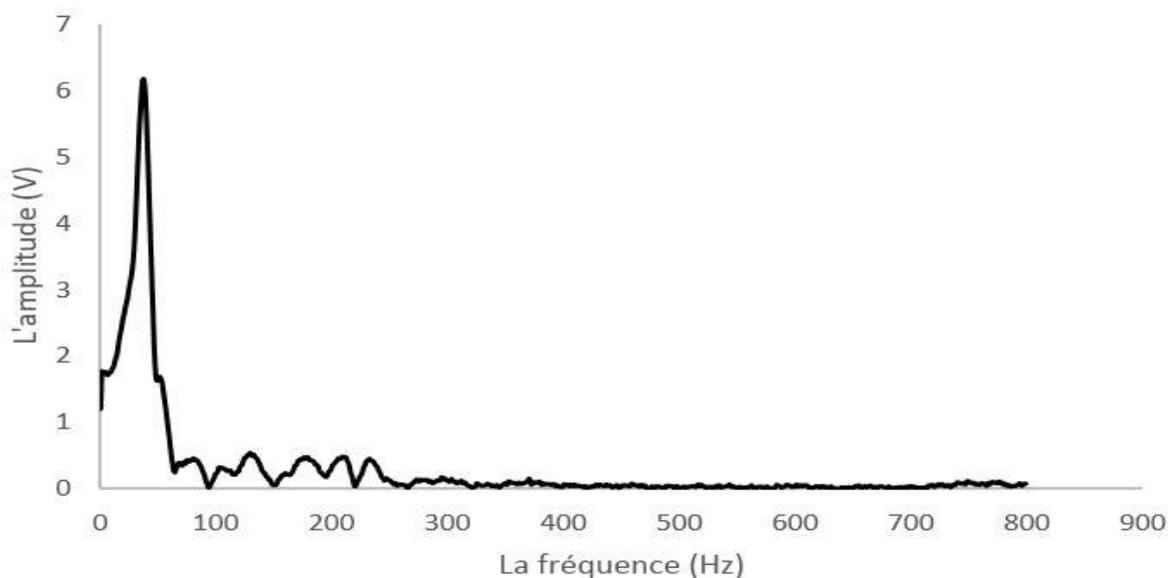
La figure suivante montre que le logiciel donne des résultats du test dans le domaine temporel.



**Figure IV-8: Résultats du test dans le domaine temporel**

Les oscilloscopes numériques actuels possèdent souvent l'option FFT: Fast Fourier Transform, ou Transformée de Fourier Rapide. Cet algorithme numérique permet justement (avec plus ou moins d'exactitude) de passer du domaine temporel (affichage standard) au domaine fréquentiel.

Dans le domaine fréquentiel, ce n'est plus le temps qui est en abscisse, mais la fréquence. Ainsi, un sinus pur, c'est à dire sans distorsion, aura pour représentation dans le domaine fréquentiel:



**Figure IV-9: Résultats du test dans le domaine fréquentiel**

### ❖ L=140mm

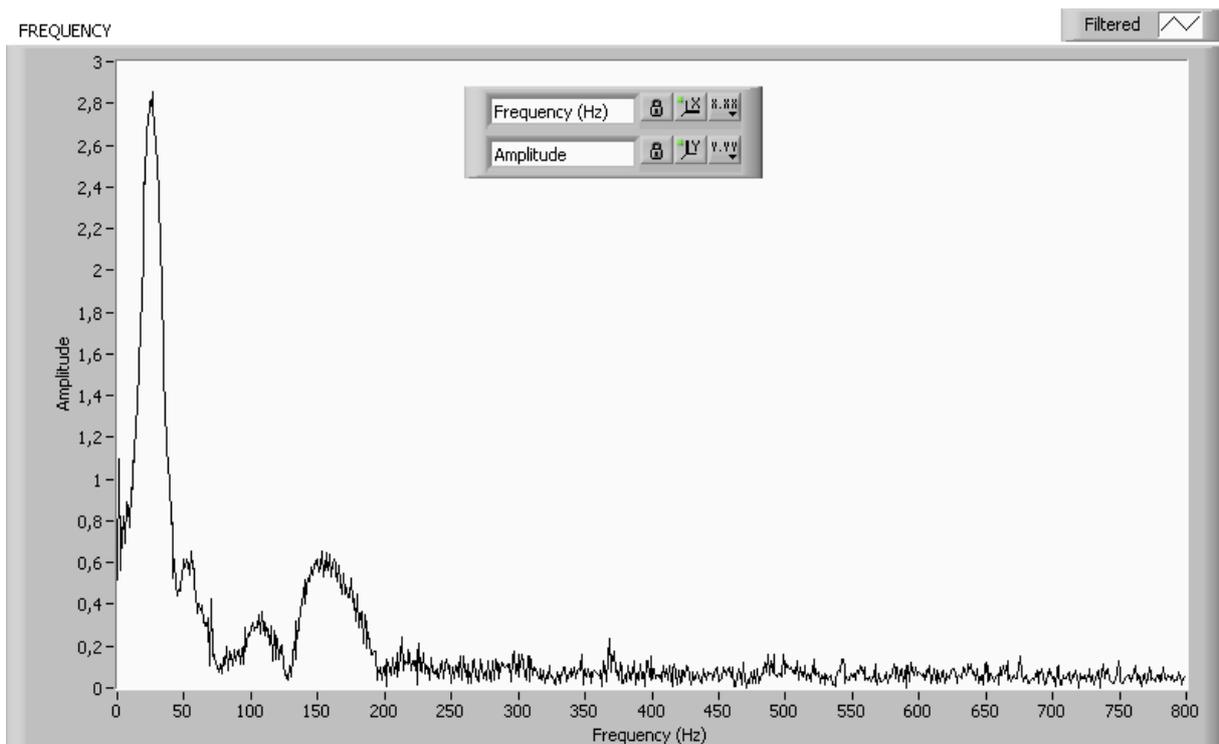


Figure IV-10: Différentes modes d'une plaque en aluminium (L=140 mm) obtenus par le logiciel LabVIEW

### ❖ L=175mm

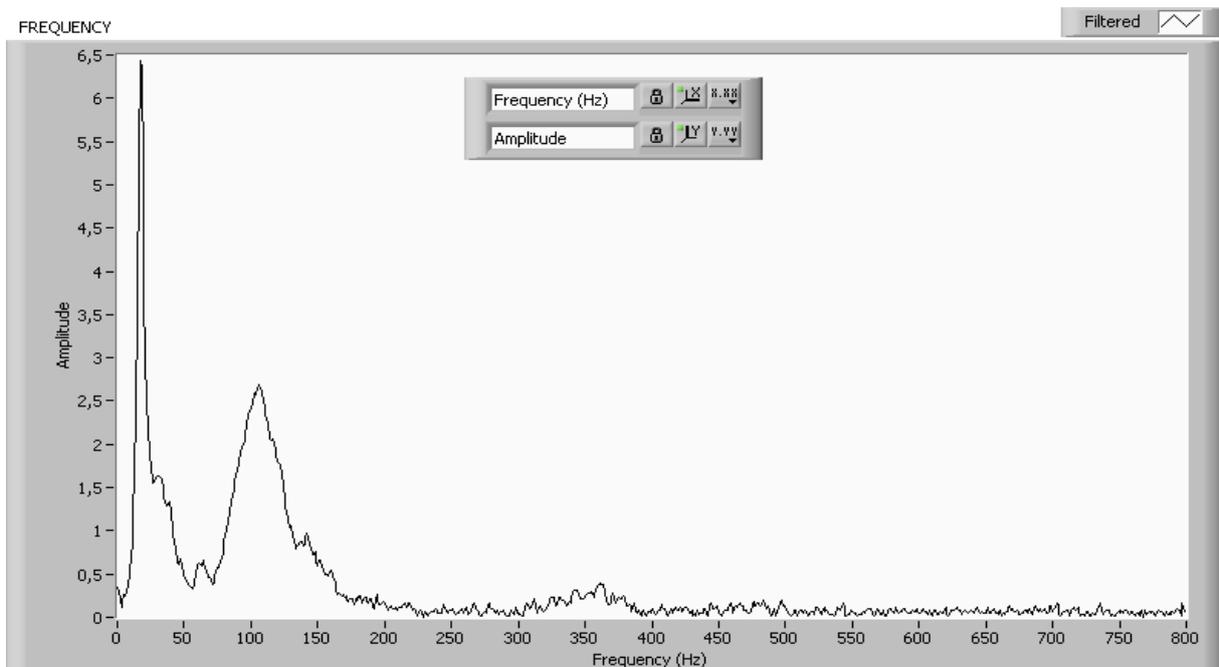


Figure IV-11: Différentes modes d'une plaque en aluminium (L=175 mm) obtenus par le logiciel LabVIEW

### ❖ L=210mm

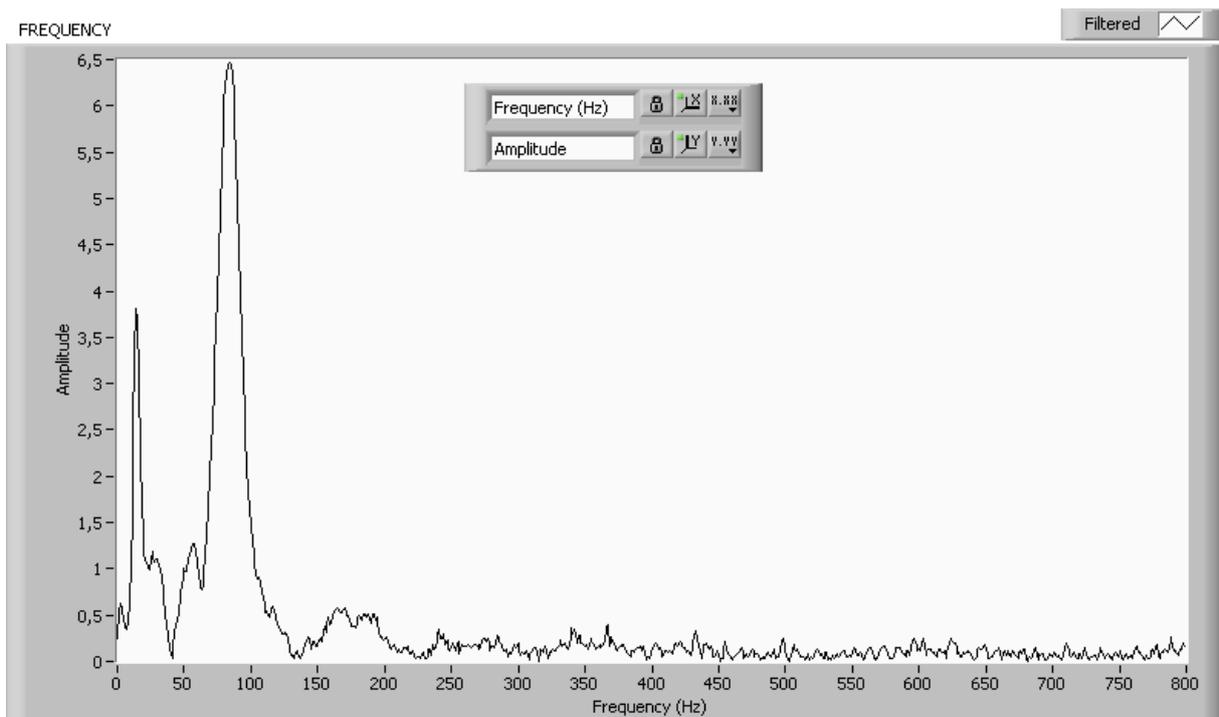


Figure IV-12: Différentes modes d'une plaque en aluminium (L=210 mm) obtenus par le logiciel LabVIEW

### ❖ L=280mm

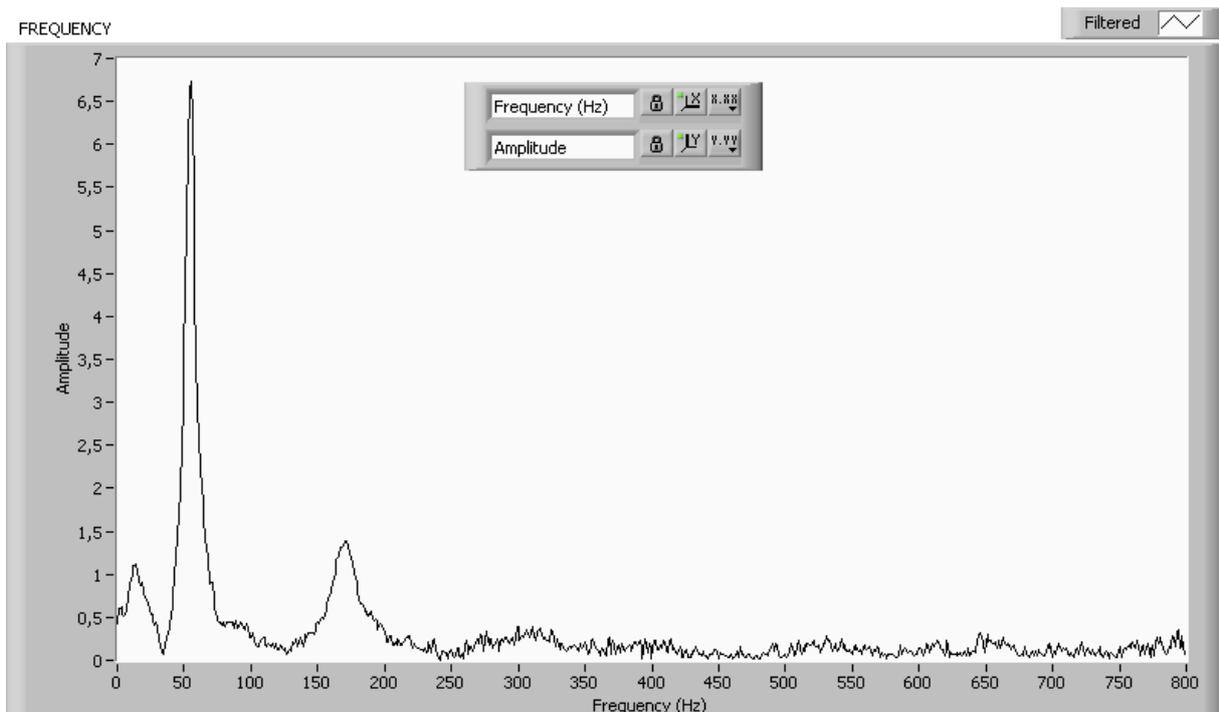


Figure IV-13: Différentes modes d'une plaque en aluminium (L=280 mm) obtenus par le logiciel LabVIEW

→ Pour la plaque de titane :

❖ L=100mm

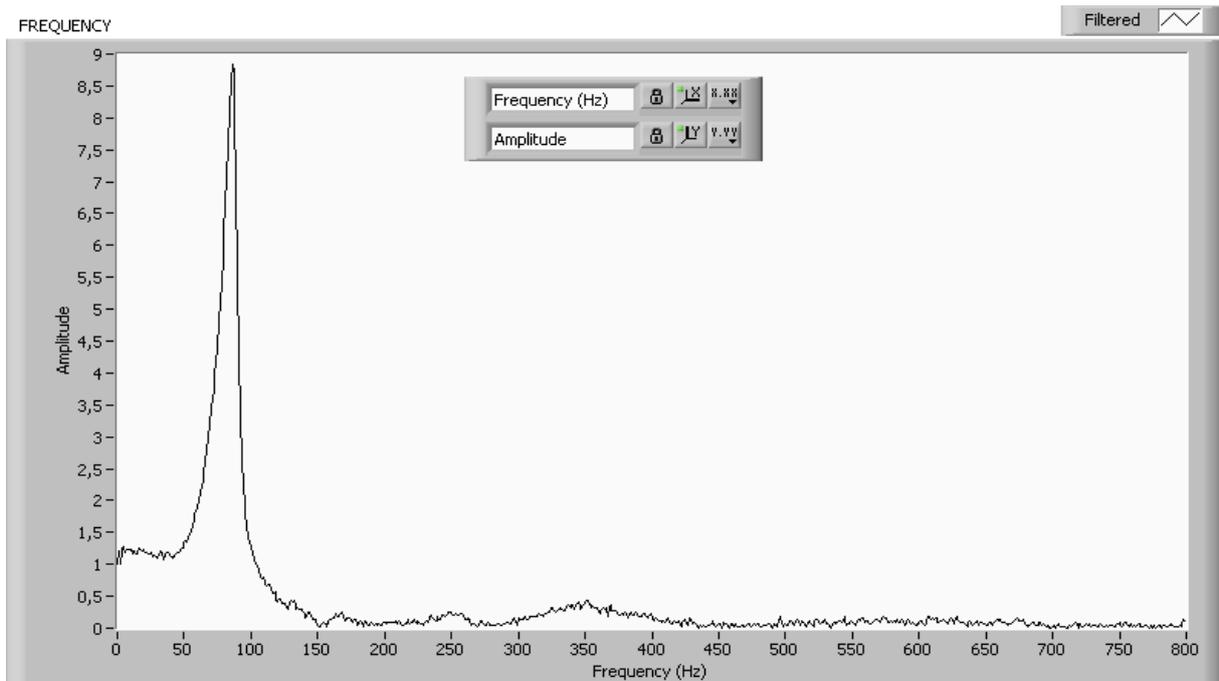


Figure IV-14: Différentes modes d'une plaque en titane (L=100 mm) obtenus par le logiciel LabVIEW

❖ L=175mm

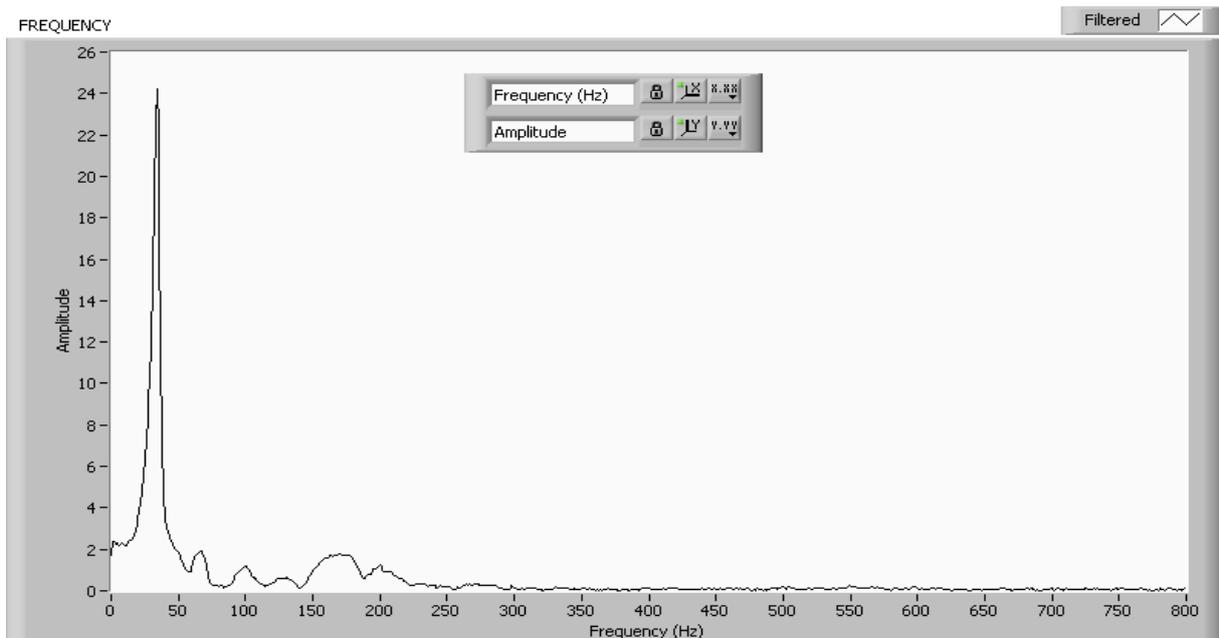
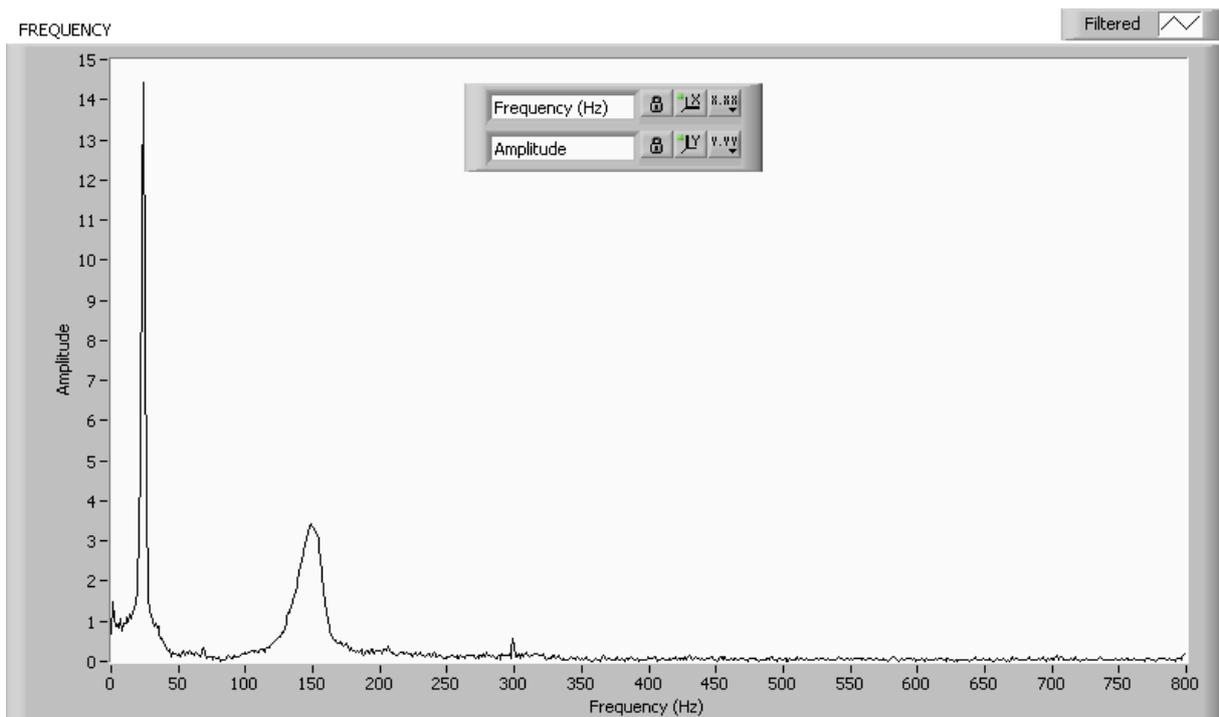


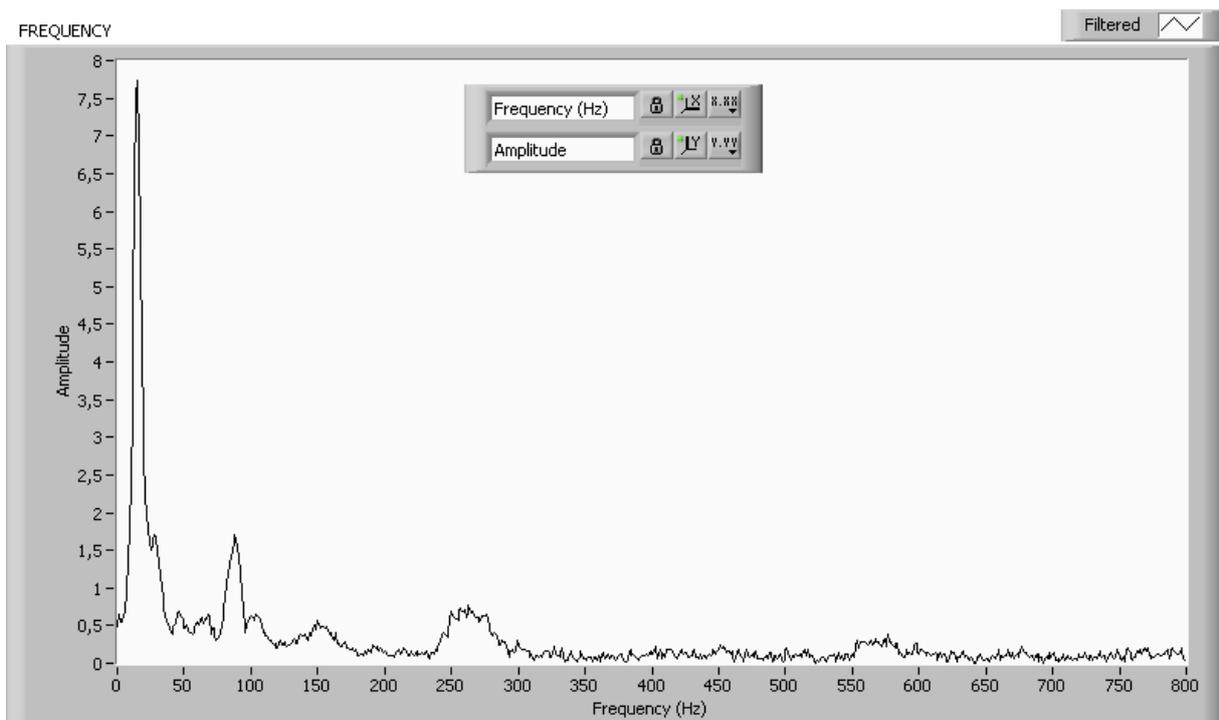
Figure IV-15: Différentes modes d'une plaque en titane (L=175 mm) obtenus par le logiciel LabVIEW

### ❖ L=210mm



**Figure IV-16: Différents modes d'une plaque en titane (L=210 mm) obtenus par le logiciel LabVIEW**

### ❖ L=280mm



**Figure IV-17: Différents modes d'une plaque en titane (L=280 mm) obtenus par le logiciel LabVIEW**

### IV.4. Comparaison

Après les tests, on a organisé les résultats dans les tableaux suivants:

→ Pour la plaque d'aluminium :

Les dimensions	Essais numérique	Essais expérimentaux	Les erreurs
L= 100 mm	50.291	48	4,55 %
L= 140 mm	27.205	25	8,10 %
L= 175 mm	18.148	20	10,20 %
L= 210 mm	13.141	12	8,68 %
L= 280 mm	7.6211	9	18,09 %
			La moyenne = 9,92 %

**Tableau IV-1: Résultats des essais numériques et expérimentaux du premier modes d'une plaque en aluminium dans différentes stations avec leurs erreurs relatives.**

→ Pour la plaque de titane :

Les dimensions	Essais numérique	Essais expérimentaux	Les erreurs
L= 100 mm	86.523	88	1,70 %
L= 140 mm	45.29	50	10,39 %
L= 175 mm	29.474	33	11,96 %
L= 210 mm	19.803	23,5	18,66 %
L= 280 mm	11.373	13	14,305 %
			La moyenne = 11.4 %

**Tableau IV-2: Résultats des essais numériques et expérimentaux du premier modes d'une plaque en aluminium dans différentes stations avec leurs erreurs relatives.**

### Interprétation :

- On peut voir que lorsque la longueur augmente, l'erreur augmente aussi.
- Les valeurs des essais expérimentaux sont plus proches aux valeurs des essais numériques surtout lorsque la longueur est faible.
- La valeur de 10% est la moyenne des erreurs dans les deux plaques ça nous montre que notre moyen de test est fiable pour faire des mesures sur les fréquences propres des structures.

Le choix d'un accéléromètre doit satisfaire les conditions suivantes en fonction de la mesure effectuée, donc on peut citer quelques causes qui peuvent influencer sur les mesures et qui vont faire apparaître des effets inappropriés sur notre test :

- ➔ Le poids de l'accéléromètre peut modifier les caractéristiques de signal vibratoire ;
- ➔ Domaine de fréquence et la gamme dynamique de l'accéléromètre doivent contenir l'intervalle de mesure ;
- ➔ Conditions externes (température, bruit extérieur, etc.) Ne doivent en aucun cas influencer le fonctionnement de l'accéléromètre ;
- ➔ La méthode de sa fixation sur la structure (ne doit pas introduire des perturbations pendant la mesure).

### IV.4.1. Détermination expérimentale des fréquences propres en utilisant notre outil

Avec ce code simple, nous pouvons maintenant effectuer des tests et évaluer les performances de l'accéléromètre ADXL335. La figure 4 montre la forme d'onde brute obtenue par l'accéléromètre placé à proximité du générateur de tonalité Adin jouant une onde sinusoïdale à 60 Hz. L'onde sinusoïdale a été générée à l'aide de [onlinetonegenerator.com](http://onlinetonegenerator.com). La forme d'onde collectée est ensuite transformée du domaine temporel dans le domaine fréquentiel, à l'aide de la transformée de Fourier rapide (FFT), illustrée à la figure 5. Le signal à 60 Hz se distingue clairement du bruit de fond.

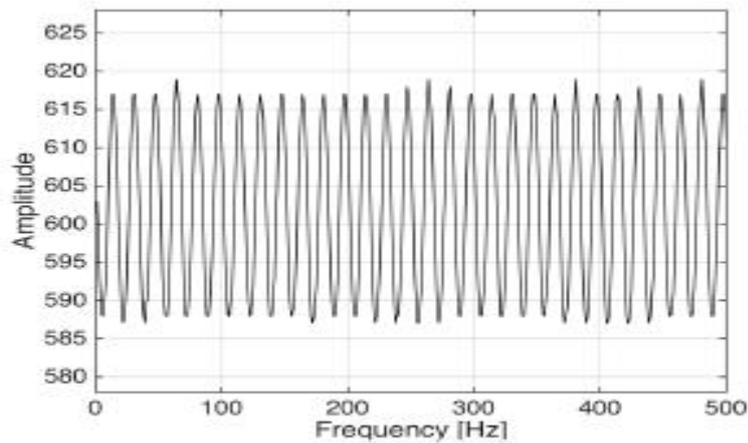


Figure 4: Waveform of a 60 Hz signal.

Pour tester la réponse en fréquence de l'ADXL355, nous avons généré une impulsion linéaire de 100 Hz à 250 Hz avec le générateur de tonalité Adin et recueilli les données sur une période de 15 min. La réponse est illustrée à la figure 7. Toutes les lignes avec une pente positive sont des harmoniques ou le fondamental. Les autres lignes à pente négative sont les réflexions de Nyquist [9,11].

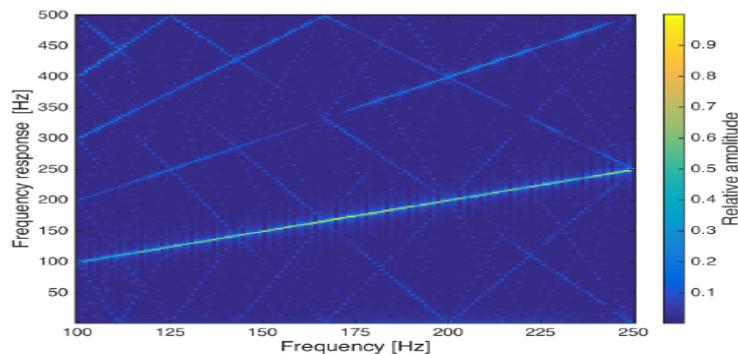


Figure 7: The frequency response of a 100 Hz to 250 Hz chirp waveform. The colormap represents the relative amplitude.

## Conclusion

Après ces études on peut dire que notre moyen de test est fiable et abordable pour faire des essais expérimentaux et de déterminer les fréquences propres des différentes structures.

On peut citer les avantages des essais à l'aide d'un accéléromètre, microcontrôleur et un logiciel sur PC comme suit :

- Rapidité des résultats (il suffit de quelques essais pour avoir une moyenne) ;

## Chapitre IV : Le développement des moyens de test

---

- Un seul coup excite la structure en ses plusieurs fréquences propres ;
- Méthode idéale pour la mesure des fréquences propres des structures simples ou complexes;
- Cette méthode n'est pas coûteuse ;
- Pas de variation locale dans la masse de la structure durant l'essai.

L'accéléromètre est triaxial basse consommation complet ADXL335 d'Analog Devices, mesure l'accélération dynamique (mouvements, chocs ou vibrations) et l'accélération statique (inclinaison ou gravité) sur une plage de  $\pm 3$  g avec une non linéarité de 0,3 % et une stabilité thermique de 0,01 %/°C.

On peut citer quelques d'autres applications pour notre moyen de test :

- Applications de détection d'inclinaison et de mouvement, basse consommation, sensibles aux coûts
- Appareils mobiles
- Systèmes de jeux
- Protection de disques durs
- Stabilisation d'image
- Dispositifs sportifs et de santé

# Chapitre V

**Analyse structurale d'un satellite de  
télécom durant le lancement**

## Chapitre V : Analyse structurale d'un satellite de télécom durant le lancement

---

### Introduction

Le mot satellite viendrait du latin et voudrait dire: garde du corps, complice. Un satellite artificiel est un engin construit par l'homme et placé en orbite autour d'un astre, en particulier de la Terre, par une fusée ou un système de transport spatial. Apparus pour des motifs politiques, les satellites artificiels sont devenus des outils indispensables pour la science, la défense, les télécommunications et pour des applications aussi variées que la prévision du temps, la lutte contre la pollution ou le sauvetage de navigateurs en détresse.. Un satellite naturel est un corps céleste qui gravite autour d'un astre de masse plus importante. Par exemple, la Lune est le satellite naturel de la Terre, qui est elle-même l'un des satellites naturels du Soleil.

L'espace est un enjeu de puissance et de prestige ! En 60 ans : Plus de 6000 satellites et sondes et vaisseaux habités lancés 12 pays ont lancé leurs propres satellites : Russie, USA, France, Japon, Chine, Grande Bretagne, Europe, Inde, Israël, Iran, Corée du Nord (déc 2012), Corée du Sud (jan 2013) ,3 pays ont lancé leurs propres spationautes : Russie, USA, Chine [15].

Le but de cette partie est de faire des applications sur le satellite d'ARIANE 5, l'intérêt de ces applications est de connaître les réponses fréquentielles et les différents comportements mécaniques de ce satellite ainsi, on va voir sa repense structurale dans différentes phases de son lancement, aussi on va vérifier que ce satellite est apte à l'envoyer pour faire sa mission sans avoir des problèmes structuraux.

### V.1. Satellite télécom

Un satellite de télécommunication peut être considéré comme une sorte de relais hertzien. En effet, il ne s'occupe pas de la compréhension des données : ce n'est qu'un simple miroir. Son rôle est de régénérer le signal qu'il a reçu et de le retransmettre amplifié en fréquence à la station réceptrice.

Le satellite offre également une capacité de diffusion, c'est-à-dire qu'il peut retransmettre les signaux captés depuis la terre vers plusieurs stations. La démarche inverse peut également être effectuée ; il peut récolter des informations venant de plusieurs stations différentes et les retransmettre vers une station particulière. De plus, il est également possible d'établir des liaisons directes entre satellites. Ce principe a d'ailleurs été utilisé dans le projet Iridium développé par Motorola [13].

## Chapitre V : Analyse structurale d'un satellite de télécom durant le lancement

Donc pour résumer on peut dire qu'un satellite est un élément spatial qui a pour rôle de produire ou relayer des données vers différents récepteurs terrestres. L'avantage évident présenté par les solutions satellites est que les stations terrestres ne dépendent plus des infrastructures terrestres existantes à travers le monde et donc peuvent être mobiles. Par ailleurs les transmissions satellites permettent de mettre en œuvre aisément (à comparer avec les structures câblées) les principes de diffusion. En effet il est possible de diffuser facilement et de façon économique (en bande) depuis un satellite les mêmes informations à de nombreuses stations ou à l'inverse relayer depuis un satellite la synthèse de multiples sources terrestres ou spatiales [5].

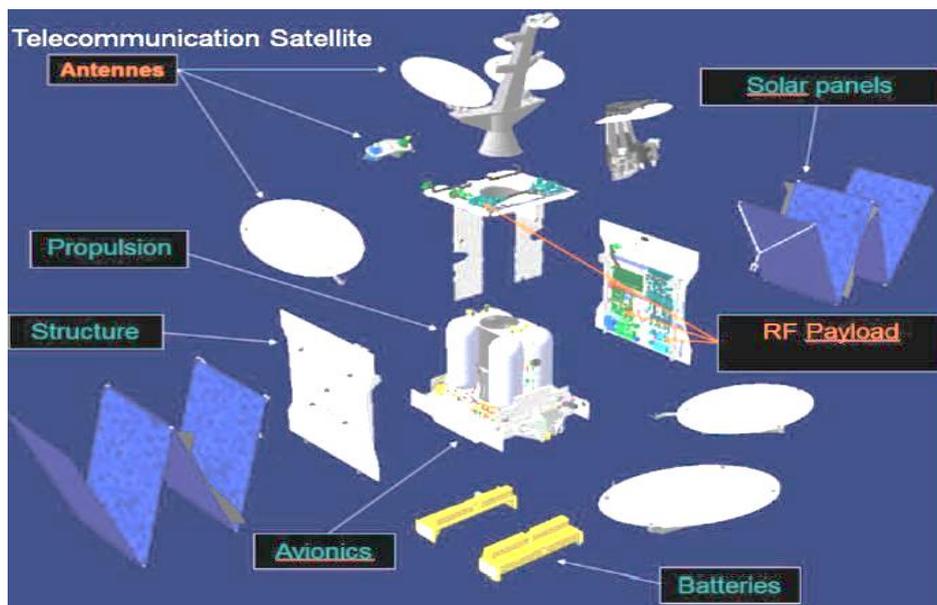


Figure V-1: Satellite télécom

### V.2. Ariane 5 lanceur

Arianespace est le leader mondial du transport spatial, qui lui a valu cette position grâce à la gestion, au marketing et à l'exploitation de la très fiable série de lanceurs Ariane 1-4.

Pour répondre aux exigences du marché de demain, Arianespace présente le lanceur Ariane 5 Heavy Dock. Ce nouveau véhicule performant est parfaitement adapté à la demande de service de plus en plus diversifiée, notamment à des satellites plus lourds et plus grands, à un plus grand nombre d'orbites et à des missions combinées. Ariane 5 est basé sur un design

## Chapitre V : Analyse structurale d'un satellite de télécom durant le lancement

moderne offrant des performances et une fiabilité excellente, ce qui garantit à Arianespace de continuer à offrir un service de haute qualité qui a été la clé de son succès. Conformément à la philosophie éprouvée d'Ariane, Ariane 5 deviendra une famille de lanceurs répondant aux défis du 21e siècle en matière de transport spatial [7].

Le lanceur Ariane 5 comprend l'étage principal cryogénique central, deux étages de rappel solides et un étage supérieur. Utilisant un nombre limité de moteurs, cette architecture est à la fois simple et robuste. Il offre un potentiel de croissance important, en particulier pour la composante de l'étage supérieur [8].

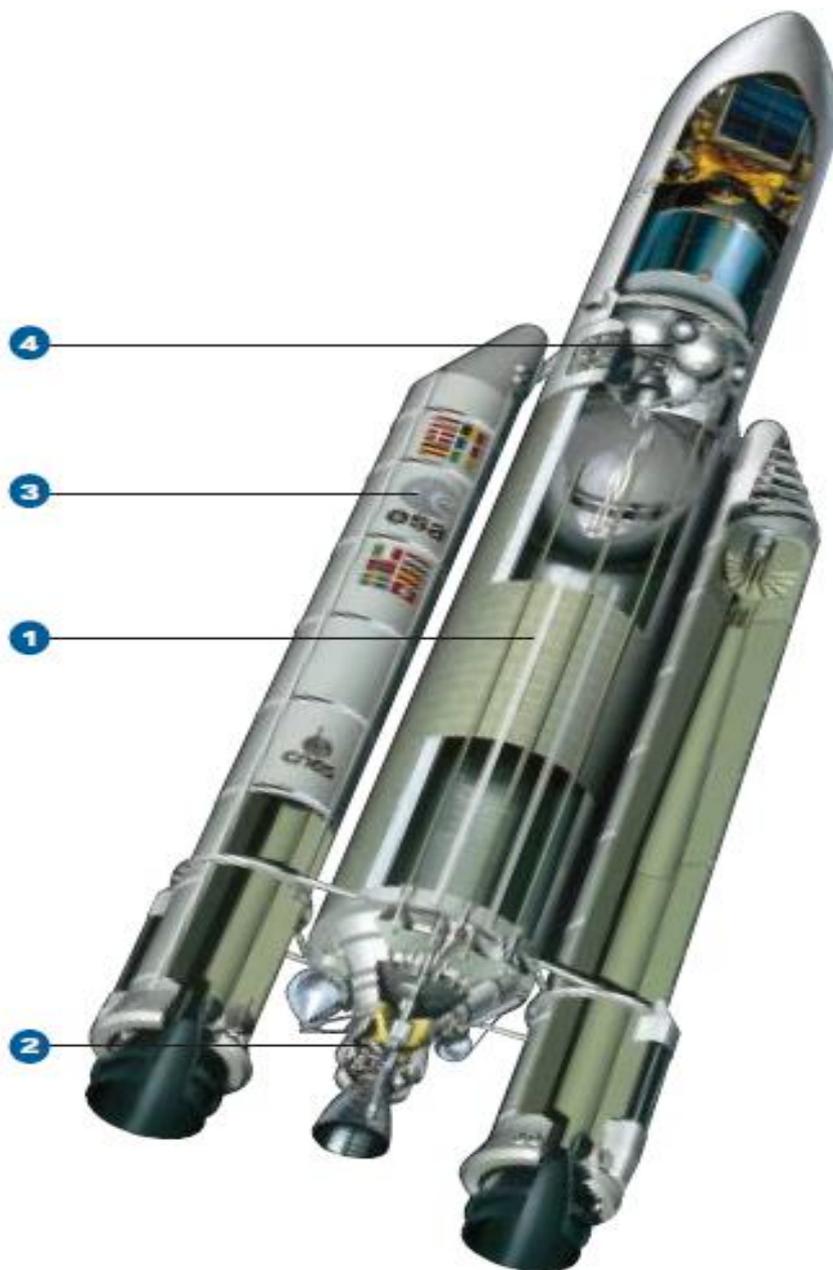


Figure V-2 : Lanceur Ariane 5

## Chapitre V : Analyse structurale d'un satellite de télécom durant le lancement

---

### → L'étage principal cryotechnique

Cette étape haute de 30 mètres constitue le cœur du lanceur Ariane 5. Il fonctionne pendant 58 secondes au total et inclut les points d'attache des deux boosters solides d'Ariane 5. La phase cryogénique principale est allumée sur le coussinet et, une fois les deux propulseurs solides largués en vol, il reste l'unique source de propulsion pendant 459 secondes supplémentaires de vol propulsé. Le propulseur cryogénique utilisé dans la phase est non toxique. À la fin de son vol, la scène cryogénique principale rentre dans l'atmosphère et se désintègre au-dessus de l'océan.

### → Le moteur Vulcain

Le moteur Vulcain alimente le principal étage cryogénique d'Ariane 5. Il fournit jusqu'à 116 tonnes de poussée dans le vide. Le Vulcain est allumé sur la rampe de lancement sept secondes avant le décollage, ce qui permet une surveillance complète du moteur pendant son démarrage et la stabilisation de la poussée.

### → Etages d'accélération à poudre (EAP)

Les deux boosters solides ont pour mission de propulser la table de lancement Ariane 5 de 725 tonnes métrique avec une accélération de 0,5 G au décollage. D'une hauteur de plus de 30 mètres, les boosters contiennent chacun 237,8 tonnes de propergol solide. Ils fournissent une poussée combinée de 1 370 tonnes métriques au décollage - ce qui représente plus de 90% de la poussée totale du lanceur au début du vol. Les boosters brûlent pendant 130 secondes. Avec une poussée moyenne de 1 000 tonnes métriques avant qu'elles ne soient séparées sur une zone désignée de l'Atlantique. Elles peuvent être récupérées pour des analyses après vol.

### → L'étage de propergol stockable (EPS)

L'EPS est le premier étage supérieur développé pour Ariane 5. Il propulse la charge utile du lanceur sur son orbite finale et fournit une injection orbitale précise. L'étage comporte 9,7 tonnes de propulseur (tétroxyde d'azote et mono méthyl hydrazine) pour une poussée de 3 tonnes métriques., moteur Aestus sous pression.

# Chapitre V : Analyse structurale d'un satellite de télécom durant le lancement

## V.2.1. Séquence de vol

Le déroulement d'un vol se fait comme le montre l'image suivante

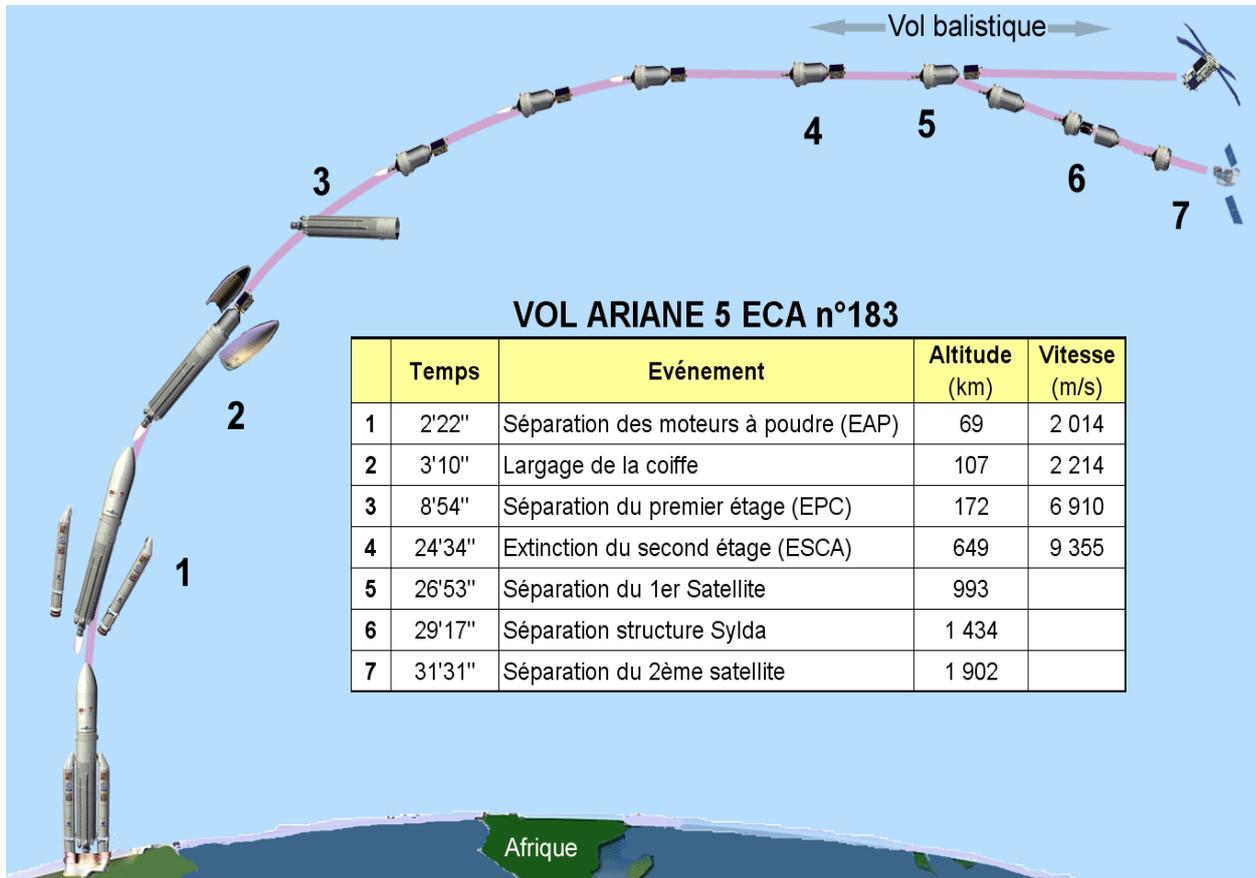


Figure V-3 : Séquences de vol

## V.2.2. Interface satellite/ lanceur

Ariane 5 est un lanceur dit à deux étage et demi car il se compose d'un étage principal accolé par deux boosters. Ces derniers sont largués en vol, alors que l'étage central continue sa route. Au lancement l'étage principal à propergol liquide est allumé en même temps que les deux boosters, l'ensemble fournissant quelques 1344 tonnes de poussée dans le vide. Le lanceur mesure 51,4 m (version Ariane 5G) pour ne masse de 746 tonnes.

1/ Coiffe

2/ SPELTRA

3/ Case à équipement

## Chapitre V : Analyse structurale d'un satellite de télécom durant le lancement

4/ Etage EPS

5/ EAP

6/ EPC

7/ Moteur Vulcain

8/ Moteur MPS

# Ariane 5 GS

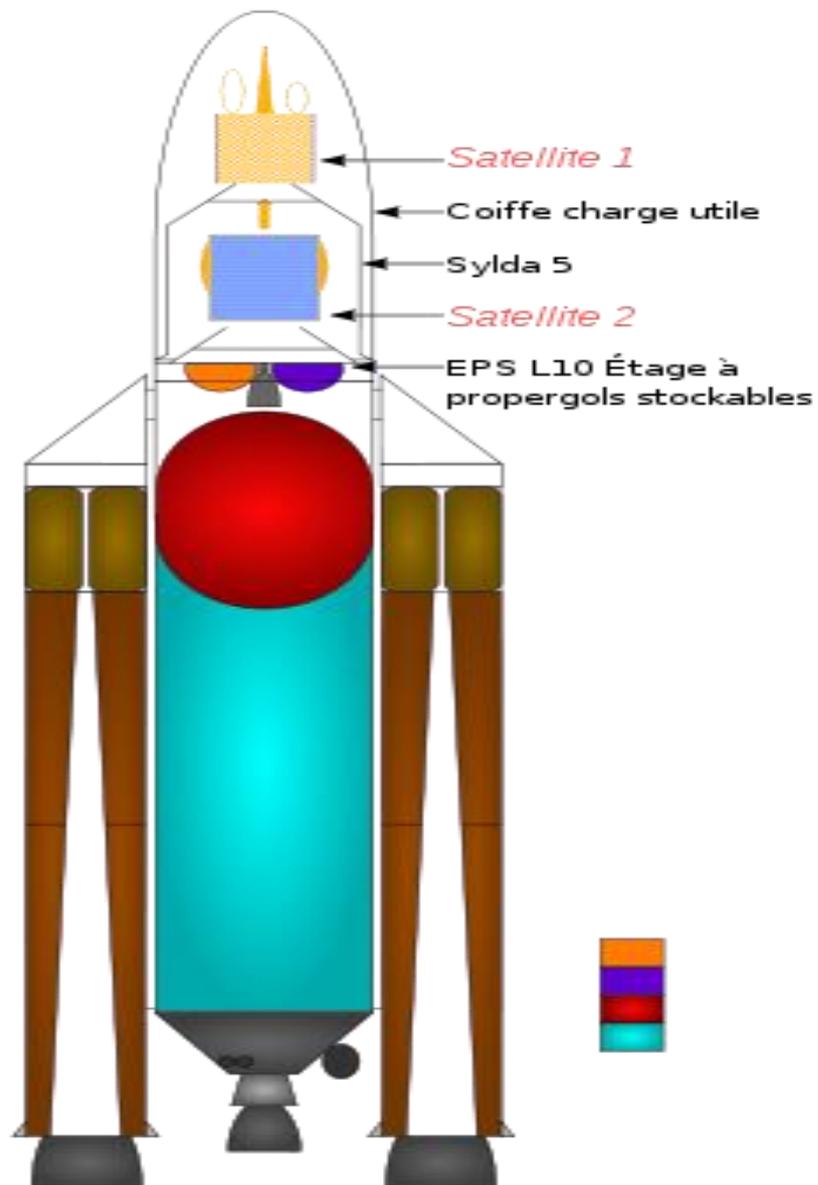


Figure V-4 : Emplacement des satellites dans le lanceur ARIANE 5

## Chapitre V : Analyse structurale d'un satellite de télécom durant le lancement

### V.2.3. Environnement mécanique

Les critères de dimensionnement du mini-charge auxiliaires doivent être compatibles avec les niveaux requis pour le test de qualification et d'acceptation comme décrit ci-après.

#### → Essais de vibrations sinusoïdales

Les niveaux de qualification et d'acceptation, appliqués au niveau de l'interface, sont indiqués dans le tableau suivant.

	Frequency range (Hz)	Qualification levels (0 - peak) (recommended)	Acceptance level (0 - peak)
Longitudinal	4 - 5	24.8 mm	19.8 mm
	5 - 100	2.5 g	2 g
Lateral	2 - 5	18.7 mm	14.9 mm
	5 - 100	1.9 g	1.5 g
Sweep rate		2 oct. / min	4 oct. / min.

Tableau V-1: Exigences de fréquence

#### → Exigences de fréquence

Pour éviter tout couplage dynamique entre les modes véhicule basse fréquence et charge auxiliaire mini, la mini charge utile auxiliaire doit être conçue avec une rigidité structurelle garantissant que :

- ❖ La fréquence fondamentale de la mini charge utile auxiliaire dans l'axe longitudinal est égale à  $\geq 60$  Hz,
- ❖ Les fréquences fondamentales de la principale charge utile auxiliaire dans les axes latéraux sont  $\geq 30$  Hz.

## Chapitre V : Analyse structurale d'un satellite de télécom durant le lancement

### ➔ Structure primaire

Pendant le vol, les charges dynamiques à basse fréquence et les charges stables sont combinées pour définir la charge quasi statique (QSL). La conception et le dimensionnement de la structure primaire doivent donc permettre la combinaison de charges la plus sévère pouvant être rencontrée à tout moment de vol.

Les charges limites de vol correspondantes sont indiquées dans le tableau V-2 suivant.

Acceleration (g)	Longitudinal		Lateral
	Static	Dynamic	Static + Dynamic
Maximum dynamic pressure	- 2.7	+/- 0.5	+/- 3
P 230 thrust oscillations	- 4.55	+/- 1.75	+/- 3
P230 separation	-0.7	± 5	+/- 2

Tableau V-2 : Charges limites de vol

- Le signe moins avec les valeurs de l'axe longitudinal statique indique une compression,
- Les charges latérales peuvent agir dans toutes les directions simultanément aux charges longitudinales,
- Les charges quasi statiques (QSL) s'appliquent à la charge utile C de G,
- La charge de gravité est incluse,
- Ces charges s'appliquent aux mini-charges utiles auxiliaires conformes aux exigences de fréquence du paragraphe « Exigences de fréquence ».

Le dimensionnement doit prendre en compte les facteurs de sécurité, définis par l'autorité de l'engin spatial avec une valeur minimale requise de 1,25 à la contrainte ultime et de 1,1 à la limite d'élasticité [8].

## Chapitre V : Analyse structurale d'un satellite de télécom durant le lancement

### Analyse de charge couplée:

L'analyse de charge couplée réalisée dans le cadre de l'analyse de mission vérifiera le dimensionnement adopté.

### V.3. Modélisation par éléments finis

Les satellites offrent une grande rigidité pour une faible masse, d'après les différentes simulations montrent que la force de compression transite essentiellement par toutes ses composantes .

On a traité l'analyse géométrique du comportement vibratoire de satellite ARIANE5 pour le cas encasté/libre. Le modèle géométrique tridimensionnel de satellite, illustré sur la figure 5 qui présente le maillage de sa structure.

#### V.3.1. Modèle élément fini

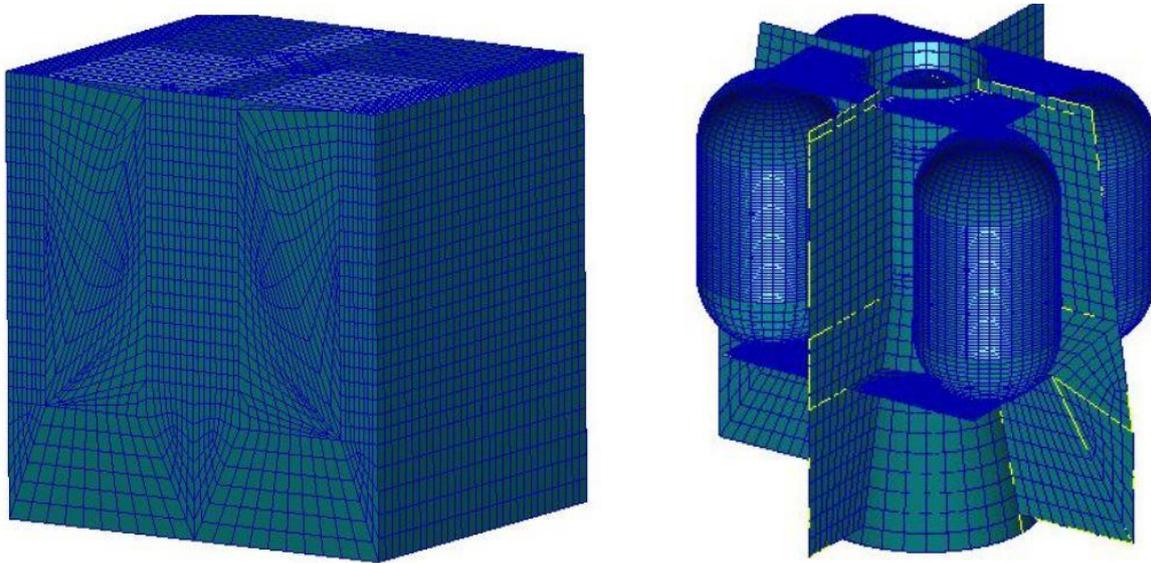


Figure V-5 : Modèle élément fini de satellite ARIANE 5

#### V.3.2. Analyse modale

Les matériaux utilisés sont l'aluminium et titane dont ces caractéristiques mécaniques sont les suivantes (tableau 3) :

## Chapitre V : Analyse structurale d'un satellite de télécom durant le lancement

	E (GPa)	$\rho$ (Kg/m <sup>3</sup> )	$\nu$
Aluminium	72	2700	0.33
Titane	110	4510	0.33

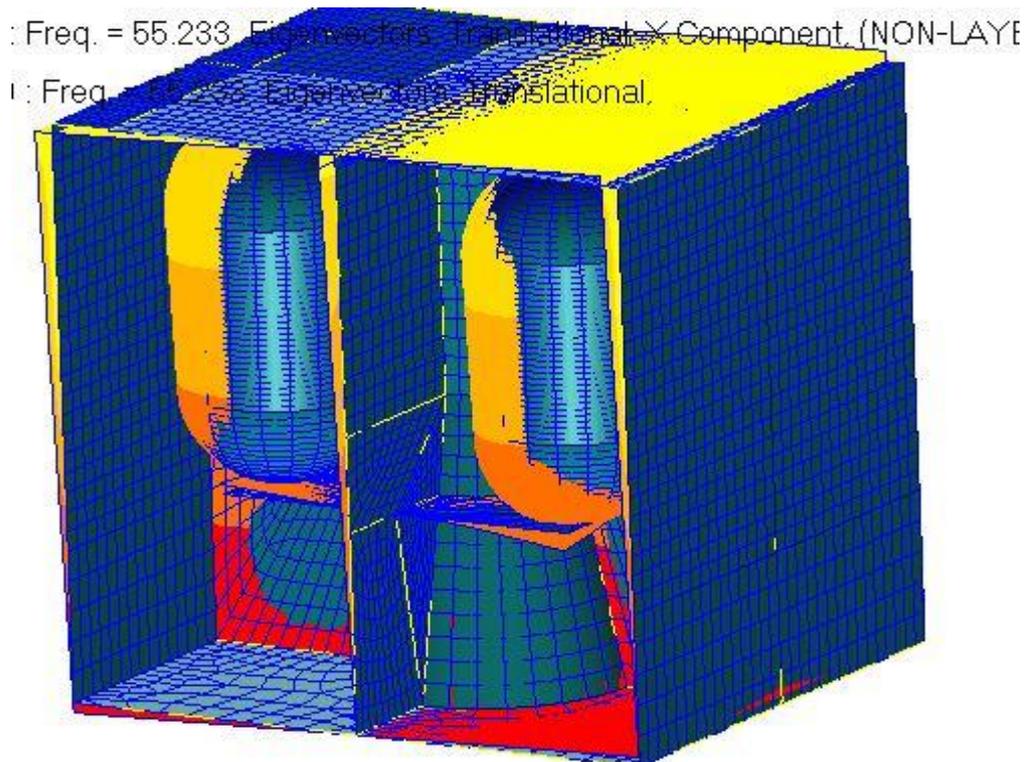
**Tableau V-3: Caractéristiques mécaniques**

Le modèle élément finis a été réalisé par la méthode sous structure, en utilisant différents types de maillage ; pour les panneaux et les revêtements supérieurs et intérieurs, le maillage est surfacique de type manuel ; pour le fuselage et les réservoirs, le maillage est automatique de type quadratique de quatre nœuds.

Plusieurs simulations ont été effectuées dans ce mémoire, il s'agit de la variation de la géométrie de satellite, en mettant l'accent sur l'effet de différents paramètres de lancement tel que les accélérations.

### Les résultats :

- La fréquence fondamentale de la mini charge utile auxiliaire dans l'axe longitudinal :
  - ❖  $F=55,223$  Hz



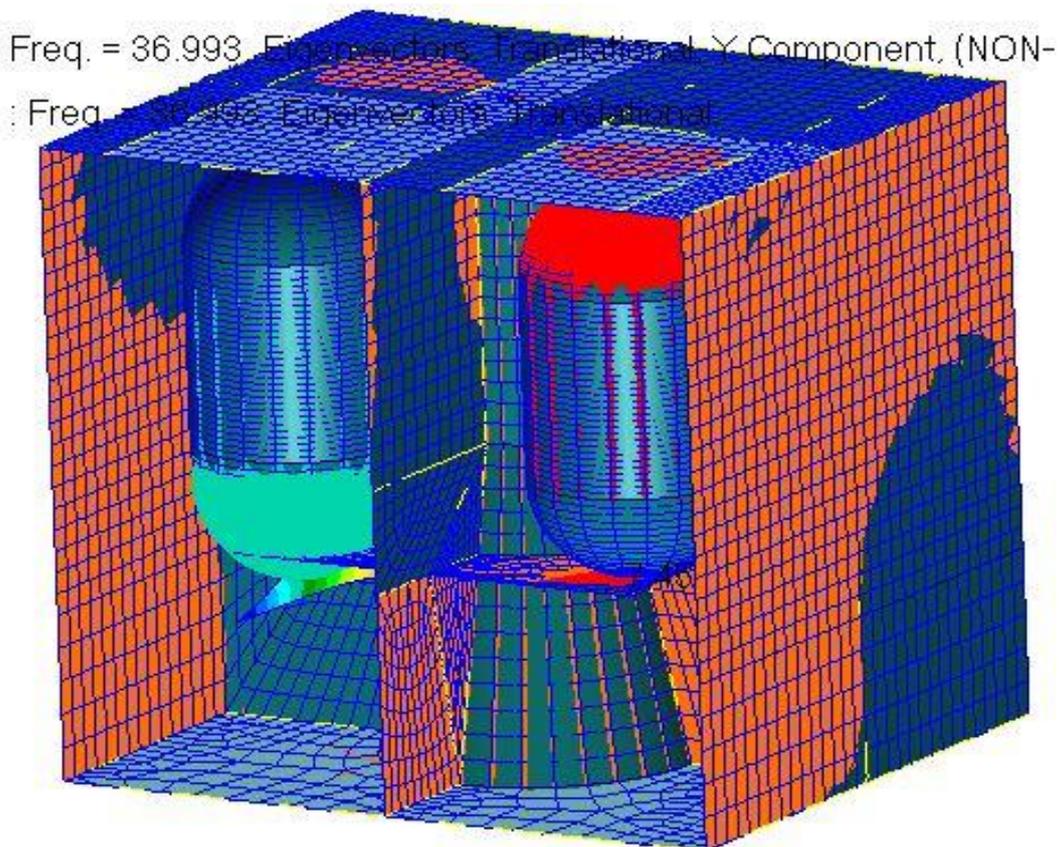
**Figure V-6 : Contraintes et déformations de satellite dans l'axe longitudinal**

## Chapitre V : Analyse structurale d'un satellite de télécom durant le lancement

$F=55,223 \geq 60$  Hz selon les exigences de fréquence dans l'axe longitudinal, la structure est conçue avec une rigidité structurelle qui les garantis.

→ La fréquence fondamentale de la mini charge utile auxiliaire dans les axes latéraux :

❖  $F=36,993$  Hz



**Figure V-7: Contraintes et déformations de satellite dans les axes latéraux**

$F=36,993$  Hz  $\geq 30$  Hz selon les exigences de fréquence dans les axes latéraux, la structure est conçue avec une rigidité structurelle qui les garantis.

## Chapitre V : Analyse structurale d'un satellite de télécom durant le lancement

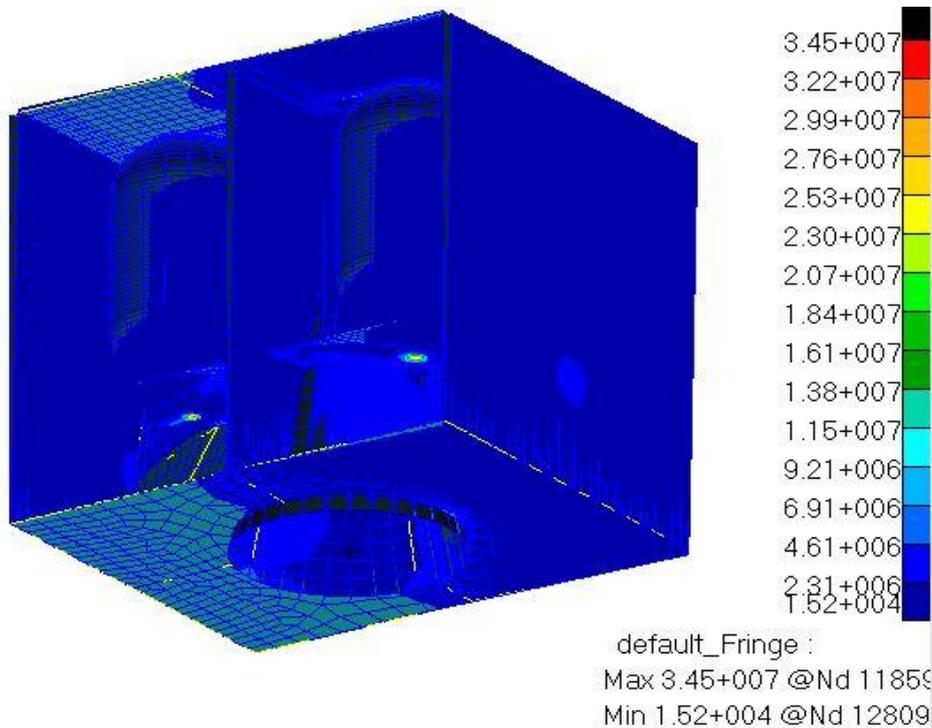
### V.3.3. Analyse quasi-statique

#### V.3.3.1. Pression dynamique maximale (Le lancement)

D'après la figure V-8, l'analyse quasi-statique de satellite lors de lancement, on peut voir toute les contraintes maximales que peut subir ce satellite, le tableau V-4 suivant montre l'écart entre les contraintes maximales des structures et les contraintes admissibles des matériaux :

Les contraintes	$\sigma_{Max}$ ( MPa)	$\sigma_{AT}$ admissible à la compression ( MPa)
Les structures		
La structure (Aluminium)	34,5	250
Les réservoirs (Titane)	32,2	1200

**Tableau V-4: Comparaison entre les contraintes admissibles et les contraintes maximales de satellite durant le lancement**



**Figure V-8 : Contraintes maximales durant le lancement de satellite sur Patran/Nastran**

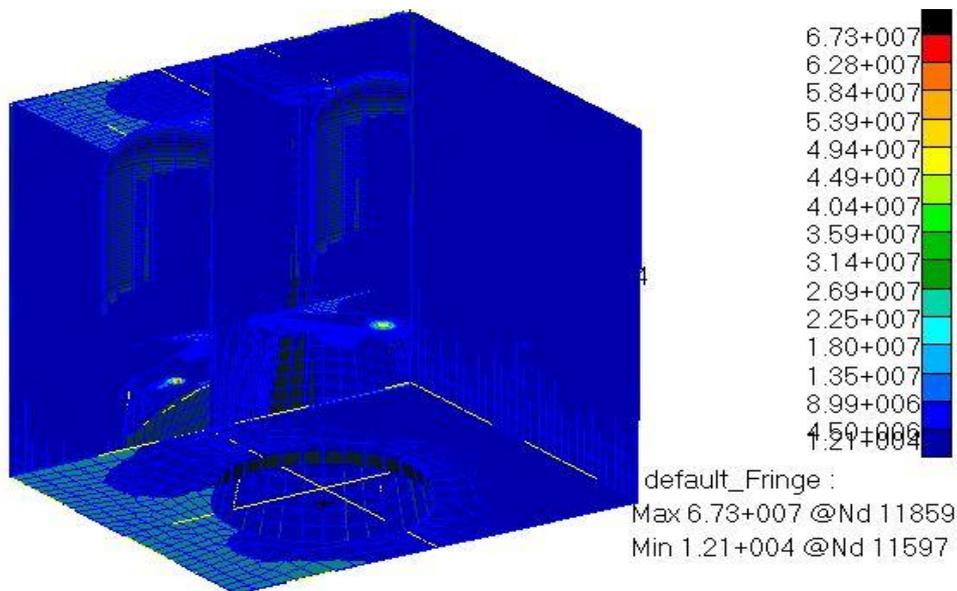
Les contraintes maximales sont inférieures par rapport aux contraintes admissibles à la compression, donc le satellite peut passer cette phase sans avoir des problèmes mécaniques et au niveau de la structure.

## Chapitre V : Analyse structurale d'un satellite de télécom durant le lancement

### V.3.3.2. Séparation des moteurs à poudre EAP

Les contraintes	$\sigma_{\text{Max}}$ ( MPa)	$\sigma_{\text{AT}}$ admissible à la compression ( MPa)
Les structures		
La structure (Aluminium)	67,3	250
Les réservoirs (Titane)	62,8	1200

**Tableau V-5: Comparaison entre les contraintes admissibles et les contraintes maximales de satellite durant la séparation des moteurs à poudre**



**Figure V-9 : Contraintes maximales durant la Séparation des moteurs à poudre de satellite sur Patran/Nastran**

Les contraintes maximales sont supérieures à celles des première phase et inférieures par rapport aux contraintes admissible à la compression, donc le satellite peut passer cette phase sans avoir des problèmes mécaniques et au niveau de la structure.

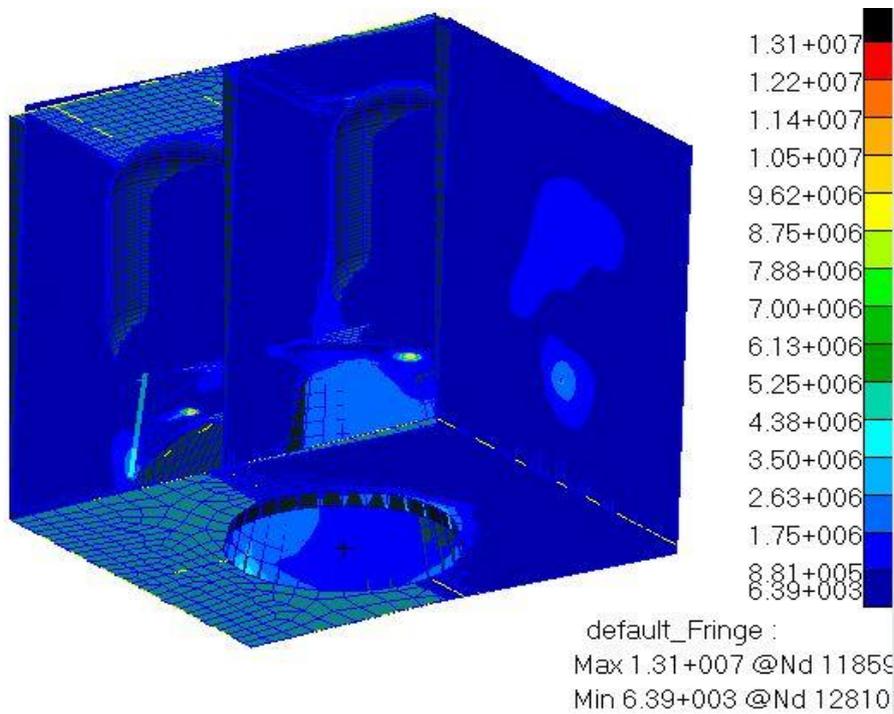
Dans cette phase, les contraintes maximales peuvent atteindre jusqu'à deux fois les valeurs maximales des autres phases et elles sont plus grandes.

## Chapitre V : Analyse structurale d'un satellite de télécom durant le lancement

### V.3.3.3. Séparation de l'étage de propergol stockable (EPS)

Les contraintes Les structures	$\sigma_{Max}$ ( MPa)	$\sigma_{AT}$ admissible à la compression ( MPa)
La structure (Aluminium)	67,3	250
Les réservoirs (Titane)	62,8	1200

**Tableau V-6: Comparaison entre les contraintes admissibles et les contraintes maximales de satellite durant la séparation de l'étage de propergol stockable (EPS)**



**Figure V-10: Contraintes maximales durant la Séparation de l'étage de propergol stockable (EPS) de satellite sur Patran/Nastran**

Les contraintes maximales sont inférieures par rapport aux contraintes admissibles à la compression, donc le satellite peut passer cette phase sans avoir des problèmes mécaniques et au niveau de la structure et de faire sa mission voulue sans destruction de ses éléments structuraux.

## Chapitre V : Analyse structurale d'un satellite de télécom durant le lancement

---

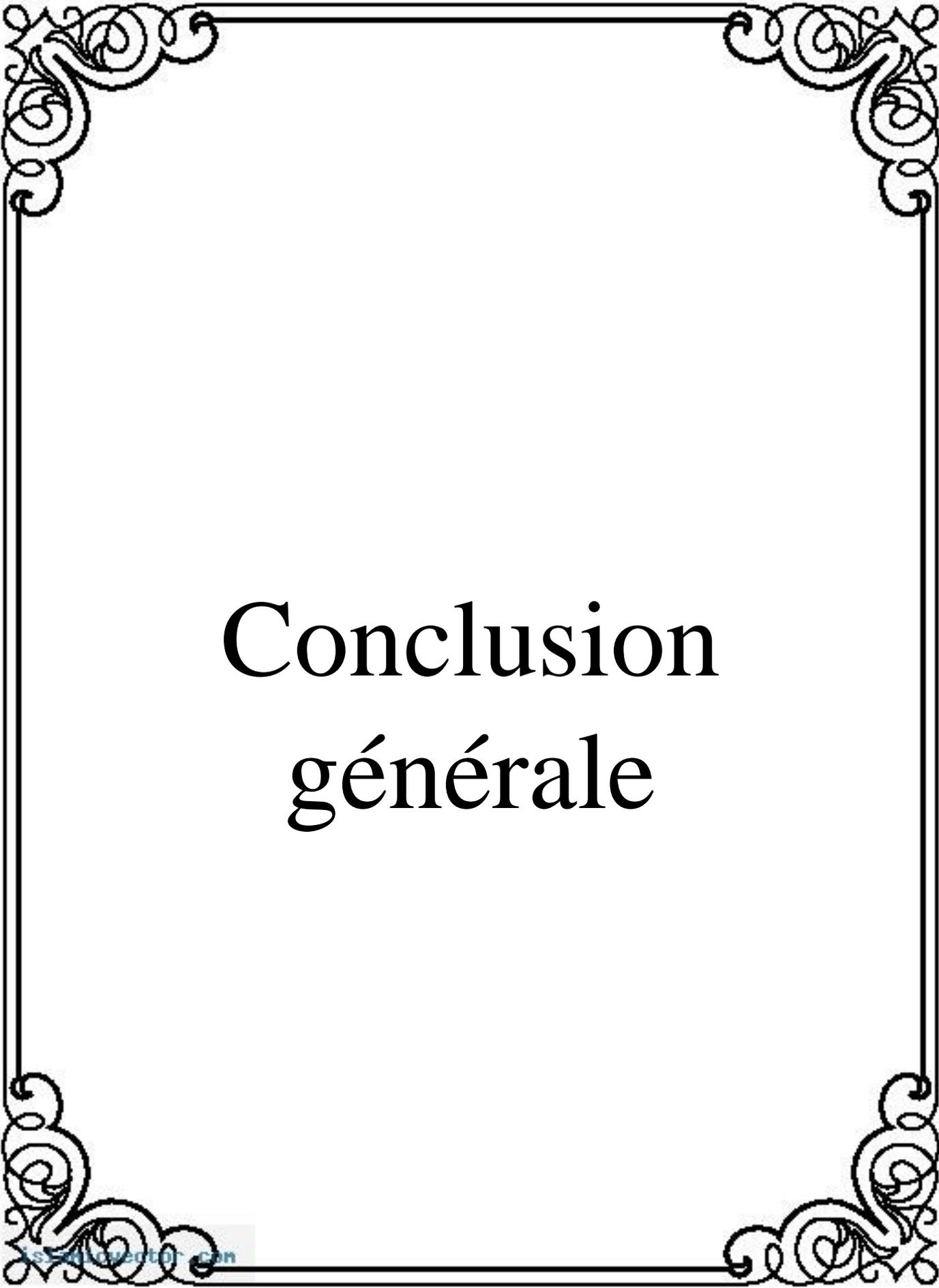
### Conclusion

Après les études de ce dernier chapitre, on peut déduire que durant la conception, il est très important de faire des simulations afin de vérifier que le modèle est bien conçu et répond aux exigences et aux normes prouvées théoriquement.

Dans notre cas les exigences fréquentielles sont vérifiées, les charges latérales peuvent agir dans toutes les directions simultanément aux charges longitudinales.

Les contraintes extérieures ont un petit effet sur la structure mais sans craindre à détruire la structure ou un de ses composants.

Enfin, ce satellite est apte à l'envoyer pour faire sa mission.



# Conclusion générale

## Conclusion générale

---

### Conclusion générale

L'objectif de notre travail était l'étude et analyse des structures complexes pour les applications aérospatiales et de montrer que les méthodes d'analyse modale sont des méthodes d'investigation relativement récentes, qui ont été mises en œuvre pour établir et (ou) améliorer la connaissance du modèle dynamique des structures réelles. En effet, les paramètres significatifs permettant de représenter le comportement dynamique d'une structure linéaire quelle que soit sa complexité sont « concentrés » dans un nombre de paramètres modaux réduits : fréquences propres, amortissements et formes propres associés. Le comportement dynamique de la structure sous des conditions d'excitation particulières en l'absence de toute modélisation ne requiert que la seule connaissance de ces paramètres. C'est la raison pour laquelle l'analyse modale expérimentale est devenue grâce aux progrès de l'informatique et de l'instrumentation, une méthode privilégiée d'investigation dans le domaine de la dynamique des structures.

Le choix des matériaux dans l'industrie de l'aérospatiale est toujours un problème complexe où le compromis coût/performance règne en maître. La qualité première des matériaux composites est de procurer un gain de masse sur la pièce de structure finale compris entre 25 % et 30 % par rapport à une solution alliage d'aluminium tout en conservant d'excellentes propriétés mécaniques.

Dans cette étude, on a développé assemblé du matériel informatique et des logiciels à utiliser pour mesurer les vibrations mécaniques. Lors de la conception d'expériences physiques, il est extrêmement important de prendre en compte les vibrations mécaniques susceptibles de se produire et d'influencer les résultats. Après les études de quatrième chapitre, on peut dire que notre moyen de test est fiable et abordable pour faire des essais expérimentaux et de déterminer les fréquences propres des différentes structures.

Dans le quatrième chapitre, nous avons donné les différentes étapes pour concevoir un moyen de mesure très fiable, le matériel utilisé est très simple sauf l'implantation du logiciel du contrôle, cette phase est très critique car elle nécessite une bonne maîtrise des outils de programmation comme le C++, nous avons rencontré plusieurs difficultés et nous avons perdus quelques performances mais le contrôle de mesure a été conservé.

## Conclusion générale

---

Un satellite c'est un bijou de haute technologie bourré d'électroniques et de mécaniques fragiles. Il demande des précautions drastiques en matière d'environnement pendant sa phase d'assemblage

Le processus d'assemblage, d'intégration et de tests d'un satellite prend entre 6 et 9 mois selon la complexité de l'architecture, au terme desquels il sera envoyé vers un centre spatial pour son lancement dans l'espace.

La construction du satellite débute par l'assemblage du module de service qui comprend les réservoirs d'ergols, les panneaux solaires, le système de propulsion (tuyauterie, moteurs) et l'électronique qui va avec. La charge utile est assemblée indépendamment du module de service. Celle-ci est montée sur de larges parois qui serviront de squelette au satellite. Vient ensuite la délicate opération de couplage de la charge utile avec le module de service ainsi que des connexions électriques qui sont vérifiées l'une après l'autre.



## A.1. Architecture et modélisation des structures en nid d'abeille

Ces matériaux de remplissage, très répandus, sont constitués de cellules hexagonales régulièrement espacées faisant penser à un rayon de ruche (certains types vont jusqu'à être de la même couleur). D'où le nom de nids d'abeilles. Une telle géométrie découle d'une technique d'obtention relativement simple : des feuilles minces ou clinquantes partiellement encollés puis empilés subissent ensuite une expansion (figure A-1).

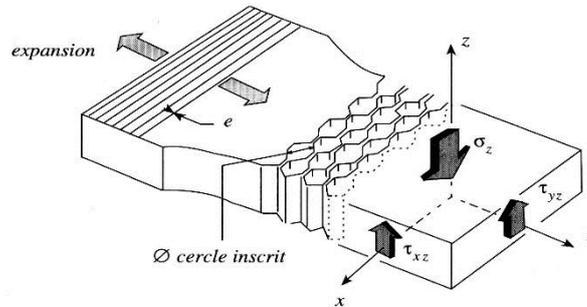


Figure A-1: Architecture des nids d'abeilles

Les nids d'abeilles sont métalliques (alliage léger, acier) ou non (carton imprégné de résine phénolique, feuilles de polyamide, tissus de verre imprégnés).

Les nids d'abeilles métalliques sont :

- ❖ Moins onéreux,
- ❖ Plus résistant.

Les nids d'abeilles non métalliques sont :

- ❖ Insensibles à la corrosion,
- ❖ De bons isolants thermiques.

### A.1.1. Modélisation des panneaux en nid d'abeille

En regardant la composition d'une structure d'un satellite, nous pouvons remarquer les éléments de base qui la compose : barre, poutres, plaques (planes, rectangulaires, circulaires, annulaires), coques cylindriques ou coniques (lisses, raidies par lignes ou anneaux, ondulées), réservoirs...). Ces différents éléments et de leurs composants va guider les axes privilégiés que nous allons donner aux techniques de pré-dimensionnement rapide en recentrant les règles important à utiliser.

Les domaines à couvrir sont soit du type dimensionnement statique (en résistance ou en stabilité-flambage), soit du type dimensionnement dynamique.

### A.1.2. Comportement statique linéaire

Les éléments les plus courants que nous rencontrons dans les structures spatiales sont caractérisés par le matériau utilisé (module d'Young  $E$  et coefficient de Poisson  $\nu$ ) et les paramètres de section : inertie  $I$  et section  $A$  pour les poutres, épaisseur  $h$  et coefficient de raideur  $D = \frac{Eh^3}{12(1-\nu^2)}$  pour les plaques. L'utilisation des règles de résistance des matériaux nous permet d'obtenir facilement le comportement statique d'éléments simples.

Le matériau intact ou non doit bien sûr suivre une loi de comportement. Cette condition rhéologique constitutive relie la vitesse de contrainte  $[\sigma_{ij}]$  à la vitesse du gradient de déformation  $[\varepsilon_{ij}]$ . Les composantes de ces deux tenseurs étant écrites dans les axes ( $e_1, e_2, e_3$ ).

Le champ de contraintes en un point d'un solide est un tenseur de rang 2 symétrie donné par :

$$\sigma = \begin{pmatrix} \sigma_{11} & \sigma_{12} & \sigma_{13} \\ \sigma_{21} & \sigma_{22} & \sigma_{23} \\ \sigma_{31} & \sigma_{32} & \sigma_{33} \end{pmatrix} \quad (\text{A.1})$$

Comme  $\sigma$  est symétrique,  $\sigma_{ij} = \sigma_{ji}$  pour tout  $i \neq j$ .

Dans le cas des petites déformations on définit les équations suivantes :

$$\varepsilon_{11} = \frac{\partial u_1}{\partial x_1} ; \varepsilon_{22} = \frac{\partial u_2}{\partial x_2} ; \varepsilon_{33} = \frac{\partial u_3}{\partial x_3} ; \varepsilon_{12} = \varepsilon_{21} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_1}{\partial x_2} + \frac{\partial u_2}{\partial x_1} \right) \quad (\text{A.2.a})$$

$$\varepsilon_{31} = \varepsilon_{13} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_1}{\partial x_3} + \frac{\partial u_3}{\partial x_1} \right) ; \varepsilon_{23} = \varepsilon_{32} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_2}{\partial x_3} + \frac{\partial u_3}{\partial x_2} \right) \quad (\text{A.2.b})$$

Avec  $\varepsilon_{11}, \dots, \varepsilon_{33}$  sont les déformations,  $u_1, u_2, u_3$  sont les déplacements.

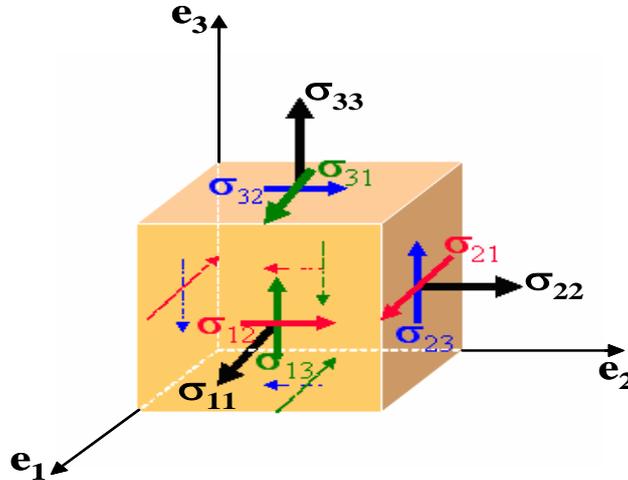
Les équations de compatibilité sont données par:

$$\frac{\partial^2 \varepsilon_{11}}{\partial x_2^2} + \frac{\partial^2 \varepsilon_{22}}{\partial x_1^2} = 2 \frac{\partial^2 \varepsilon_{22}}{\partial x_1 \partial x_2} ; \frac{\partial^2 \varepsilon_{22}}{\partial x_3^2} + \frac{\partial^2 \varepsilon_{33}}{\partial x_2^2} = 2 \frac{\partial^2 \varepsilon_{23}}{\partial x_2 \partial x_3} ; \frac{\partial^2 \varepsilon_{33}}{\partial x_1^2} + \frac{\partial^2 \varepsilon_{11}}{\partial x_3^2} = 2 \frac{\partial^2 \varepsilon_{13}}{\partial x_1 \partial x_3} ;$$

## Annexe A :

$$\frac{\partial^2 \varepsilon_{33}}{\partial x_1^2} + \frac{\partial^2 \varepsilon_{11}}{\partial x_3^2} = 2 \frac{\partial^2 \varepsilon_{13}}{\partial x_1 \partial x_3}; \quad \frac{\partial^2 \varepsilon_{11}}{\partial x_2 \partial x_3} = \frac{\partial}{\partial x_1} \left( -\frac{\partial \varepsilon_{23}}{\partial x_1} + \frac{\partial \varepsilon_{13}}{\partial x_2} + \frac{\partial \varepsilon_{12}}{\partial x_3} \right);$$

$$\frac{\partial^2 \varepsilon_{22}}{\partial x_1 \partial x_3} = \frac{\partial}{\partial x_2} \left( -\frac{\partial \varepsilon_{13}}{\partial x_2} + \frac{\partial \varepsilon_{12}}{\partial x_3} + \frac{\partial \varepsilon_{23}}{\partial x_1} \right); \quad \frac{\partial^2 \varepsilon_{11}}{\partial x_2 \partial x_3} = \frac{\partial}{\partial x_1} \left( -\frac{\partial \varepsilon_{23}}{\partial x_1} + \frac{\partial \varepsilon_{13}}{\partial x_2} + \frac{\partial \varepsilon_{12}}{\partial x_3} \right) \quad (2.3)$$



**Figure 2: Représentation des contraintes sur les faces d'un cube élémentaire**

### A.1.3. Comportement dynamique

L'approche la plus simple pour appréhender le comportement dynamique d'une structure est celle du système masse-ressort amorti (figure 3).

L'équation du mouvement s'écrit :

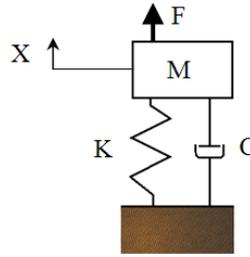
$$M\ddot{x} + C\dot{x} + Kx = F \quad (A.4)$$

M : masse, C : coefficient d'amortissement, K : constante de raideur.

dans le domaine fréquentiel, en prenant :

$$\omega_1 = \sqrt{\frac{K}{M}} \quad \text{et} \quad \xi_1 = \frac{C}{2\sqrt{KM}} \quad X = \frac{F(\omega)}{K} * \frac{1}{1 - \frac{\omega^2}{\omega_1^2} + 2i\xi_1 \frac{\omega}{\omega_1}} \quad (2.5)$$

## Annexe A :



**Figure 3: Système masse-ressort amorti**

Le pic d'amplification se situe à la pulsation  $\omega_1$  (résonance) et a pour valeur  $\frac{F(\omega)}{K} \cdot \frac{1}{2\xi_1}$

Le terme  $\frac{1}{2\xi_1}$  est appelé facteur d'amplification et est en général noté  $Q$ . Il correspond à l'amplification que l'on aurait par rapport à la réponse statique. Il est ici directement lié à l'amortissement modal  $\xi_1$  du système.

Les structures plus complexes auront des réponses basées sur le même principe mais avec plusieurs « résonances ». Dans ce cas, les pics correspondent à l'influence de plusieurs modes et on ne pourra plus déduire directement les amortissements par mesure des surtensions.

### **A.1.4. Comportement mécanique des structures à matériaux composites**

Classiquement, les matériaux composites sont définis comme la constitution de l'assemblage de deux matériaux de nature différente, se complétant et permettant d'aboutir à un matériau dont l'ensemble des performances est supérieur à celui des composants pris séparément (*Berthelot, 1992*). D'une manière générale on distingue deux phases : une phase continue appelée la matrice et une phase discontinue appelée le renfort ou matériau renforçant.

L'étude du comportement mécanique d'un matériau composite passe généralement par l'utilisation du concept d'homogénéisation. Ce concept permet de contourner les problèmes liés aux hétérogénéités. L'hypothèse essentielle est celle de la continuité. On idéalise la constitution réelle du matériau en le considérant continu. Les propriétés ponctuelles du matériau varient de manière discontinues aux interfaces de passage entre les diverses phases, en supposant, comme explicité auparavant chaque phase homogène et isotrope. Dans le cas de matériaux composites où l'une des deux phases est dispersée dans l'autre, il existe souvent une dimension caractéristique de l'hétérogénéité qui, dans le cas des composites à fibres, est la distance moyenne entre les fibres. Il existe aussi une échelle de dimension  $\delta h$  à partir de laquelle

## Annexe A :

les propriétés du matériau peuvent être estimées sous forme de moyennes avec une bonne approximation.

Cela revient à considérer que la mesure d'une propriété sur un échantillon de cette dimension  $\delta h$  est indépendante de la localisation spatiale de ce dernier dans le matériau. On parle alors d'homogénéité macroscopique ou d'homogénéité statistique. Le volume de dimension  $\delta h$  est nommé *volume élémentaire représentatif* (V.E.R) du matériau. La définition de la contrainte moyenne et de la déformation moyenne sur le V.E.R nous donne la possibilité d'explicitier les constantes de rigidité et de souplesse. La difficulté majeure réside dans le fait qu'il faut trouver au préalable les solutions exactes des champs de contraintes et de déformations en chaque point du matériau hétérogène.

L'homogénéisation peut s'effectuer sous différentes formes que sont les méthodes empiriques, analytiques, numériques, statistiques ou une combinaison de ces dernières appliquées aux théories d'élasticité, de viscoélasticité, de plasticité, de la rupture ou autres.

Les études scientifiques, sur les matériaux composites à renforts fibreux cellulosiques ou autres, couvrent toutes ces approches qui sont plus ou moins complexes.

### A.1.5. Loi de Hooke généralisée

Dans le cas des problèmes élastiques linéaires, la relation entre contraintes et déformation peut être caractérisée par:

$$\sigma(M) = C(M) \cdot \varepsilon(M) \quad (A.6)$$

Avec  $\sigma(M)$  : champ de contraintes au point M d'un solide

$$\text{Soit : } \begin{pmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{pmatrix}_R = \begin{pmatrix} C_{11} & C_{21} & C_{31} & C_{41} & C_{51} & C_{61} \\ C_{12} & C_{22} & C_{32} & C_{42} & C_{52} & C_{62} \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & C_{43} & C_{53} & C_{63} \\ C_{14} & C_{24} & C_{34} & C_{44} & C_{54} & C_{64} \\ C_{15} & C_{25} & C_{35} & C_{45} & C_{55} & C_{65} \\ C_{16} & C_{26} & C_{36} & C_{46} & C_{56} & C_{66} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{pmatrix}_R \quad (A.7)$$

$$\text{Ou bien } \varepsilon(M) = S(M) \cdot \sigma(M) \quad (A.8)$$

## Annexe A :

$$\text{Soit : } \begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{pmatrix}_R = \begin{pmatrix} S_{11} & S_{21} & S_{31} & S_{41} & S_{51} & S_{61} \\ S_{12} & S_{22} & S_{32} & S_{42} & S_{52} & S_{62} \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & S_{43} & S_{53} & S_{63} \\ S_{14} & S_{24} & S_{34} & S_{44} & S_{54} & S_{64} \\ S_{15} & S_{25} & S_{35} & S_{45} & S_{55} & S_{65} \\ S_{16} & S_{26} & S_{36} & S_{46} & S_{56} & S_{66} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{pmatrix}_R \quad (\text{A.9})$$

C'est la matrice de rigidité ; S la matrice de souplesse. C et S sont des matrices symétriques : Il y a donc 21 constantes de rigidité  $C_{ij}$  ou constante de souplesse  $S_{ij}$ . Ces relations sont exprimées dans le repère R de vecteurs de base  $(\vec{e}_1, \vec{e}_2, \vec{e}_3)_R$ .

On peut exprimer les matrices de rigidité ou de souplesse de différentes manières selon la base choisie.

Dans le cas d'un Matériau **orthotrope** (orthogonal + anisotrope) :

Matériau élastique homogène présentant en tous points deux symétries du comportement mécanique chacune par rapport à 1 plan, les 2 plans étant orthogonaux.

Remarque : Les composantes  $S_{mnpq}$  d'un tenseur exprimé dans un repère (1,2,3) s'écrivent  $S_{ijkl}$  dans un repère (I, II, III) :

$$S_{ijkl} = \cos_i^m \cos_j^n \cos_k^p \cos_l^q s_{mnpq}$$

Avec  $\cos_i^m$  : cosinus de l'angle formé par les deux vecteurs unitaires m et i.

La loi de Hooke se résume à l'expression suivante :

$$\begin{pmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{pmatrix}_R = \begin{pmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{pmatrix}_{R_{ortho}} \begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{pmatrix}_R \quad (\text{A.10})$$

Avec :  $R_{ortho}$  : repère d'orthotropie

## Annexe A :

Après simplification de  $S_{ijkl}$  (élimination des termes nuls), il ne reste que 9 coefficients distincts ; les matrices de souplesse et de rigidité dans ce cas deviennent alors :

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{pmatrix}_{\text{R}_{\text{ortho}}} = \begin{pmatrix} 1/E_1 & -\nu_{12}/E_1 & -\nu_{13}/E_1 & 0 & 0 & 0 \\ -\nu_{12}/E_1 & 1/E_2 & -\nu_{12}/E_1 & 0 & 0 & 0 \\ -\nu_{13}/E_1 & -\nu_{23}/E_1 & 1/E_3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/G_{23} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{13} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{12} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{pmatrix}_{\text{R}_{\text{ortho}}} \quad (\text{A.11})$$

Les constantes de rigidité sont déduites en inversant la matrice de souplesse :

$$C_{11} = \frac{1 - \nu_{23}\nu_{32}}{E_2 E_3 \Delta}, \quad C_{22} = \frac{1 - \nu_{13}\nu_{31}}{E_1 E_2 \Delta}, \quad C_{33} = \frac{1 - \nu_{12}\nu_{21}}{E_1 E_2 \Delta}, \quad C_{12} = \frac{\nu_{21} + \nu_{31}\nu_{23}}{E_2 E_3 \Delta} = \frac{\nu_{12} + \nu_{32}\nu_{13}}{E_1 E_2 \Delta},$$

$$C_{13} = \frac{\nu_{31} + \nu_{21}\nu_{32}}{E_2 E_3 \Delta} = \frac{\nu_{13} + \nu_{12}\nu_{23}}{E_1 E_2 \Delta}, \quad C_{23} = \frac{\nu_{32} + \nu_{12}\nu_{31}}{E_1 E_3 \Delta} = \frac{\nu_{23} + \nu_{21}\nu_{13}}{E_1 E_2 \Delta}, \quad C_{44} = C_{23}, \quad C_{55} = C_{13},$$

$$C_{66} = C_{12}, \quad \Delta = \frac{1 - \nu_{12}\nu_{21} - \nu_{23}\nu_{32} - \nu_{31}\nu_{13} - 2\nu_{21}\nu_{32}\nu_{13}}{E_1 E_2 E_3}$$

Dans le cas d'un matériau unidirectionnel est orthotrope, la matrice de rigidité s'écrit :

$$\begin{pmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{23} & C_{22} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{C_{22} - C_{23}}{2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{pmatrix}_{\text{R}_{\text{ortho}}} \quad (\text{A.12})$$

## Annexe A :

De même pour un matériau isotrope :

$$\left( \begin{array}{cccccc} C_{11} & C_{12} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{11} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{12} & C_{11} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{C_{11}-C_{12}}{2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{C_{11}-C_{12}}{2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{C_{11}-C_{12}}{2} \end{array} \right)_{R_{ortho}} \quad (A.13)$$

$$\text{avec : } C_{11} = \frac{E(1-\nu)}{(1+\nu)(1-2\nu)}, \quad C_{12} = \frac{E\nu}{(1+\nu)(1-2\nu)}, \quad \frac{C_{11}-C_{12}}{2} = \frac{E}{2(1+\nu)}$$

Matériau isotrope transverse : matériau possédant une direction privilégiée, c'est-à-dire qu'il existe un axe de symétrie.

Si on suppose que la direction 3 est axe de symétrie, la relation de comportement s'écrit alors :

$$\varepsilon_{11} \left\{ \begin{array}{l} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{12} \end{array} \right\} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & \frac{-\nu_{21}}{E_1} & \frac{-\nu_{31}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_1} & \frac{-\nu_{32}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\nu_{13}}{E_1} & \frac{-\nu_{23}}{E_1} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1+\nu_{12}}{E_1} & 0 & 0 \end{bmatrix} \left\{ \begin{array}{l} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{12} \end{array} \right\} \quad (A.14)$$

Il ne reste donc que 5 coefficients distincts.

## A.2. Descriptions des modèles utilisés

Après manipulation de la forme vibrationnelle, les équations descriptives du comportement des structures se ramènent à :

$$[M]\ddot{q}(t) + [C]\dot{q}(t) + [K]q(t) = F(t) \quad (A.1)$$

Avec  $q(t)$  : vecteur des degrés de liberté, en général déplacement des nœuds

$[M]$  : matrice de masse

## Annexe A :

[C] : matrice des amortissements

[K] : matrice de raideur

F(t) : vecteur des excitations nodales.

Lorsque l'excitation ne dépend pas du temps, le problème se ramène à une application statique avec une équation à résoudre de la forme :

$$[k]q = F \quad (\text{A.2})$$

### A.2.1. Application à la statique

Par dérivation du champ de déplacements sur les éléments (interpolé à partir des déplacements nodaux, on obtient le champ des déformations  $\varepsilon$  puis directement, par application des relations de Hooke ( $\sigma = [D]\varepsilon$ , [D] étant la matrice de Hooke ou matrice d'élasticité), les contraintes à l'intérieur des éléments, en des points particuliers choisis pour le calcul (en général, le centre des éléments et/ou les points utilisés pour l'intégration numérique des matrices de masse et raideur élémentaires dits points de Gauss).

### A.2.2. Application en dynamique

L'équation de la dynamique de la structure peut se résoudre soit par intégration directe, soit par résolution par projection sur une base modale, ce qui a l'avantage de réduire la taille du système et, moyennant quelques hypothèses, de fournir des équations découplées.

Le système homogène sans amortissement associé à l'équation de la dynamique est de la forme :

$$[M]\ddot{q} + [K]q = 0 \quad (\text{A.3})$$

En considérant un déplacement harmonique de pulsation  $\omega$ , on obtient :

$$\ddot{q} = -\omega^2 q \quad (\text{A.4})$$

Le système se transforme en

$$([K] - \omega^2 [M])q = 0 \quad (\text{A.5})$$

Qui est l'équation aux valeurs propre associée au problème, dont les solutions sont les couples

$(\omega, \phi)$ , pulsation et forme modale pour chaque mode de la structure. En utilisant ces informations dans le système d'origine et en écrivant que chaque déformée de la structure est une combinaison linéaire des formes modales

$q = [\phi]\eta$ , celui-ci devient

## Annexe A :

$$[\phi]^T [M][\phi]\ddot{q}(t) + [\phi]^T [C][\phi]\dot{q}(t) + [\phi]^T [K][\phi]q(t) = [\phi]^T F(t) \quad (A.6)$$

$[\phi]^T [M][\phi]$  et  $[\phi]^T [K][\phi]$  sont les matrices diagonales de masses et raideurs généralisées.

En utilisant les hypothèses dites de Basile (modes propres suffisamment découplés et petits amortissement), on peut ne considérer que la diagonale de  $[\phi]^T [C][\phi]$  (on montre que cela correspond à une prise en compte de l'amortissement au premier ordre), ce qui permet d'obtenir un système d'équation découplées sur les coordonnées modales :

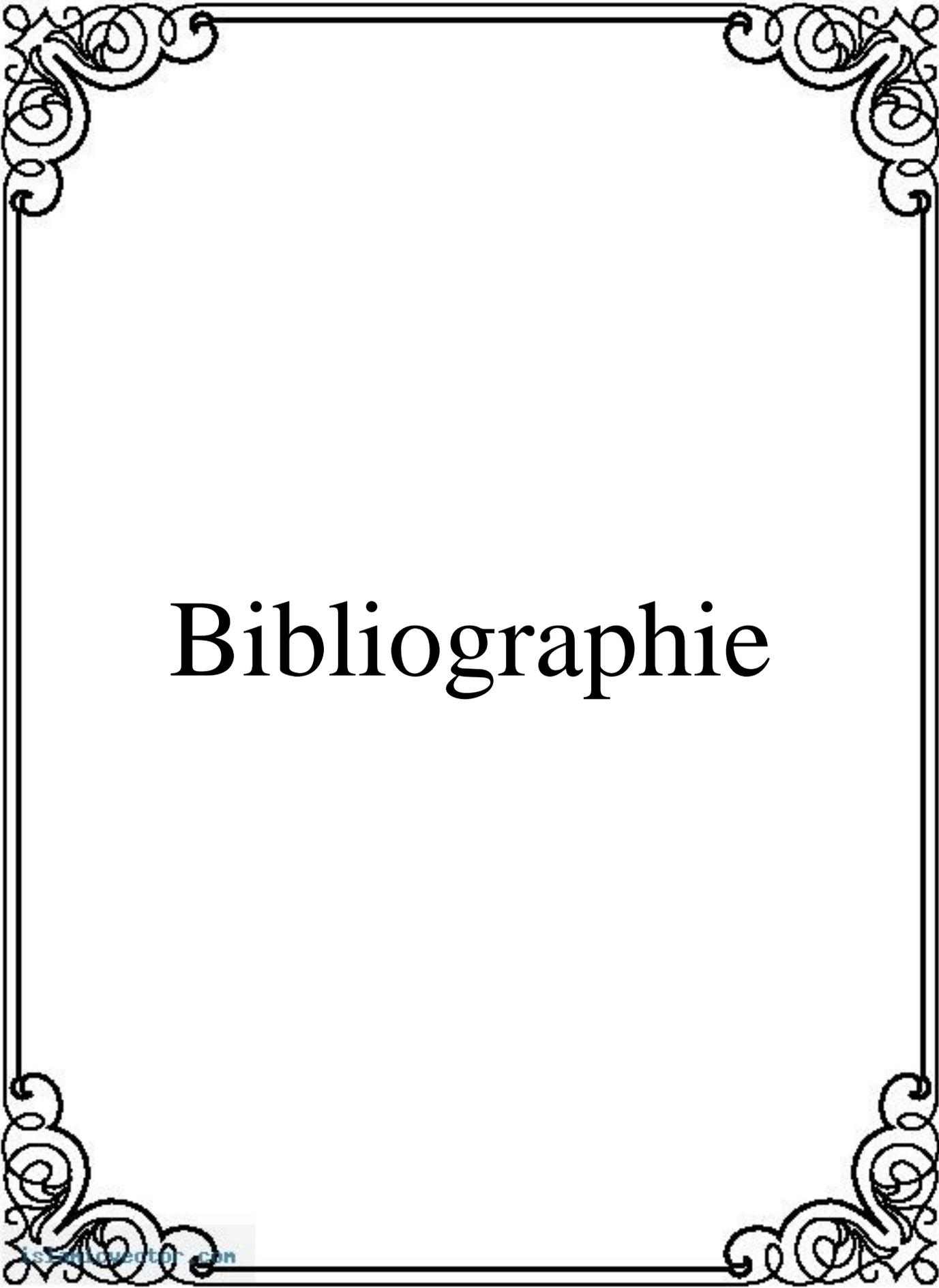
$$m_i \ddot{\eta}(t) + c_i \dot{\eta}(t) + k_i \eta(t) = f_i(t) \quad (A.7)$$

La résolution de ce système permet de remonter facilement au comportement dynamique de la structure sous excitation transitoire, harmonique ou aléatoire, de calculer les accélérations internes à la structure (aux points d'accrochage des équipements par exemple), aux efforts internes et aux contraintes.

### A.2.3. Définition des conditions aux limites et chargements

Les différents types de chargements et de conditions aux limites doivent être rassemblés en des ensembles de conditions aux limites qui définiront les calculs réalisés, chaque calcul étant déterminé par un unique ensemble de conditions aux limites regroupant des charges mécaniques et thermiques, nous citons :

- ❖ Conditions de déplacements imposés
- ❖ Chargements de type force
- ❖ Pressions
- ❖ Gravité
- ❖ Accélération
- ❖ Température.



# Bibliographie

# Bibliographie

## Les ouvrages

- [1] Jimin He and Zhi-Fang Fu, Modal Analysis
- [2] Modelling Of Mechanical Systems Volume 2
- [3] Basic tutorials in finite element analysis using MSC/PATRAN and MSC/NASTRAN
- [4] PETER BERLIN, The Geostationary Applications Satellite
- [5] SAUVAGE Guillaume et HENICHER Alexis, TPE Décollage du lanceur Ariane 5

## Les guides

- [6] Christopher J. Fisher, Using an Accelerometer for Inclination Sensing
- [7] Résultats du plan de mesures environnement Ariane V164 (A521), 12 février 2005
- [8] Ariane Structure for Auxiliary Payload 5 User's Manual Issue 1 – Revision 0 – May 2000
- [9] Measuring mechanical vibrations using an Arduino as a slave I/O to an EPICS control system
- [10] User guide of Small, Low Power, 3-Axis  $\pm 3$  g accelerometer ADXL 335
- [11] GY-61 ADXL335 3-Axis Accelerometer Module

## Les sites

- [12] <http://www.cnes-csg.fr/web/CNES-CSG-fr/10018-deroulement-d-un-vol.php>
- [13] [https://fr.wikipedia.org/wiki/Ariane\\_5#Quatre-vingt-dix-septième\\_vol\\_\(vol\\_241/\\_5101\)](https://fr.wikipedia.org/wiki/Ariane_5#Quatre-vingt-dix-septième_vol_(vol_241/_5101))
- [14] <https://labview.fr.malavida.com/#gref>
- [15] [https://fr.wikipedia.org/wiki/Lanceur\\_\(astronautique\)](https://fr.wikipedia.org/wiki/Lanceur_(astronautique))
- [16] [https://fr.wikipedia.org/wiki/Aérospatiale\\_\(discipline\\_scientifique\)](https://fr.wikipedia.org/wiki/Aérospatiale_(discipline_scientifique))