

Année universitaire 2020-2021

Formation Cursus Master en Ingénierie - 3^eannée - spécialité mécanique

Rapport de stage en laboratoire

Étude structurelle et vibratoire d'une fusée expérimentale en régime subsonique

Benabdesselam Zakari

Nameki Malo

Tuteurs du stage :

Jean-Camille Chassaing

Angela Vincenti

Institut Jean Le Rond d'Alembert

Remerciements

Avant toutes choses, nous tenions à remercier énormément nos tuteurs de stage Mme. Angela Vincenti et M. Jean-Camille Chassaing, enseignants au sein du département de mécanique de Sorbonne Université et tous deux chercheurs au sein du laboratoire Jean Le Rond d'Alembert, qui malgré le contexte dans lequel nous avons effectué notre stage, nous ont pris en charge, accompagnés et aidés lorsque nous en avions besoin.

Nous tenions également à remercier les responsables du Cursus Master en Ingénierie (CMI) Mécanique de Sorbonne Université, Mme. Hélène Dumontet et M. Yves Berthaud pour nous avoir offert l'opportunité de faire un stage en laboratoire durant notre troisième année de licence et de nous avoir permis de découvrir un petit bout du monde de la recherche. C'est pour nous une expérience enrichissante malgré les conditions dans lequel le stage se déroule.

Résumé

Ce rapport présente notre stage en laboratoire de troisième année du Cursus Master en Ingénierie Mécanique de Sorbonne Université. Au cours de ce stage, effectué à l'institut Jean Le Rond d'Alembert et encadré par Mme. Vincenti et M. Chassaing, nous avons effectué une analyse vibratoire numérique de la fusée MerCurie MC-2 ainsi que des analyses vibratoires numériques et expérimentales des ailerons de la MC-1 afin de déterminer leurs modes et déformées propre. Pour mener à bien cette recherche, nous avons d'abord cherché dans la bibliographie de premiers résultats sur des formes simples, notamment des cylindres creux à paroi fine. Après avoir approfondi nos connaissances en la matière, nous avons mis en place de premières analyses numériques à l'aide du logiciel ANSYS et nous avons fini par des analyses expérimentales vibratoires sur le site de Saint-Cyr l'École de Sorbonne Université.

Abstract

This report presents our third-year laboratory internship at the Sorbonne University Mechanical "Cursus Master en Ingénierie". During this internship, carried out at the Jean Le Rond d'Alembert Institute and supervised by Mrs. Vincenti and Mr. Chassaing, we did a numerical modal analysis of the body of the MerCurie MC-2 rocket and numerical and experimental modal analysis of the ailerons of the MC-1 rocket to find out its modal frequencies and modal deformations. To carry out this research, we first looked in the bibliography for the first results on simple shapes, in particular thin-walled hollow cylinders. After deepening our knowledge of the subject, we've put in place the first numerical analysis on the ANSYS software and terminated our internship with a vibrational experimental analysis on Sorbonne University's Saint-Cyr l'École campus.

Table des matières

1	Introduction	4
2	Présentation de l’Institut Jean Le Rond d’Alembert	5
3	Présentation de l’association Top Aéro de Sorbonne Université et de ses fusées expérimentales	5
4	État de l’art	7
4.1	État de l’art sur les fusées expérimentales	7
4.2	Caractérisation modale d’un cylindre creux en conditions aux limites libre-libre . .	10
4.3	Validation du logiciel ANSYS	14
4.4	Étude expérimentale au sol	15
5	Analyse modale numérique sur ANSYS	18
5.1	Présentation	18
5.2	Maillage et étude de convergence	19
5.3	Résultats et comparaison des résultats avec la bibliographie	23
6	Analyse de la tenue en flèche et en compression du corps de la fusée	29
7	Caractérisation modale	31
7.1	Description du TP	31
7.1.1	Fonction de transfert	31
7.2	Prise en main et validation d l’expérience	31
7.2.1	Résultats Expérimentaux	32
7.2.2	Résultats numériques	33
7.3	Expérience sur la fusée MC-1	37
7.3.1	Maillage de la fusée	37
7.3.2	Pratique du TP en CL libre-libre sur le corps de la fusée et résultats . . .	38
7.3.3	Pratique de l’expérience en CL libre-libre sur les ailerons et résultats . . .	39
8	Conclusion et Perspectives	42
9	Compétences acquises et personnelles	42

1 Introduction

Dans le cadre de la campagne de lancement du C'Space 2021, se déroulant en juillet sur la base militaire du camp de Ger près de Tarbes, et en collaboration avec l'association d'aéronautique et d'aérospatial Top Aéro de Sorbonne Université, nous avons comme objectif de mettre en oeuvre une fusée expérimentale qui doit être lancée durant cette campagne de lancement. Afin de pouvoir y participer, il faut respecter un cahier des charges strict imposé par les organisateurs du C'Space (Planète Sciences et le CNES) [1]. Pour compléter ces critères, et en suivant les conseils de notre tuteur de stage, nous avons également réalisé une analyse vibratoire de notre fusée, dans le but de trouver les modes propres de cette structure, à l'aide du logiciel ANSYS, afin de constituer une base de données pour de futures mesures expérimentales au sol et en vol.

Afin de pouvoir réaliser notre étude correctement, nous avons effectué les étapes suivantes :

1. Recherche bibliographique
2. Prise en main et validation sur des configurations de référence du logiciel ANSYS à partir des recherches déjà effectuées et/ou à partir de calculs analytiques
3. Réalisation des études numériques sur le logiciel ANSYS
4. Préparation des protocoles expérimentaux pour réaliser les études expérimentales au sol
5. Préparation des programmes pour traiter les données obtenues
6. Réalisation des expériences au sol et analyse des résultats en fonction des résultats numériques
7. (hors stage) Analyse des résultats en les comparant aux résultats numériques et expérimentaux obtenus

Ce rapport présentera dans un premier temps l'Institut Jean Le Rond d'Alembert, laboratoire où le stage a été effectué. Ensuite il présentera les résultats de notre recherche bibliographique dans la partie état de l'art. Puis il présentera les analyses numériques et expérimentales faites, leurs conséquences et aboutissement. Enfin il parlera des compétences acquises au cours de ce stage.

2 Présentation de l’Institut Jean Le Rond d’Alembert

Créé en 2007 par le regroupement de cinq laboratoires (Laboratoire de Modélisation en Mécanique, Laboratoire de Mécanique des Solides et Structures, Laboratoire d’Acoustique Musicale, Laboratoire de Mécanique physique et Laboratoire d’Energétique et de Mécanique des Fluides Interne), l’Institut Jean Le Rond d’Alembert assure des recherches de pointe dans les domaines de la mécanique, de l’acoustique ou encore de l’énergétique.

Cinq équipes réparties sur deux sites (campus Pierre et Marie Curie de Sorbonne Université et Saint-Cyr l’école) assurent le bon fonctionnement de cet institut :

- l’équipe de Fluides Complexes et Instabilités Hydrodynamiques (FCIH) ;
- l’équipe de Combustion Energie Propre Turbulence (CEPT) ;
- l’équipe de Lutheries, Acoustique et Musique (LAM) ;
- l’équipe de Mécanique et Ingénierie des Solides et des Structures (MISES) ;
- l’équipe de Modélisation, Propagation et Imagerie Acoustique (MPIA).

Ces équipes collaborent également sur trois thématiques spécifiques qui sont :

- les méta-matériaux : l’étude des matériaux composites ;
- la biomécanique : l’étude des mécanismes des systèmes biologiques ;
- les interactions entre fluides et structures : l’étude du comportement d’un solide dans un fluide.

Nos encadrants de stage, M. Chassaing et Mme. Vincenti, appartiennent respectivement aux équipes MPIA (Modélisation, Propagation et Imagerie Acoustique), et MISES (Mécanique et Ingénierie des Solides et des Structures).

3 Présentation de l’association Top Aéro de Sorbonne Université et de ses fusées expérimentales

L’association étudiante pour l’aéronautique et l’aérospatial de Sorbonne Université, Top Aéro², a pour objectif de réunir les passionnés des domaines aéronautiques et aérospatiaux, ainsi que de promouvoir les enseignements et les compétences de Sorbonne Université dans les domaines de l’ingénierie, en soutenant des projets comme des fusées, une aile déformable, un drone solaire, etc. Pour sa première participation au C’Spatial³ en juillet 2019, l’association a lancé avec succès la fusée expérimentale Millenium Curie 1. Cette dernière a notamment remporté le prix CNES de la meilleure fusée expérimentale du C’Spatial 2019 mais aussi le prix GIFAS lors de la remise des prix Espace et Industries de cette même année. Depuis, deux projets de fusées expérimentales sont en cours : le projet Zéphyr emmené par Noémie Canet [2] et MerCurie MC-2, dont nous faisons parti.

¹ 2

1. <https://top-aero.com/>

2. <https://www.planete-sciences.org/espace/C-Space/Presentation>



FIGURE 1 – Décollage de la Millenium-Curie 1 le 18 juillet 2019 lors de la campagne C'Space 2019

Taille	1470mm
Diamètre	104mm
Masse avec propulseur plein	7393,63g
Vitesse maximale	222m/s
Apogée	1624m
Accélération maximale	12G

TABLE 1 – Caractéristiques de la Millenium-Curie 1

4 État de l'art

4.1 État de l'art sur les fusées expérimentales

La caractérisation modale d'une fusée expérimentale complète semble quelque chose de rare mais une équipe polonaise [3] a réussi à en réaliser une, notamment en utilisant un algorithme affiné pour extraire les modes propres des données de l'accéléromètre [4], qui sera intéressant de comparer de notre côté à l'algorithme utilisé traditionnellement. Dans le but de valider le logiciel ANSYS, nous avons donc cherché des études faites sur des cylindres creux, longs, et à paroi fine, géométrie qui se rapproche le plus de celle d'une fusée expérimentale. Concernant les études sur la tenue en flexion et la résistance à la compression du corps de la fusée, elles sont très fréquentes et les données sont nombreuses. Nous pourrons donc étudier précisément cet aspect là.

Au cours de nos recherches bibliographiques, nous avons trouvé une multitude de clubs ayant réalisés des fusées expérimentales et qui ont participé à diverses campagnes de lancement (C'Space notamment). Nous avons donc décidé de garder les études qui se rapprochent le plus de ce que l'on recherchait, à savoir une étude vibratoire et une étude sur les tenues en flexion et en compression. Nous avons retenu les trois projets suivants :

Tout d'abord, la CTR-02 [5] est une fusée expérimentale conçue par l'association Centrale Lyon Cosmos basée à l'École Centrale de Lyon, et qui a volé à l'occasion du C'Space 2018. On y trouve une étude détaillée (comprenant des calculs analytiques et simulations numériques) sur la tenue en flexion. Concernant l'étude de compression, ils présentent un protocole expérimental intéressant à mettre en oeuvre, et surtout à adapter à notre système de reprise de poussée. En effet, nous utiliserons un système dit de "peau porteuse", c'est à dire que la poussée se transmettra directement au corps, tandis que la CTR02 à un "treillis porteur", ce qui signifie que la poussée est transmise à une bague vissée au corps.

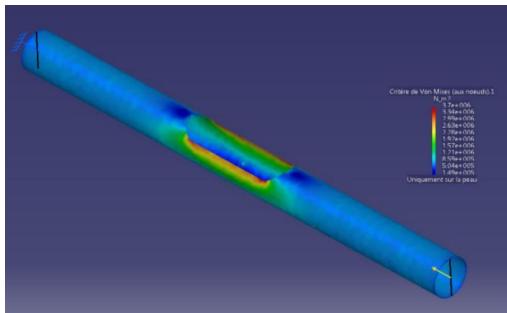


FIGURE 2 – Répartition des contraintes dans un cas nominal de compression[5]

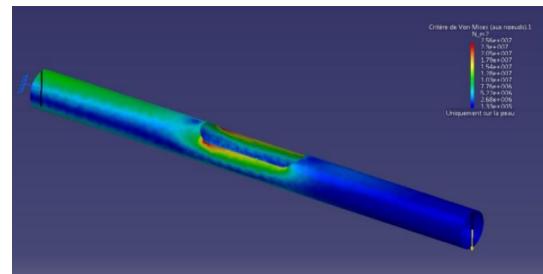


FIGURE 3 – Critère de Von Mises [5]

Cependant, le rapport n'est que préliminaire car il date de 2017 et la fusée a volé en 2018. Il n'y a donc pas de résultats post-vol de disponibles. De plus, cela n'a pas encore été fait mais sera intéressant de faire, ils ne citent aucunes sources, il faudra donc vérifier leurs formules avant de les appliquer concrètement.

Ensuite, la fusée Frégate [6] est une fusée expérimentale produite par l'association Estaca Space Odyssey basée à l'École ESTACA et elle a volé lors du C'Space 2018. Ils ont tenté de réaliser une analyse vibratoire de leur fusée à l'aide de la méthode d'analyses par éléments finis en utilisant le logiciel ANSYS, mais il manque énormément de données et d'analyses. De plus, il n'existe pas de calculs analytiques et de données expérimentales pour comparer leurs résultats.

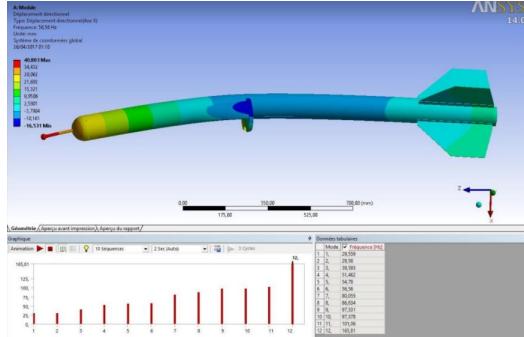


FIGURE 4 – Résultats analyse modale configuration 1, mode 6 depuis [6]

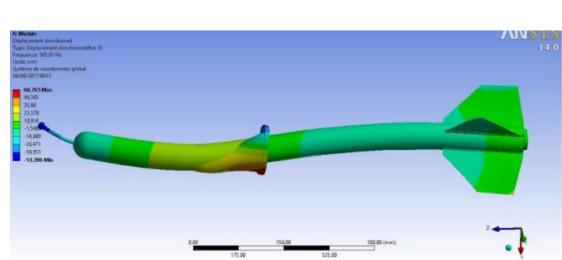


FIGURE 5 – Résultats analyse modale configuration 1, mode 12 depuis [6]

Enfin, nous avons une fusée expérimentale conçue par le club polonais AGH Space Systems de l'École des mines et de la métallurgie de Cracovie [3]. Ici, ils nous présentent l'étude vibratoire du corps de la fusée de deux manières différentes : numérique (par analyse de signaux) et expérimentale au sol à l'aide d'un marteau de choc, ainsi que des accéléromètres, et en vol, en faisant un vol spécialement pour récupérer des données afin de pouvoir faire une analyse modale expérimentale. Ces données sont récupérées à l'aide d'un système conçu par les chercheurs qui ne détaillent pas sa constitution dans le document. Pour analyser leurs données de vol, ils utilisent un algorithme développé par des chercheurs polonais [4] qui sera intéressant d'étudier, afin de savoir si ce dernier pourrait présenter un avantage dans l'exploitation de nos données.

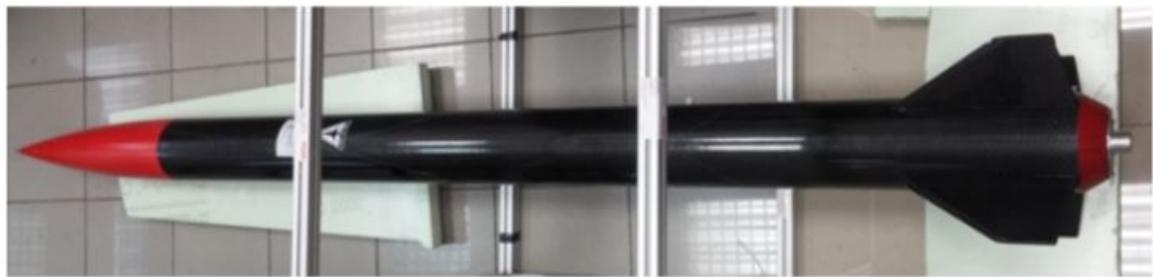


FIGURE 6 – Fusée expérimentale d'AGH Space Systems pendant l'expérience au sol depuis [3]

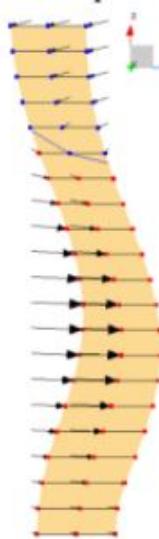
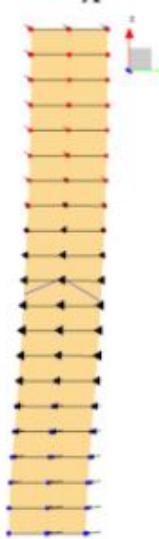
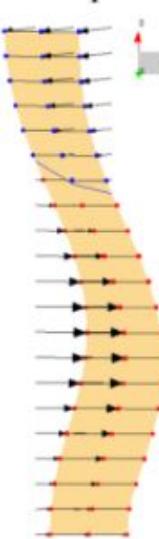
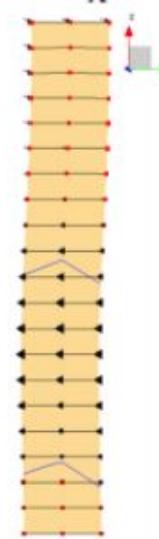
Conditions	Full tank		Empty tank	
Frequency	120.1 Hz		115.9 Hz	
View	ZY	ZX	ZY	ZX
Nodal line	Y	X	Y	X
Mode shape				

FIGURE 8 – Résultats de l'expérience au sol après traitement par un algorithme depuis [3]

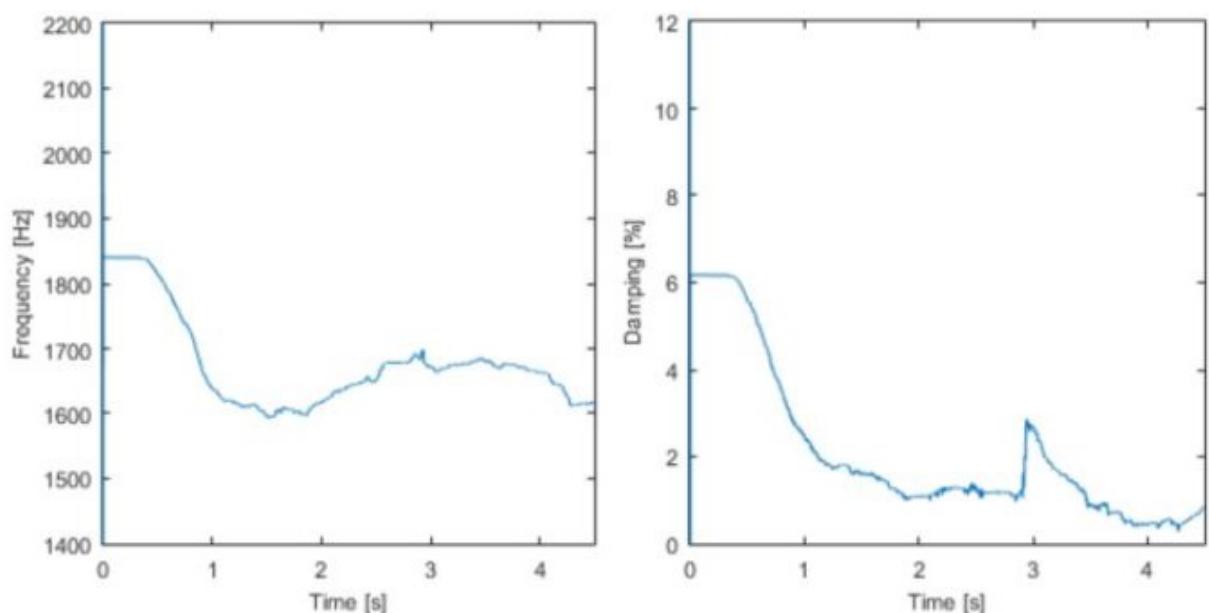


FIGURE 7 – Résultats des données de vol après traitement par un algorithme depuis [3]

4.2 Caractérisation modale d'un cylindre creux en conditions aux limites libre-libre

Afin d'effectuer l'analyse modale de notre fusée, nous l'avons assimilé à un cylindre creux de fine épaisseur. Nos recherches bibliographiques se sont donc tournées vers ce type de géométrie. Nous avons trouvé plusieurs documents, plus ou moins détaillés, satisfaisant nos critères :

Tout d'abord nous avons étudié un rapport technique de la NASA [7], présentant des études expérimentales et analytiques (méthode d'analyse par bandelettes, méthodes par mesures de fréquences, méthodes par analyse de bandelettes modifiées) d'un cylindre fin avec et sans raidisseurs. Ce document est très intéressant car il présente de nombreux résultats avec des conditions aux limites différentes, comme libre/libre, fixation simple/libre, encastré/libre et encastré/encastré. Pour notre étude, nous allons toutefois nous intéresser qu'aux conditions aux limites libre/libre, car elles correspondent à la phase du vol la plus longue sans parachute, à savoir la phase où le moteur ne pousse plus mais où la fusée continue son ascension jusqu'à son apogée (point le plus haut de sa trajectoire), également les structures étudiées sont constituées de matériaux composites. Il sera donc intéressant de reprendre la géométrie qu'ils ont utilisée et d'effectuer une analyse modale sur ANSYS pour voir si nous trouvons ou non les mêmes résultats. De plus, il sera intéressant d'essayer de reproduire les protocoles expérimentaux qu'ils ont mis en oeuvre pour effectuer leurs expériences.

Le document [8] est une analyse vibratoire (expérimentale, numérique et analytique) de flèches de tir à l'arc sportif en composite faite par deux chercheurs de l'université d'Adelaide. L'analyse vibratoire effectuée consiste en une analyse modale des modes propres en condition aux limites libre-libre du corps de la flèche, qui est associée à un cylindre creux de faible épaisseur. Ce cylindre est fait d'une première épaisseur d'aluminium enveloppé de fibre de carbone, collée par de la résine. Il est intéressant de souligner que ce mode de fabrication sera également utilisé pour la fusée MerCurie MC-2. Dans leur démarche, les chercheurs ont tout d'abord effectué une résolution analytique, puis numérique et enfin expérimentale pour comparer tous les résultats obtenus. En ce qui concerne l'étude analytique, ils ont utilisé diverses théories afin de trouver les modes propres, à cause de la composition de la flèche qui influe sur les forces qu'elle subie (ici l'effet de torsion que subit la flèche en vol domine tous les autres effets). La théorie des poutres a été utilisée afin de calculer les modes en basses fréquences et la théorie des coques fines a été utilisée pour calculer les modes de fréquences plus hautes (le cylindre peut être assimilé à une coque creuse fine). Ces approches sont des approches "classiques" (selon le document). Ces modes ont été calculés sur deux axes dans un repère cylindrique : sur l'axe radial r avec ici n qui représente le numéro de chaque mode associé à r , et sur l'axe de longueur h où ici m représente le numéro des modes associés à cet axe. Nous pouvons voir ces modes dans le schéma suivant :

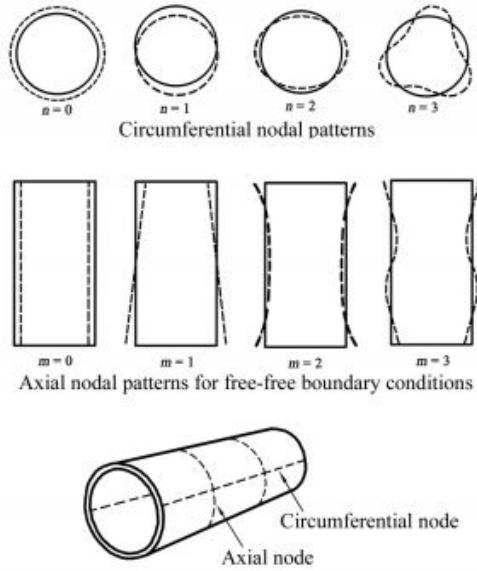


FIGURE 9 – Modes de vibration pour un cylindre creux depuis [8]

Afin de calculer les premiers modes ($n < 2$), la théorie des poutres a été utilisée. La formule suivante permet d'obtenir les fréquences naturelles basses :

$$\omega_b = \frac{b\pi\sqrt{\frac{E}{\rho}}}{L}$$

avec ω_b et b le numéro de mode, E le module de Young, ρ la densité du matériau du cylindre et L la longueur du cylindre.

La table suivante a également été utilisée :

a	$\beta_a l$
0	0 (rigid-body mode)
1	4.73004074
2	7.85320462
3	10.9956078
4	14.1371655
5	17.2787597
> 5	$(2a + 1)\pi/2$
$\omega_{(n=1, m=a+1)} = \omega_a = (\beta_a l)^2 \sqrt{(E I / (\rho A l^4))}$	
where a is the bending mode number,	
E is Young's modulus, I is the moment of inertia,	
ρ is the density, A is the cross section area,	
and l is the length of the beam.	

FIGURE 10 – Fréquences naturelles pour des conditions aux limites libre-libre [8]

Pour ce qui est des fréquences plus hautes, la théorie des coques a donc été utilisée (pour $n \geq 2$) avec la théorie de Love-Timoshenko (théorie des plaques) et la théorie de Rayleigh. Les

modes ont été calculés en utilisant la formule suivante :

$$\Omega^2 = \frac{1}{2}(1 + n^2)(1 + kn^2) \pm \sqrt{((1 + n^2)^2 - 2kn^2(1 - 6n^2 + n^4))}$$

qui peut s'écrire aussi :

$$\Omega^2 = kn^2 \frac{n^2 - 1}{1 + n^2}$$

avec Ω le paramètre de fréquence sans dimension, $k = \frac{h^2}{12R^2}$ avec h l'épaisseur du cylindre et R le rayon de celui-ci et n le mode radial.

Pour ce qui est de l'analyse numérique, la modélisation et l'analyse modale ont été faites sur ANSYS par une méthode d'analyse par éléments finis ou FEA (Finite Element Analysis). On peut voir sur le graphique suivant les résultats obtenus avec les deux méthodes de calcul des modes jusqu'à $n = 3$.

Analytical f_A (Hz)	FEA f_{FE} (Hz)	%err $\Delta f/f_A$	Mode indices
	0		Translation modes
84 ^a	84	0	$n=1, m=2$ bending
231 ^a	230	0	$n=1, m=3$
453 ^a	451	0	$n=1, m=4$
748 ^a	743	-1	$n=1, m=5$
1118 ^a	1107	-1	$n=1, m=6$
1561 ^a	1541	-1	$n=1, m=7$
2078 ^a	2044	-2	$n=1, m=8$
	2222		$n=0, m=1$ breathing
2669 ^a	2613	-2	$n=1, m=9$
3334 ^a	3248	-3	$n=1, m=10$
3622 ^b	3622	0	$n=0, m=0$ extension
4073 ^a	3947	-3	$n=1, m=11$
	4443		$n=0, m=2$ breathing
4886 ^a	4706	-4	$n=1, m=12$
21210 ^c	21260		$n=2, m=1$
59990 ^c	62310		$n=3, m=1$

Ou $\Delta f = f_{FE} - f_A$

Les vibrations au dessus de 5kHz ont été omises, sauf pour les ordres des modes circonferenciel haut tel que $n=2$ et $n=3$

^aCalculer à l'aide de la table de la figure (2)

^bCalculer à l'aide de la formule de la théorie des barres

^cCalculer à l'aide la théorie des coques fines

FIGURE 11 – Comparaison des fréquences naturelles pour un cylindre creux simulant une flèche avec les méthodes analytique et numerique (FEA) [8]

Enfin, dans le document Vibration analysis of a cylinder with slight diameter and thickness variations [9], ils étudient un cylindre creux en conditions aux limites libre-libre ayant une épaisseur et un rayon variable dans la longueur. Le matériau du cylindre n'est pas précisé. Ces derniers ont également effectué une analyse modale par éléments finis en utilisant ANSYS, avec

un maillage tétraédrique, en modélisant le cylindre sur SolidWorks. Ils ont également réalisé une analyse analytique ainsi qu'expérimentale consistant à placer sur un cylindre ayant une épaisseur variable dans sa longueur avec des conditions aux limites libre-libre, des accéléromètres et frapper dessus avec un marteau de choc pour ensuite récupérer les données, les traiter et les comparer à leur calcul analytique.

Mode order (free-free)	$f_{m,n}$ (Hz)		ψ_s		ψ_e		ψ_T		(m, n)
	FEA	Test	FEA	Test	FEA	Test	FEA	Test	
1	664	655	90	90	90	90	0	0	(1, 2)
2	666	657	0	0	0	0	0	0	(1, 2)
3	709	713	36	20	48	30	12	10	(2, 0)
4	713	715	126	120	54	50	-72	-70	(2, 1)
5	718	717	72	50	102	80	30	30	(2, 0)
6	721	724	84	80	84	80	0	0	(2, 1)
7	768	771	42	40	42	40	0	0	(2, 2)
8	775	777	84	80	84	80	0	0	(2, 2)
9	979	973	54	50	54	50	0	0	(2, 3)
10	984	982	12	10	12	10	0	0	(2, 3)

FIGURE 12 – Fréquence naturelle trouvée pour les analyses expérimentales et numériques avec variation ou non d'angles depuis [9]

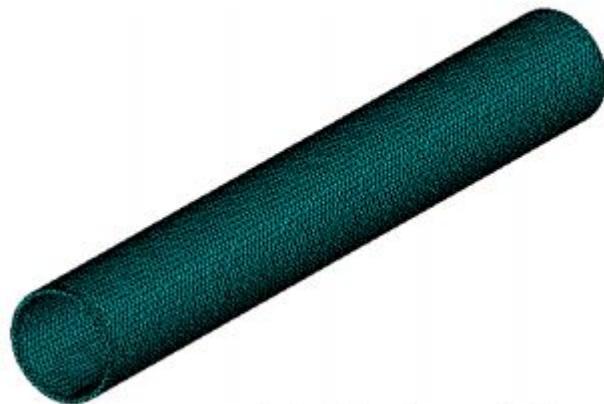


FIGURE 13 – Modélisation par éléments fini tétraédrique du cylindre utilisé dans les analyses numériques [9]

4.3 Validation du logiciel ANSYS

Le principal logiciel que nous allons utiliser est ANSYS (en complément de SolidWorks pour la modélisation). ANSYS est un logiciel permettant de faire des simulations mécaniques (fluides et solides) et notamment de l'analyse statique, dynamique et cinématique ainsi que de l'analyse modale ou bien harmonique. C'est un logiciel qui regroupe plusieurs logiciels en lui même (comme Fluent, CFX et bien d'autres).

Ce logiciel est utilisé par de nombreuses universités étrangères ou bien françaises. Dans notre cas, c'est la première fois que nous l'utilisons, et nous avons donc besoin de comprendre ce logiciel en vérifiant ses simulations ainsi qu'en vérifiant que notre manière de l'utiliser est la bonne. Pour pouvoir se servir aisément du logiciel, nous avons suivi un MOOC sur le site <https://learning.edx.org/course/course-v1:CornellX+ENGR2000X+1T2018/home> fait par des professeurs de l'université de Cornell de New-York. Afin donc de valider ce logiciel, nous allons nous appuyer sur notre bibliographie, refaire les analyses déjà faites et comparer nos résultats avec ceux de la bibliographie.

Tout d'abord, nous pourrons réutiliser le rapport sur l'étude aéroélastique des ailerons de la fusée Millenium-Curie 1 [10] pour essayer de retrouver avec ANSYS les modes propres de l'aileron qu'ils ont utilisés pour leur étude. Concernant la tenue en flexion de la fusée, il sera également intéressant de réutiliser leur étude sur la flexion des ailerons, pour voir si nous retrouvons également les mêmes résultats.

En utilisant le document sur les flèches en composites [8], nous pourrons compléter la validation d'ANSYS pour l'analyse modale. Comme déjà dit dans la partie précédente, les auteurs de l'article ont effectué une analyse modale d'un cylindre en matériaux composite en CL libre-libre de deux manières différentes : analytique et numérique. Il serait intéressant de reproduire l'expérience de notre côté sur le logiciel, en simulant un cylindre en matériaux composites (alu/-carbone) par la méthode des éléments finis, pour trouver les modes n et m afin de comparer nos résultats avec les résultats analytiques et numériques déjà disponibles sur le document (pour des cylindres en aluminium). Le nombre de noeuds, ainsi que les dimensions des cylindres et les caractéristiques des matériaux utilisés sont fournis, notamment sur le fait que l'aluminium est considéré comme isotrope.

On peut voir sur les graphiques suivants, les résultats obtenus pour les premiers modes d'un cylindre en aluminium sur ANSYS :

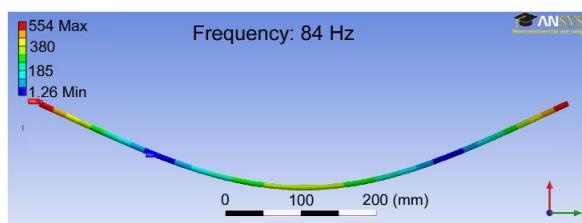


FIGURE 14 – Premier mode en torsion : $n=1$ et $m=2$ [8]

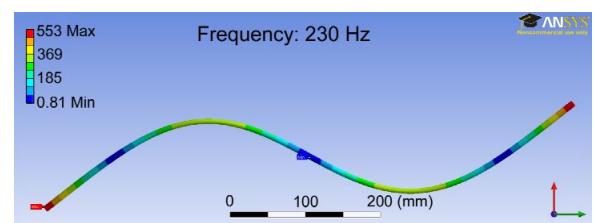


FIGURE 15 – Second mode en torsion : $n=1$ et $m=3$ [8]

Concernant l'étude de la tenue en flexion de la fusée, le rapport du projet CTR-02 [5] présente

un calcul sur la tenue en flexion de la fusée, effectué en assimilant cette dernière à une poutre encastrée d'un côté, libre de l'autre avec la section d'un cylindre creux. Cette simplification correspond à la géométrie simplifiée de la fusée que nous nous sommes fixés, à savoir un cylindre creux. De plus, leur poutre est disposée comme lors de l'essai de flèche effectué au sol juste avant le vol. Cet essai au sol consiste à disposer la fusée horizontalement, et à mesurer la flèche, c'est à dire l'angle entre l'axe de la fusée et l'horizontale, avec et sans un chargement de 40N (simulant une rafale de vent). Au cours de ce test, la flèche ne doit pas dépasser 1% de la longueur totale de la fusée. Ils présentent donc un calcul de résistance des matériaux en partant de l'énergie de déformation de la poutre W [5] :

$$W = \frac{1}{2} \int_0^L \frac{M_f^2(s)}{EI} ds = \frac{F^2 L^2}{4EI}$$

avec $M_f(s) = F(L-s)$ le moment fléchissant dans le tube, L la longueur de la poutre, s l'abscisse de la contrainte maximale valant 0, F la force appliquée à la poutre, E le module de flexion du matériau et I le moment d'inertie spécifique à la géométrie de la poutre définie par :

$$I = \frac{\pi}{64} (d_{ext}^4 - d_{int}^4)$$

Ensuite, en appliquant le théorème de Castigliano[5], ils calculent la flèche $\nu(B)$, dérivée de l'énergie de déformation de la poutre par rapport à la force appliquée, suivante :

$$\nu(B) = \frac{FL^2}{2EI}$$

La contrainte maximale dans le tube peut se déterminer par la relation suivante [5] : σ_{11}^{max} :

$$\sigma_{11}^{max} = \frac{M_f(0)}{I} d_{ext}$$

4.4 Étude expérimentale au sol

Concernant l'étude expérimentale que nous réaliserons au sol, et qui nous servira de base à l'étude en vol, nous nous baserons en priorité sur un TP de Master que nous adapterons à la fusée entière. Ce TP a déjà été réalisé au cours de l'étude aéroélastique des ailerons [10] et il sera intéressant d'étudier en détail le code qui permet d'extraire les modes propres.

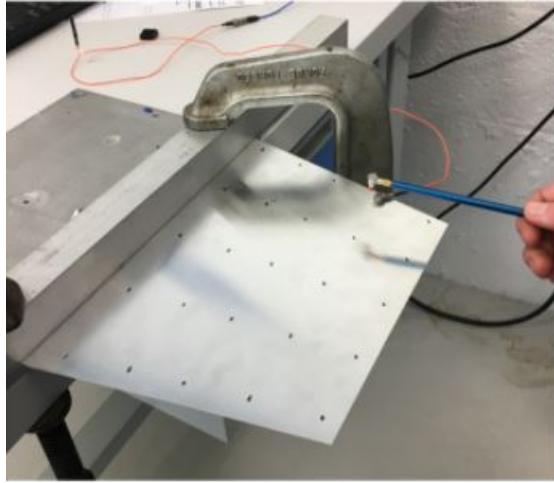


FIGURE 16 – Aileron encastré sur la table expérimentale et marteau de choc depuis [10]

N° du mode associé	Fréquences propres expérimentales (Hz)	Fréquences propres théoriques (Hz)	δ (Hz)
1	16.3	16.172	0.1
2	40.3	35.738	4.16
3	87.8	86.023	1.8
4	200.6	103.79	96.8

FIGURE 17 – Fréquences propres expérimentale et théorique (Cast3m) en Hz d'un aileron de 0,5mm d'épaisseur [10]

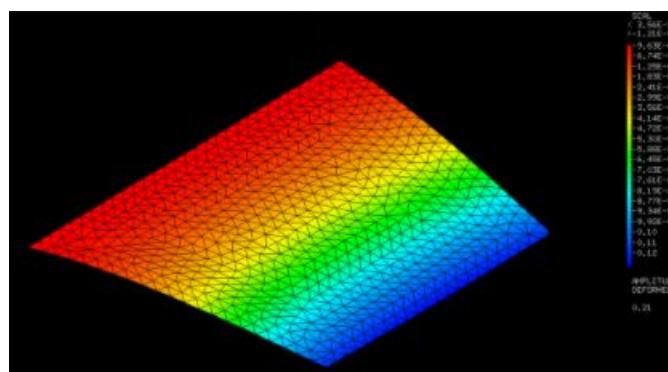


FIGURE 18 – Mode 1 trouvé l'aide de l'analyse modale numérique sur CAST3M⁴ depuis [10]

3

Cependant, nous avons tout de même recherché des protocoles expérimentaux spécifiques à la forme d'un cylindre creux à parois fines. Nous décrirons ces protocoles ci-dessous.

Le premier document retenu [11] a pour but d'effectuer l'analyse modale d'une poutre à l'aide d'un marteau de choc et d'accéléromètres pour obtenir les trois premiers modes, dans des conditions aux limites libre-libre (pas de force appliquée). La poutre est suspendue à deux fils (dont l'épaisseur est très petite par rapport à la poutre) et il est fait en sorte que le support ne gêne pas l'expérience. Les données sont ensuite mesurées à l'aide d'un vibromètre laser. A l'aide d'une transformation de Fourier rapide, les données récoltées sont converties d'un domaine temporel (déplacement en fonction du temps) à un domaine fréquentiel (amplitude en fonction de la fréquence).

Les modes sont récupérés de cette manière, en analysant les graphiques et en observant où sont les pics de fréquence. Ce document peut être très utile quant aux expériences au sol que nous voudrions faire sur le corps de la fusée. Il complète notre compréhension du sujet et complète le TP de vibration que nous souhaiterions faire et que nous allons utiliser comme modèle. Des précisions sont également apportées sur comment faire en sorte que le matériel ne gêne pas l'expérience.

Pour ce qui est des analyses sur la tenue en flexion et en compression du corps, nous allons utiliser les méthodes utilisées pour qualifier les fusées au vol, méthodes décrites ci-dessous [1] :

3. <http://www-cast3m.cea.fr/index.php?xml=presentation>

- Tout d'abord avant le lancement nous effectuons le test de la flèche. Il s'agit de disposer la fusée horizontalement, et cette dernière n'est tenue que par une reproduction du moteur, prolongement d'une plaque verticale. Ainsi, cela permet de déterminer à quel point la fusée fléchie par son propre poids. De plus, afin de simuler une rafale de vent, par exemple, une masse de 400g est attachée en haut de la fusée et doit compter dans le poids total de la fusée. Au final, la fusée ne doit pas pencher de plus de 1% de sa longueur totale. Il sera donc intéressant de mesurer précisément la flèche obtenue et de la comparer aux déformations prédictes par ANSYS.
- Ensuite un deuxième test qui est effectué et très redouté est celui de la compression. La mise en place de ce test est de poser la fusée verticalement sur un socle ayant la forme du moteur et de pousser de toutes nos forces sur la coiffe de la fusée, afin de recréer la force qui sera exercée par le moteur sur la bague de poussée, et par conséquent la fusée entière. Dans notre cas, cette force est de l'ordre d'une centaine de kilos. Il sera à nouveau intéressant de placer des jauge de contraintes en des points que nous aurons déterminés pour ensuite comparer les contraintes réelles aux simulations d'ANSYS. Cette étude pourra également être intéressante pour la porte, car le trou laissé pour cette dernière est l'endroit où il peut y avoir le plus de déformations, voir des ruptures. Il sera donc particulièrement intéressant d'étudier cette partie du corps de la fusée.

5 Analyse modale numérique sur ANSYS

5.1 Présentation

Afin de préparer notre expérience à Saint-Cyr nous avons d'abord souhaité réaliser une analyse modale d'un modèle simplifié de la fusée. Pour cela, nous avons choisi trois géométries spécifiques en fonction de nos besoins (fig. 19) :

- Le Cylindre Creux, abrégé CC, qui représente le corps de la fusée sans aucun enlèvement de matière, afin d'avoir une base pour comparer les variations de fréquence des modes en fonction de la complexité de la structure ;
- Le Corps Normal, abrégé CN, qui est le corps de la fusée tel que commandé chez le fabricant de tubes en carbone, donc sans aucune structure à l'intérieur mais gardant certains enlèvements de matière caractéristiques comme les fentes pour les ailerons ou encore l'emplacement de la porte du parachute. Les trous des vis n'ont pas été modélisés car nous avons estimé que l'affinement du maillage en ces points rajoutait des noeuds inutiles pour des résultats similaires ;
- Le Corps Normal avec Bagues, abrégé CNB, correspondant au corps de la fusée auquel nous avons rajouté des éléments de structure interne servant à rigidifier le corps. Nous verrons par la suite que l'ajout de ces bagues permet de diminuer fortement certaines déformations modales ayant une amplitude très élevée (modes de respiration notamment).

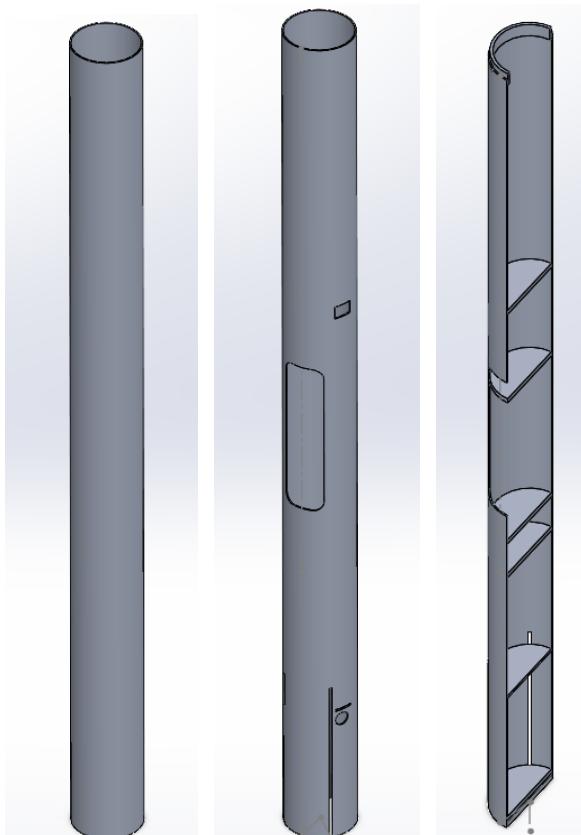


FIGURE 19 – De gauche à droite : Cylindre Creux (CC), Corps Normal (CN) et Corps Normal avec Bagues (CNB)

Pour les simulations, ne connaissant pas les propriétés exactes du tube en carbone (notamment le procédé de fabrication), nous avons choisi de prendre de l'aluminium 6061-T6, car il s'agit du matériau sur lequel la fibre de carbone est posée. Enfin, nous avons choisi des conditions aux limites libre-libre simulant la partie du vol la plus longue, où la fusée ne subit plus la poussée du moteur et monte jusqu'au point d'éjection du parachute.

Concernant le calcul en lui même, ANSYS a résolu l'équation du mouvement suivante :

$$[M]\ddot{u} + [K]u = 0$$

avec M la masse, \ddot{u} l'accélération, K la raideur et u le déplacement

5.2 Maillage et étude de convergence

Dans le but de minimiser nos temps de calculs tout en gardant des résultats précis, et afin de vérifier que le maillage le plus fin possible permette d'avoir des résultats précis (la version gratuite d'ANSYS ne supportant que 32000 nœuds, ces derniers peuvent vite devenir insuffisants en cas de géométrie trop complexe), nous avons réalisé une étude de convergence pour différentes tailles de maillage et pour deux types de maillage : 3D et coque, ce pour chaque géométrie présentée précédemment à l'exception du corps normal avec bagues qui était complexe à modéliser en un maillage coques. Le grand avantage d'un maillage coque est le fait de n'utiliser qu'un seul élément dans toute l'épaisseur du volume, permettant de réduire significativement le nombre d'éléments. Les figures suivantes nous montrent la différence entre un maillage 3D (fig. 21) et un maillage coque (fig. 20), tous deux réalisés par ANSYS :

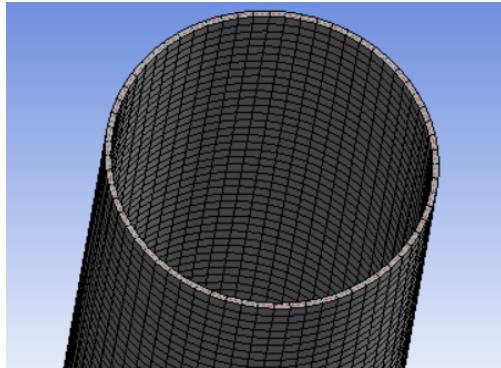


FIGURE 20 – Maillage coque du Cylindre Creux (CC)

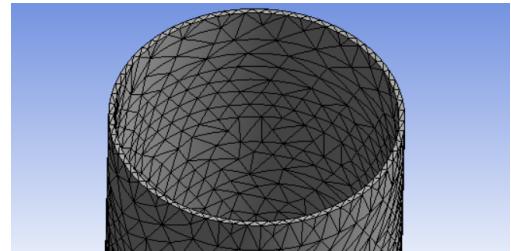
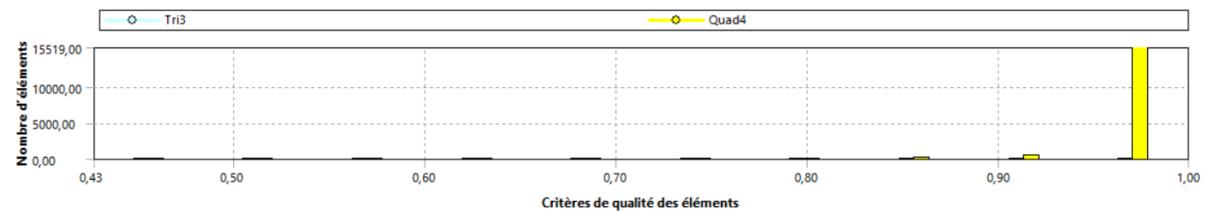
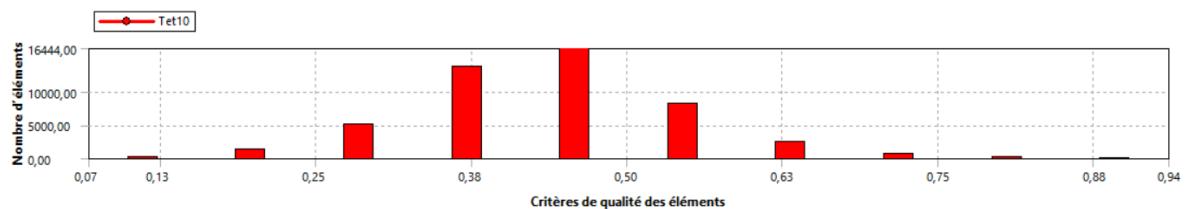
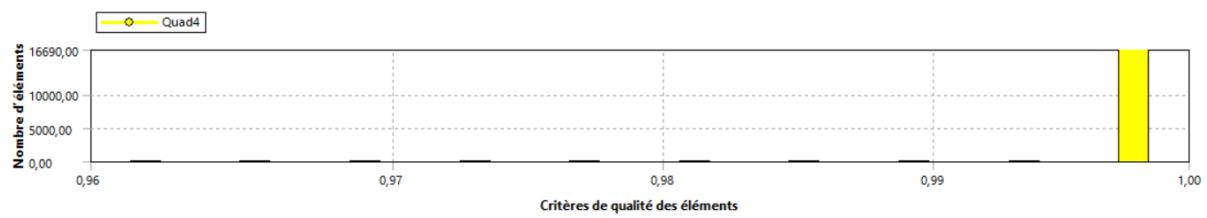
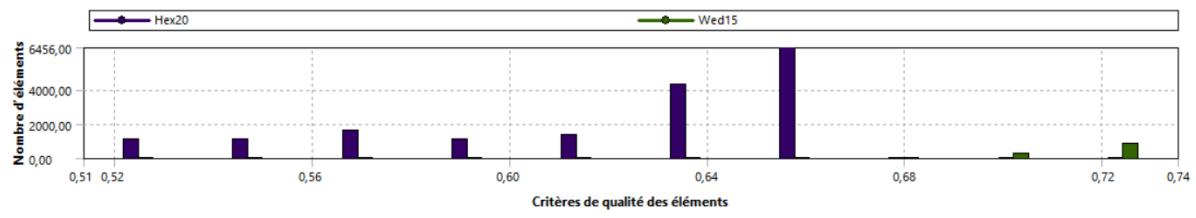


FIGURE 21 – Maillage 3D du Corps Normal (CN)

Afin de comparer dans un premier temps la qualité globale des maillages en 3D et en coque nous avons visualisé la qualité des éléments de chaque maillage (sur une échelle de 0 à 1, plus il y a d'éléments proche de 1, meilleur est le maillage).



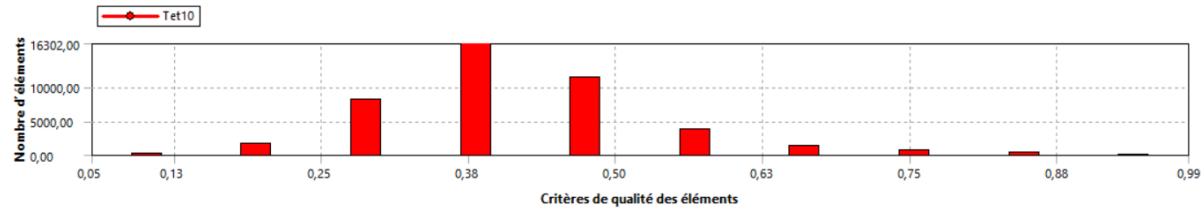


FIGURE 26 – Qualité des éléments du maillage 3D d'un Corps Normal avec Bagues (CNB)

Tout d'abord, nous avons eu la remarque que sur ANSYS, le maillage coque avait la particularité d'être en 3D, alors qu'un maillage en coque est censé être en 2D. Cependant, d'après les histogrammes ci-dessus, nous remarquons que les éléments utilisés en coque sont des quadrilateres ou des triangles (codes Tri3 et Quad4 (fig. 23 et 25), à l'inverse des éléments 3D qui sont des tétraèdres, hexaèdre et Wed15 (fig. 22, 24 et 26), correspondants bien à des éléments 2D. Nous remarquons assez aisément que la qualité des éléments maillés en coque sont excellentes, que ce soit pour le cylindre creux ou le corps normal. Concernant le corps normal avec bagues, nous observons que la qualité des éléments n'est pas très bonne, ce qui peut donc entraîner des résultats moins précis.

À la suite de l'analyse de la qualité des éléments du maillage, nous avons souhaité étudier la convergence des fréquences propres en fonction des modes pour différentes tailles de maillage et ce pour chaque géométrie. Nous avons ainsi obtenus les courbes suivantes :

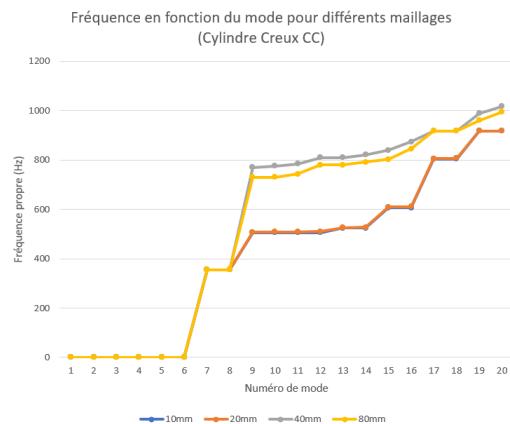


FIGURE 27 – Fréquence en fonction du mode pour différents maillages (Cylindre Creux 3D CC)

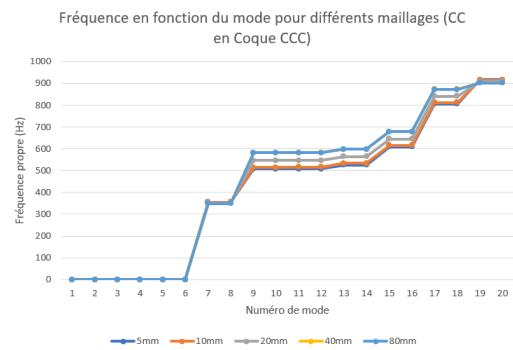


FIGURE 28 – Fréquence en fonction du mode pour différents maillages (Cylindre Creux en Coque CCC)

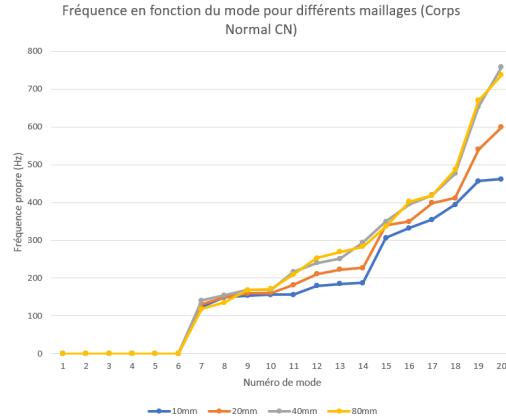


FIGURE 29 – Fréquence en fonction du mode pour différents maillages (Corps Normal 3D CN)

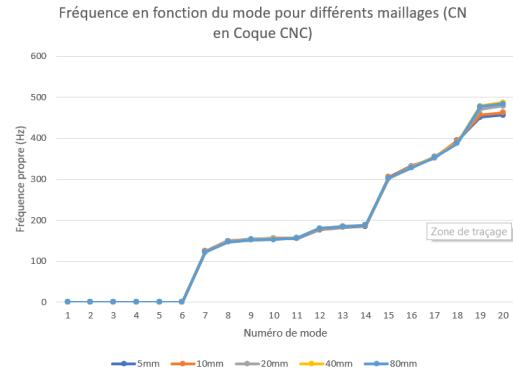


FIGURE 30 – Fréquence en fonction du mode pour différents maillages (Corps Normal en Coque CNC)

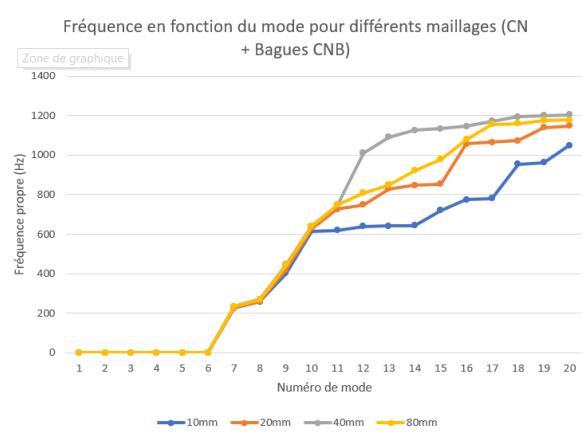


FIGURE 31 – Fréquence en fonction du mode pour différents maillages (Corps Normal avec Bagues 3D CNB)

Sur ces courbes, nous observons une convergence des fréquences propres pour les géométries Cylindre Creux 3D, Cylindre Creux en Coque et Corps Normal en Coque (fig. 27, 28 et 30). Toutefois, les géométries Corps Normal 3D et Corps Normal avec Bagues 3D ne convergent toujours pas à la taille minimale de l'élément (fig. 29 et 31). Ainsi, pour les géométries Corps Normal et Cylindre Creux nous allons effectuer les simulations avec un maillage coque (qualité des éléments beaucoup plus élevée et très grande convergence des fréquences. Concernant la géométrie Corps Normal avec Bagues, nous observons une convergence jusqu'au mode 10, puis une divergence après. Il sera donc important de garder à l'esprit que les résultats des fréquences obtenues pour la géométrie Corps Normal avec Bagues à partir du mode 11 seront très imprécis.

Il est également important de signaler que cette étude de convergence n'a été réalisée qu'en prenant en compte la convergence des fréquences et non des déformées. C'est pourquoi, pour les déformées modales présentées dans le paragraphe suivant, nous avons tout de même gardé le maillage le plus fin possible.

5.3 Résultats et comparaison des résultats avec la bibliographie

Tout d'abord nous avons souhaité étudier l'influence de la complexité des géométries sur leur fréquence propre. Nous avons donc tracé les fréquences propres en fonction du numéro des modes pour chaque géométrie :

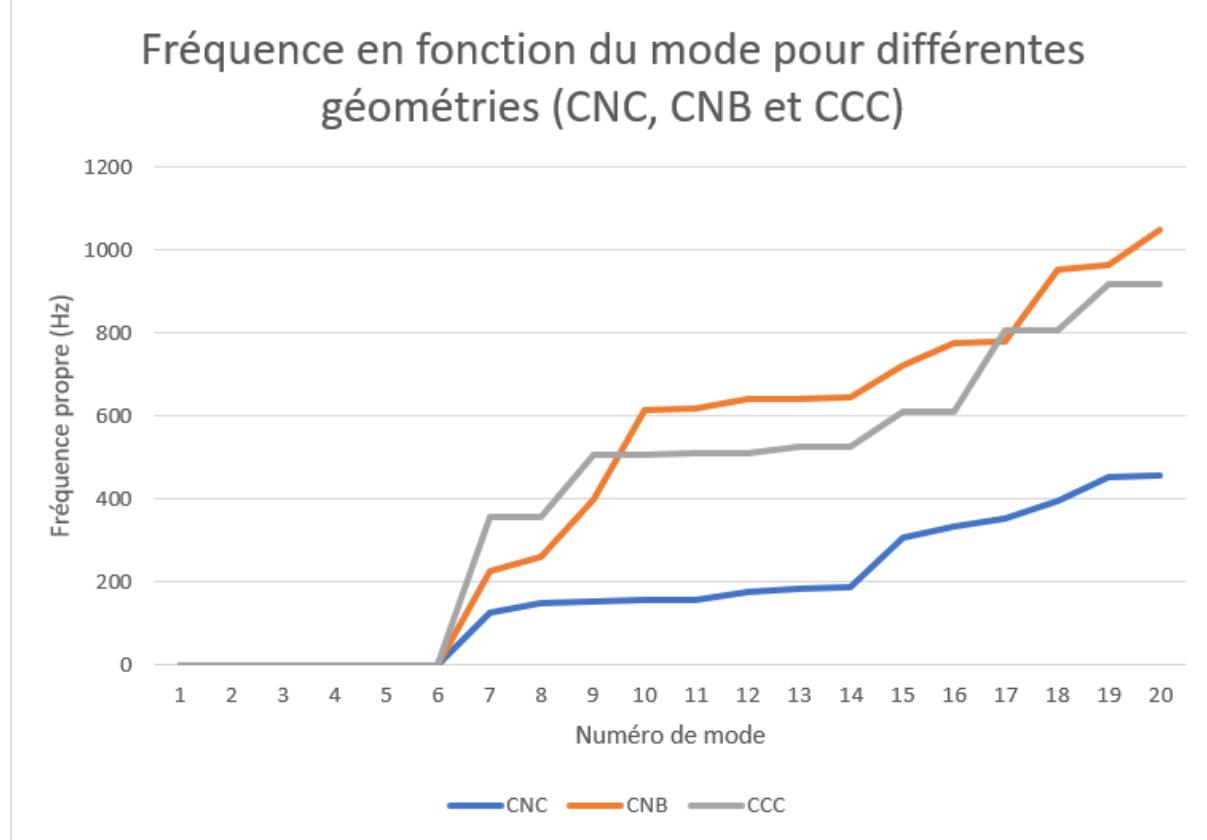


FIGURE 32 – Fréquence en fonction du mode pour différentes géométries (CNC, CNB et CCC)

Nous observons tout d'abord que les six premiers modes sont nuls, et cela correspond aux modes rigides des structures. En effet, ayant des conditions aux limites libre-libre, ces modes rigides correspondent aux déplacements suivant les axes x, y et z ainsi qu'aux rotations suivant ces mêmes axes. Concernant l'influence de la complexité des géométries, nous observons une diminution importante des fréquences propres pour la géométrie Corps Normal (CNC) comparée à la géométrie Cylindre Creux (CCC). En revanche, bien que le maillage du Corps Normal avec Bagues (CNB) soit moins précis, nous observons une augmentation importante des fréquences propres. Cela est cohérent vis-à-vis du fait que plus les fréquences sont basses, et moins la structure a besoin d'énergie pour les exciter. En effet, pour le cas du corps normal, ce dernier perd de sa rigidité en lui enlevant de la matière, il a donc besoin de moins d'énergie pour être déformé. À l'inverse, le corps avec bagues est plus rigide, et a donc besoin de plus d'énergie pour être excité.

Concernant les déformées modales des structures, nous avons d'abord recherché les modes de flexion observés dans le document [12] (figure 8 du document) ainsi que les modes de respiration décrits dans le document [7] (figure 4 du document). De plus, nous observons bien pour chaque

mode de flexion, deux déformées similaires orthogonales entre elles.

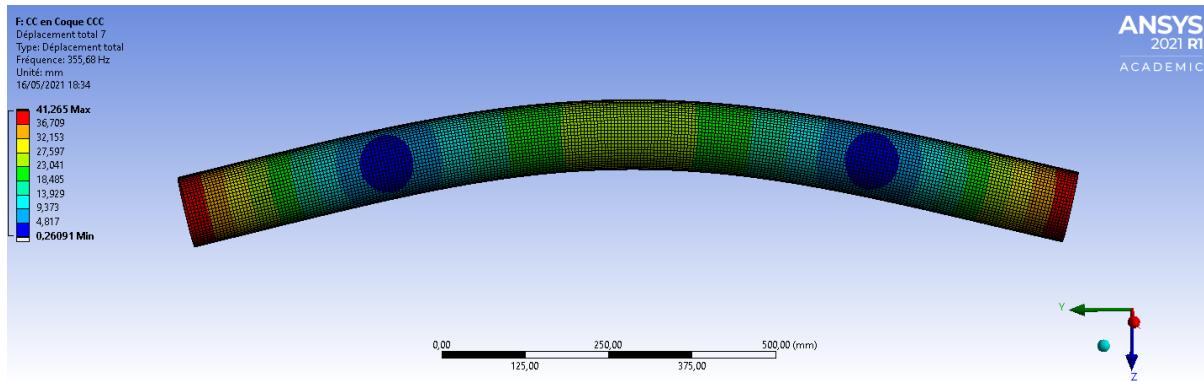


FIGURE 33 – Premier mode de torsion du Cylindre Creux dans le plan YZ

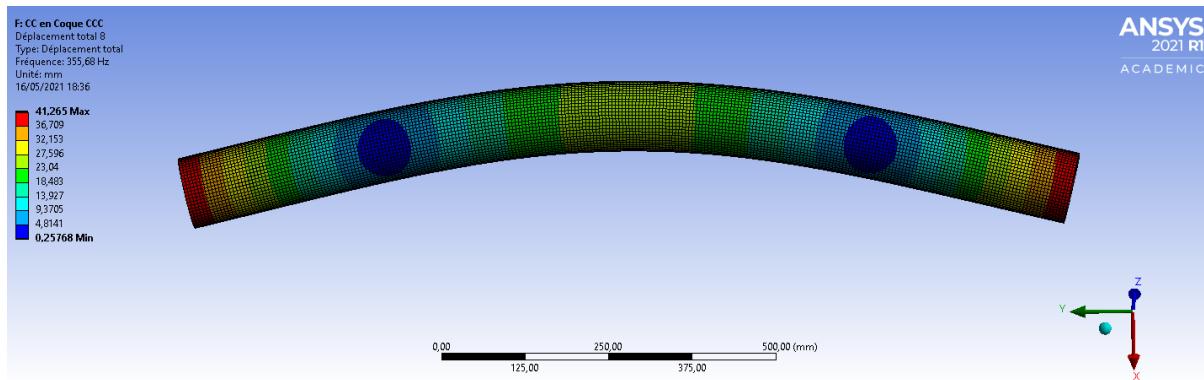


FIGURE 34 – Premier mode de torsion du Cylindre Creux dans le plan XY

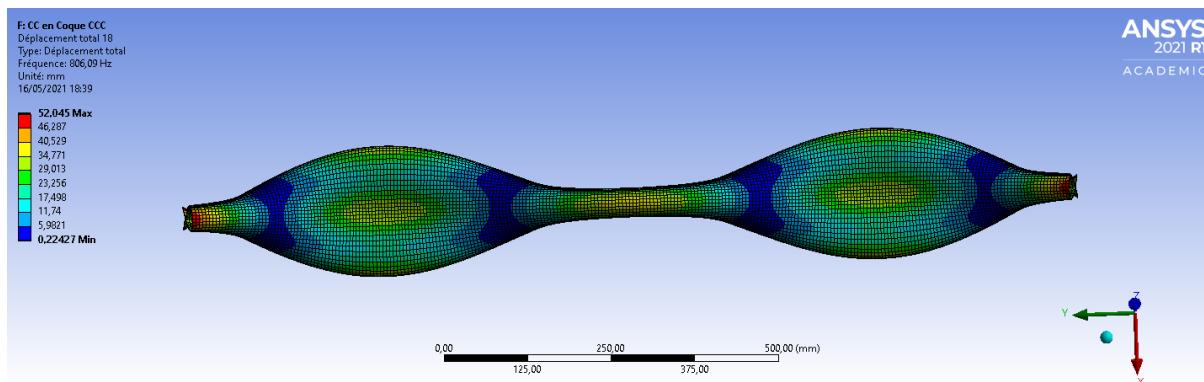


FIGURE 35 – Quatrième mode de respiration du Cylindre Creux dans le plan XY

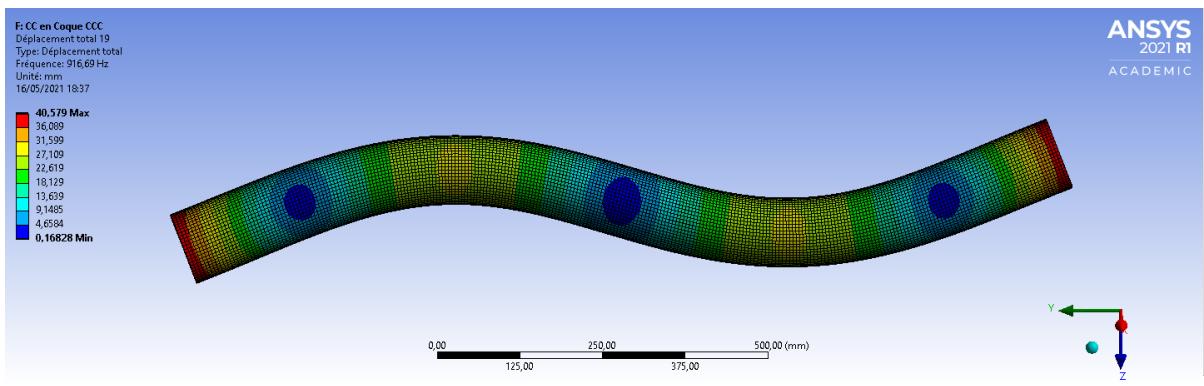


FIGURE 36 – Deuxième mode de torsion du Cylindre Creux dans le plan YZ

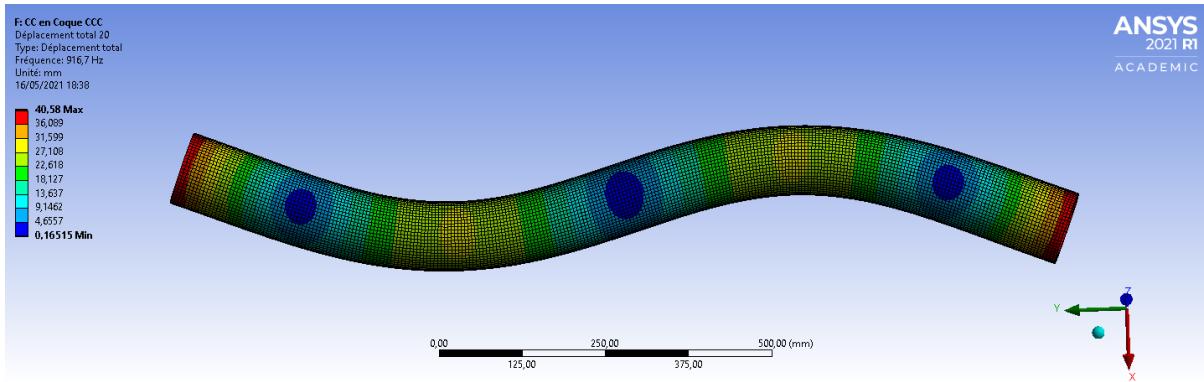


FIGURE 37 – Deuxième mode de torsion du Cylindre Creux dans le plan XY

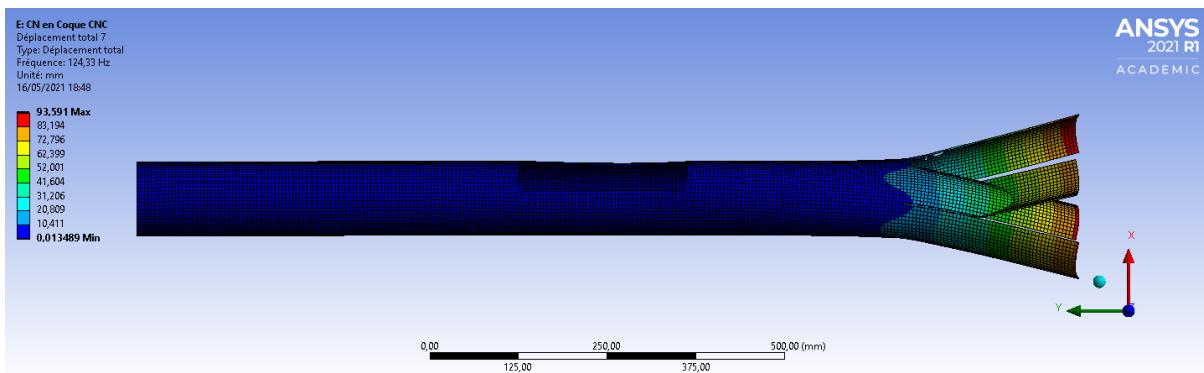


FIGURE 38 – Premier mode de respiration du Corps Normal localisé sur les "pattes" du corps dues aux fentes pour mettre les ailerons

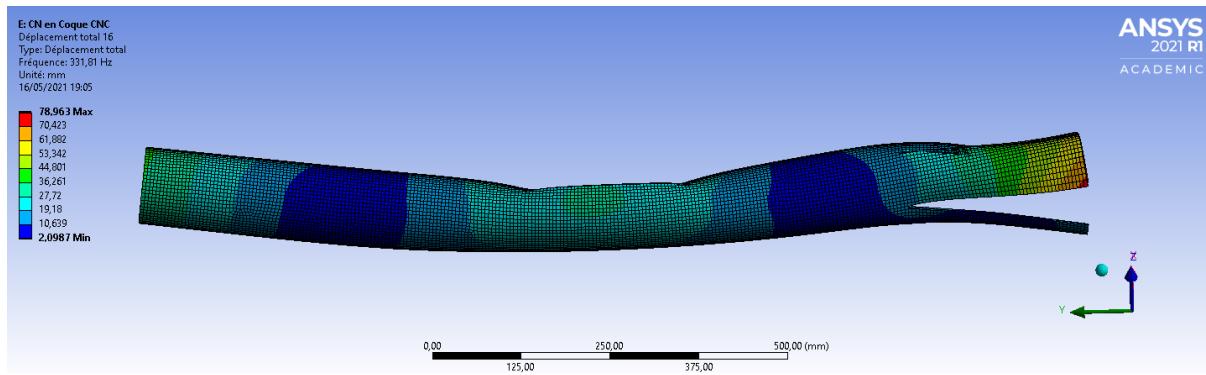


FIGURE 39 – Premier mode de torsion du Corps Normal dans le plan YZ

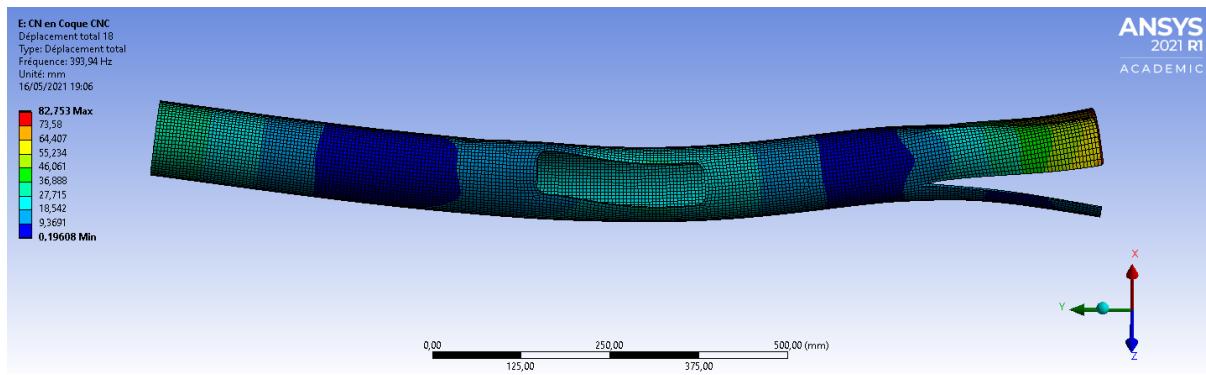


FIGURE 40 – Premier mode de torsion du Corps Normal dans le plan XY

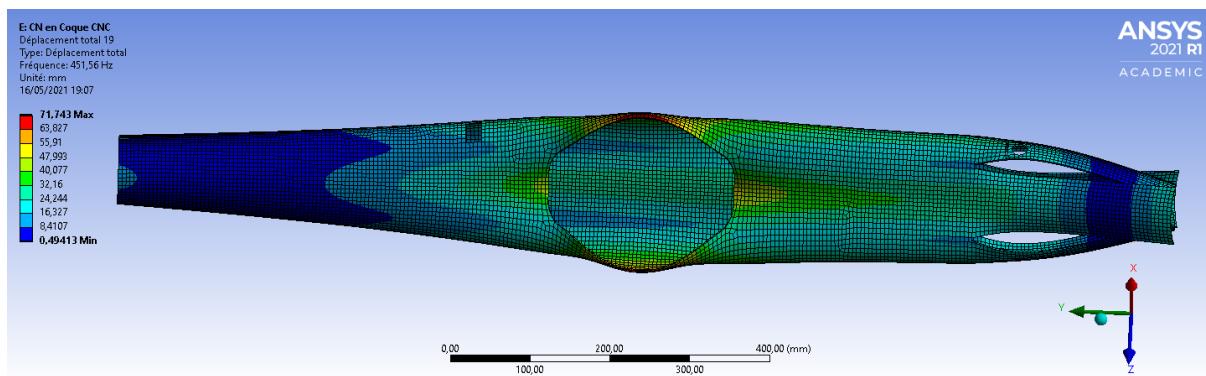


FIGURE 41 – Mode de respiration du Corps Normal

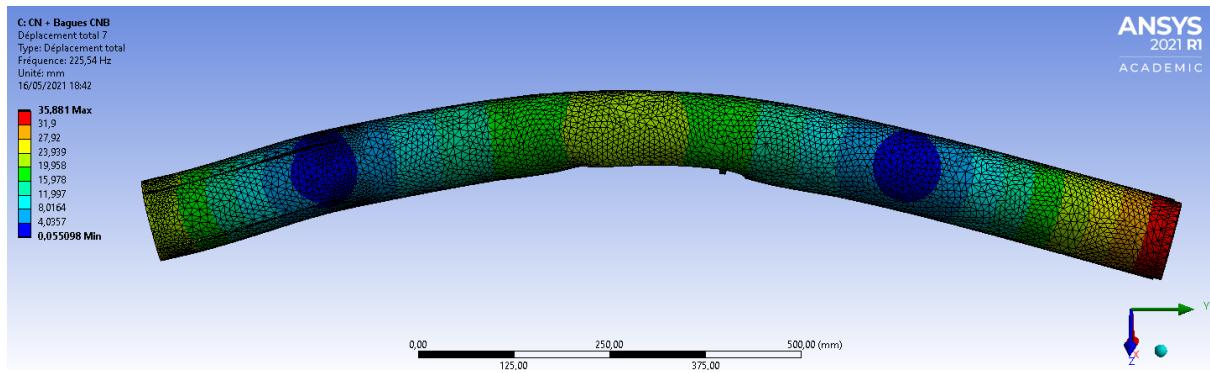


FIGURE 42 – Premier mode de torsion du Corps Normal avec Bagues dans le plan YZ

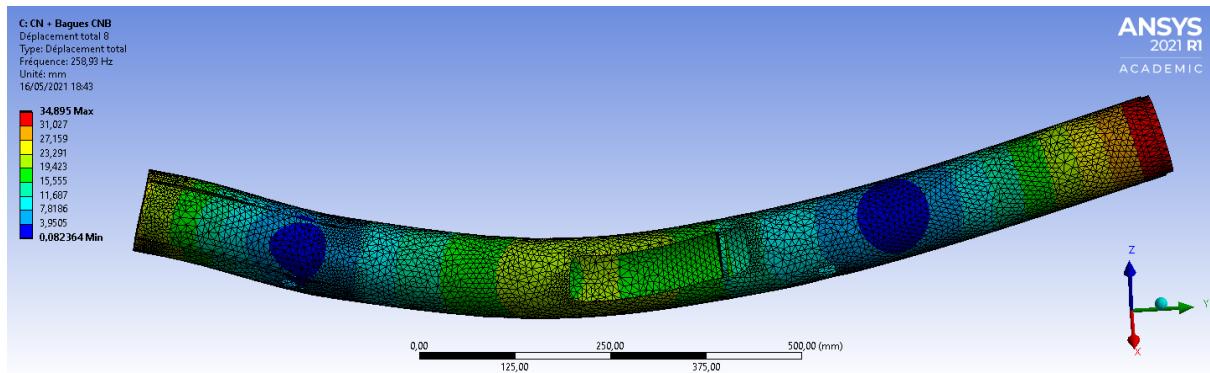


FIGURE 43 – Premier mode de torsion du Corps Normal avec Bagues dans le plan XY

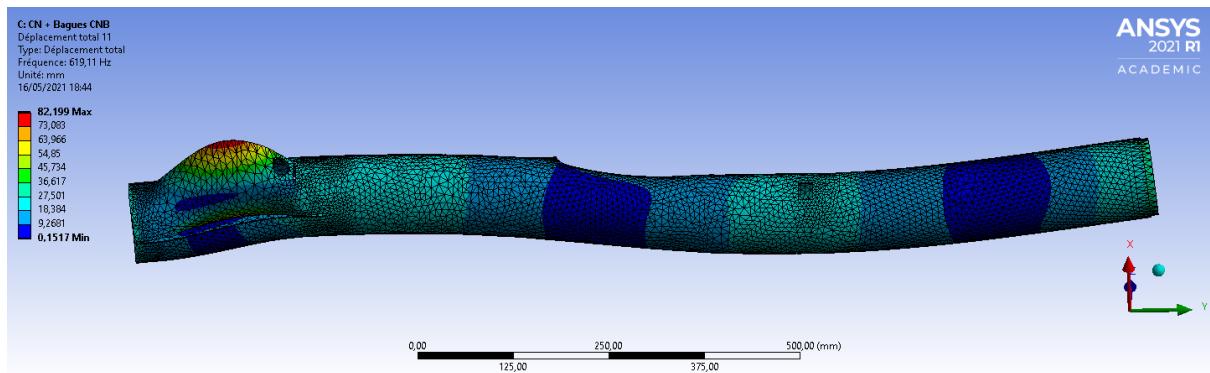


FIGURE 44 – Deuxième mode de torsion du Corps Normal avec Bagues dans le plan XY

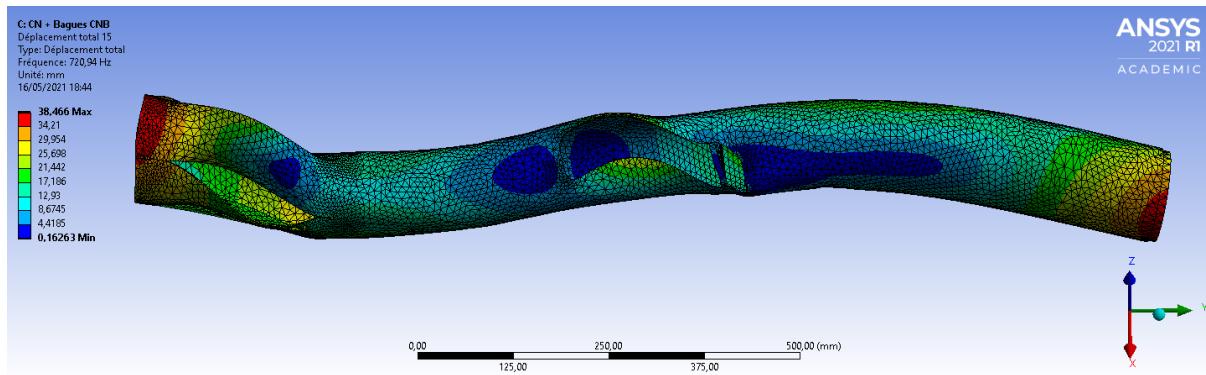


FIGURE 45 – Deuxième mode de torsion du Corps Normal avec Bagues dans le plan YZ

L'ajout de bagues est donc particulièrement pertinent dans le but de réduire les déformées modales issues notamment des modes de respiration. Ceci se confirme dans nos simulations, avec la disparition des modes de respiration dans les parties où les bagues sont présentes. Le tiers haut n'ayant pas de bagues pour accueillir toute l'électronique de la fusée, nous retrouvons comme prévu un mode de respiration à ce niveau.

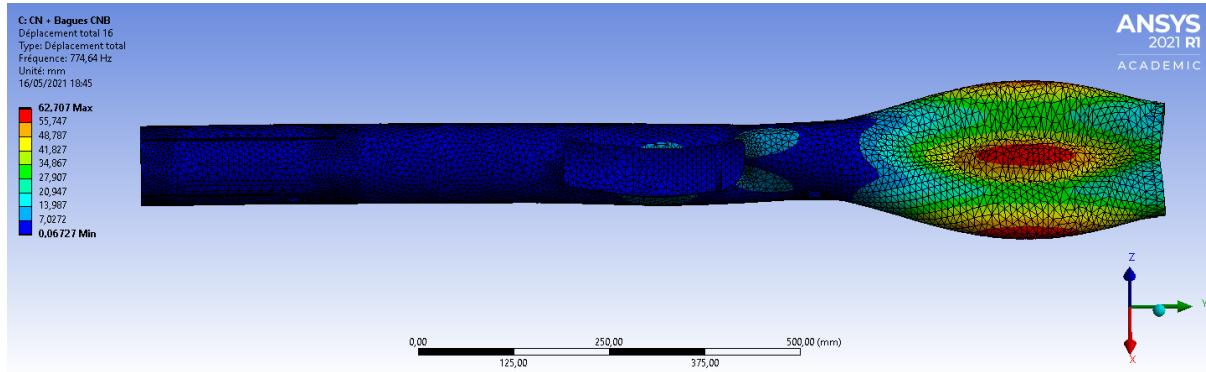


FIGURE 46 – Premier mode de respiration du Corps Normal avec Bagues localisé vers l'avant de la fusée où il n'y a pas de bagues

6 Analyse de la tenue en flèche et en compression du corps de la fusée

Concernant la tenue en flèche de la fusée, nous avons choisi de ne garder que la géométrie Corps Normal car il s'agissait de la géométrie la moins rigide et qui allait donc subir le plus de déformations et de contraintes sur ces cas. Pour la flèche, nous avons rendu le bas du corps fixe et nous avons appliqué une force de 100N, correspondant au poids total de la fusée appliquée sur l'extrémité haute du corps. Concernant la compression, nous avons fixé cette fois la partie haute du corps et appliqué 4 fois 500N de force pour l'ensemble des 4 "pattes" du bas du corps. Ainsi, cela représente la force de poussée arrondie à 2000N (en pratique elle est d'environ 1800N). Ci-dessous les résultats obtenus, où l'on peut également voir les valeurs maximales de chaque paramètres.

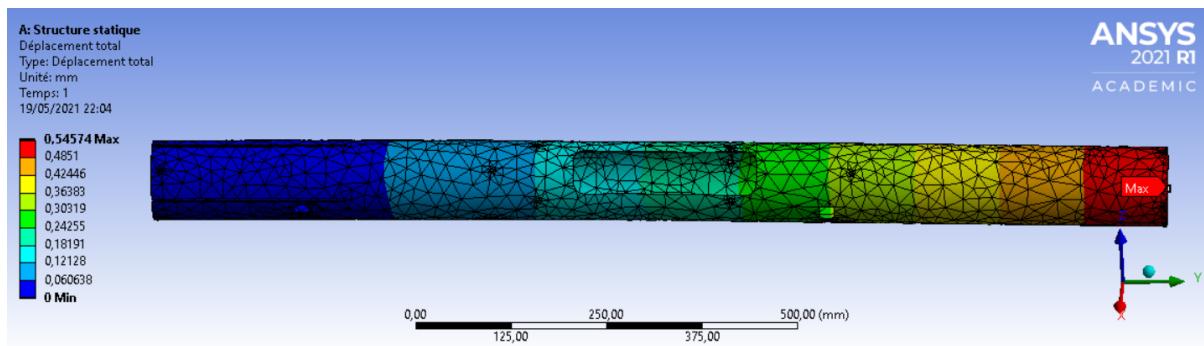


FIGURE 47 – Flèche du Corps normale à la trappe (déplacement maximal 0.55mm)

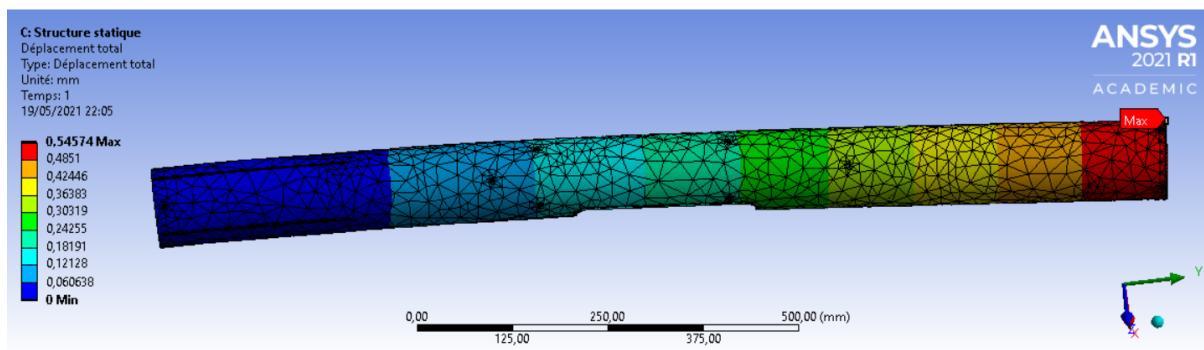


FIGURE 48 – Flèche du Corps dans le sens de la trappe (déplacement maximal 0.55mm)

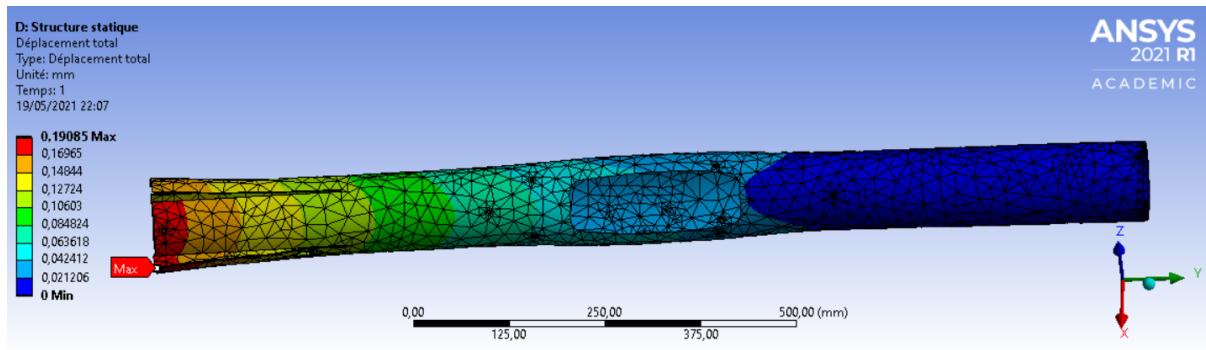


FIGURE 49 – Compression du Corps sous une charge de 2000N

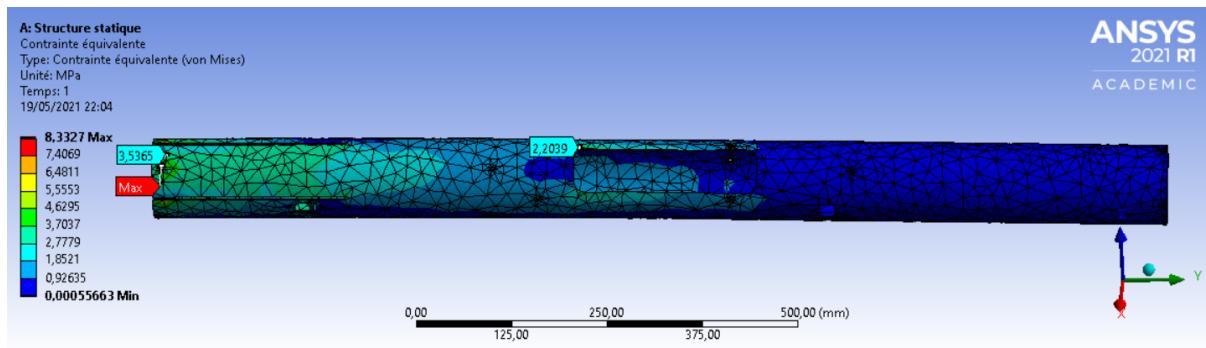


FIGURE 50 – Répartition des contraintes du corps soumis à une force ponctuelle en son haut de 100N (contrainte maximale 8.33MPa)

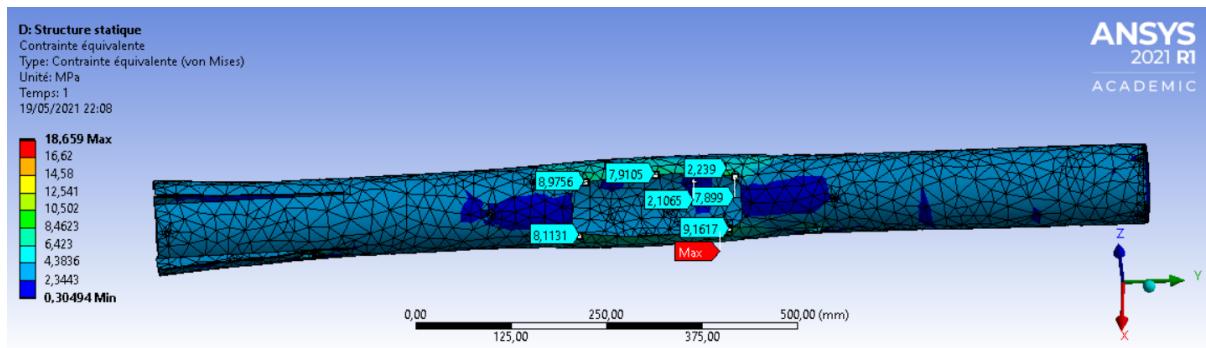


FIGURE 51 – Répartition des contraintes du corps soumis à une force de compression de 2000N (contrainte maximale 18.66MPa)

Concernant la tenue en flèche (figures ??, ?? et ??), nous observons un déplacement maximal de l'ordre de 0,6mm, ce qui rentre dans les critères du cahier des charges [1] (1% de la longueur totale de la fusée, soit environ 1,5cm). De plus, concernant la tenue en compression (figure ??), nous observons deux endroits particulièrement sensibles à cet effort : les pattes et la porte du

parachute. C'est pourquoi il sera d'autant plus judicieux d'inclure des bagues à ces endroits. Enfin, concernant les contraintes maximales subies par le corps, et ce que ce soit pour la tenue en flèche ou en compression, elles ne dépassent jamais les 18MPa, ce qui est bien inférieur à la limite élastique de l'aluminium d'environ 400MPa.

Ces simulations nous permettent donc de valider l'utilisation d'un corps en Aluminium 6061-T6, ce qui valide encore plus fortement le corps que nous avons fabriqué avec de l'Aluminium renforcé avec de la fibre de carbone, qui ne devrait donc poser aucun problème de tenue en flèche et en compression. Toutefois, il sera intéressant de réaliser les tests pré-vol avant de nous assurer expérimentalement de la tenue du corps et de valider nos études numériques.

7 Caractérisation modale

Afin de faire une étude comparative entre les données numériques de l'analyse modale de la fusée MC-1 sur ANSYS avec la réalité, nous avons utilisé un TP de caractérisation modale sur le site de Saint-Cyr de Sorbonne Université.

7.1 Description du TP

À l'aide d'un marteau d'impact, équipé d'un capteur d'effort qui mesure la force impulsive appliquée, nous appliquons une force ponctuelle pour obtenir une impulsion de Dirac en guise d'excitation sur chacun des noeuds. Les vibrations sont alors mesurées par un accéléromètre situé sur l'un des noeuds du maillage. Une fois le signal de l'accéléromètre reçu et traité par un code MatLab, nous obtenons les fonctions de transfert en chaque point du maillage. Nous avons adapté ce TP pour pouvoir l'appliquer à notre cas (corps de la fusée et les ailerons).

7.1.1 Fonction de transfert

La fonction de transfert en chaque point calculée est donnée par la relation suivante :

$$Ft = \left(\frac{Nfft}{2-1} \right) * dF$$

$$Nfft = \frac{Fe}{dF}$$

Avec

$$dF = .01$$

$$Fe = S.rate$$

S.rate la fréquence de scan de l'accéléromètre, Ft la fonction de transfert.

7.2 Prise en main et validation d l'expérience

Afin de prendre en main l'expérience et la valider, nous avons effectué une analyse modale d'un des ailerons de la fusée et allons comparer les résultats avec une analyse numérique de ce dernier.

Les ailerons étant en condition d'encastrement, nous avons fait l'expérience en posant la fusée sur la bague de poussée afin d'obtenir un encastrement pur. Nous avons maillé nos ailerons avec 9 noeuds et avons appliqué une impulsion sur chacun de ces noeuds.

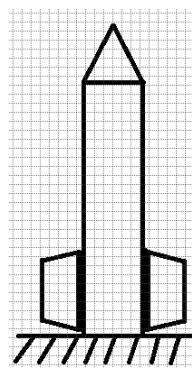


FIGURE 52 – Schéma de la position de la fusée lors de l’analyse des ailerons en CL enca斯特ment

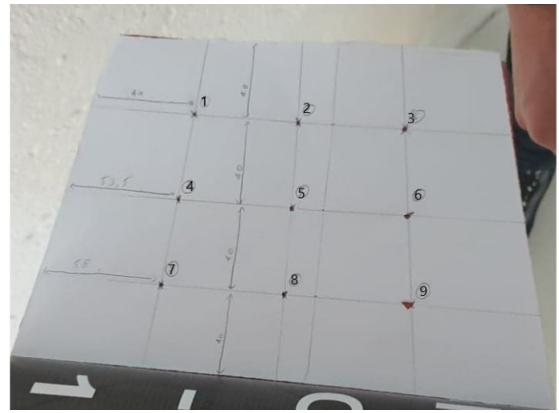


FIGURE 53 – Maillage, localisation et numérotation des noeuds

7.2.1 Résultats Expérimentaux

Après avoir récupéré les données traité par le code MatLab qui nous permet d’avoir les fonctions de transfert de chaque noeud où nous avons appliqué une force ponctuelle, nous avons traité ces données avec un code MatLab qui nous permettait d’avoir une fonction de transfert et à l’aide d’un autre code MatLab d’obtenir les 4 premiers modes propres de l’aileron étudié a partir de cette fonction de transfert. Cette fonction de transfert est calculé en moyennant les fonctions de transfert récupéré en chaque points du maillage par le code MatLab du TP. Avec cette fonction de transfert, nous pouvons avoir les fréquences propres. Nous avons obtenu la fonction de transfert suivante :

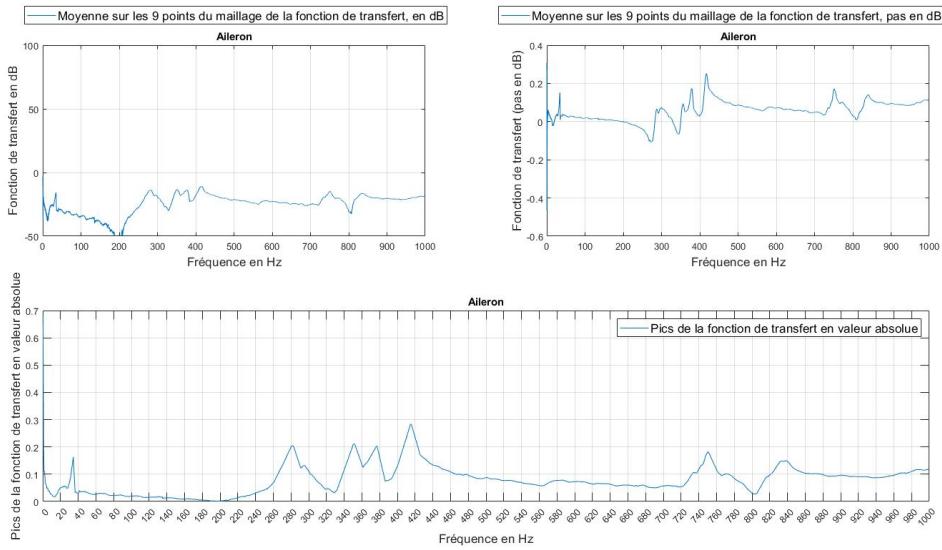


FIGURE 54 – Fonction de transfert de l’aileron

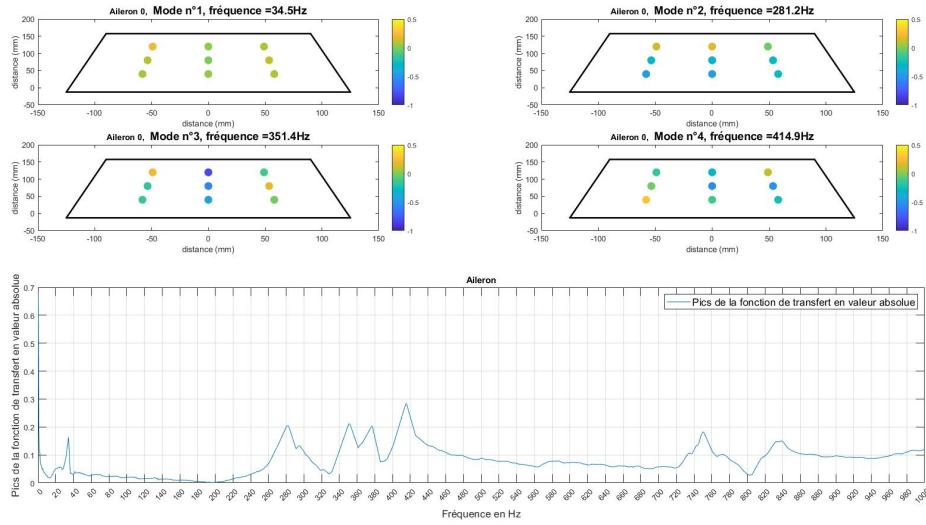


FIGURE 55 – Déformées des 4 premiers modes de l'aileron

Pour trouver les modes propres, nous avons utilisé la partie imaginaire des valeurs de la fonction de transfert correspondant aux fréquences propres de chaque points du maillage. Pour le mode 1, la condition d'encastrement est respectée, mais la fréquence trouvée n'est pas cohérente car basse, cela potentiellement due à un mode "hybride" qui est la conséquence d'un mélange d'un mode rigide et d'un mode de torsion. Cela est certainement du à la position de l'accéléromètre, qui devait être à mi-chemin entre deux noeuds qui ont influencés les résultats. On peut voir que les modes 2 et 3 ne respectent pas la condition d'encastrement en $x = 0$. Ceci est du à un jeu sur des ailerons à l'endroit où ils sont fixés à la fusée. Également, en CL encastrement, nous ne devrions trouver que des modes de torsion, or si l'on se réfère aux résultats, on peut trouver de la flexion/torsion sur les modes 2 et 3 qui sont également du à la CL encastrement qui n'est pas totalement respectée.

7.2.2 Résultats numériques

Afin de mieux comprendre les résultats expérimentaux que l'on a obtenu, nous avons fait dans un premier temps une analyse à l'aide du logiciel ANSYS en condition limite encastrement comme pour le TP.

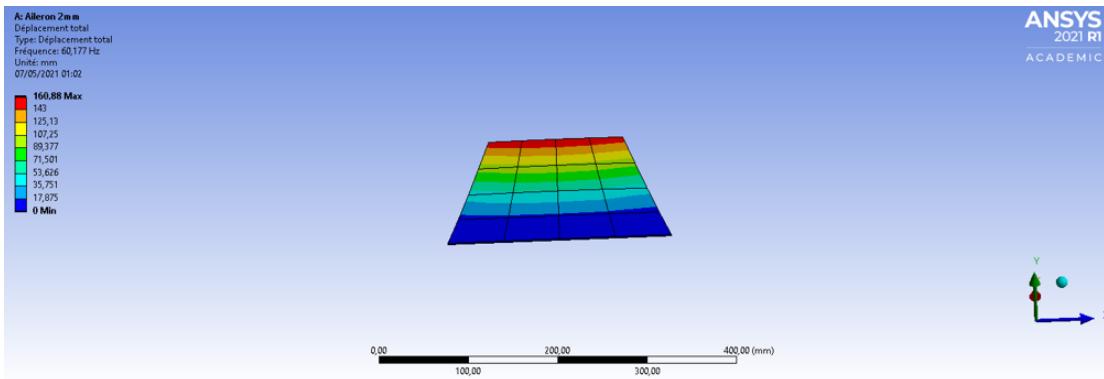


FIGURE 56 – Mode 1 - Encastrement pur

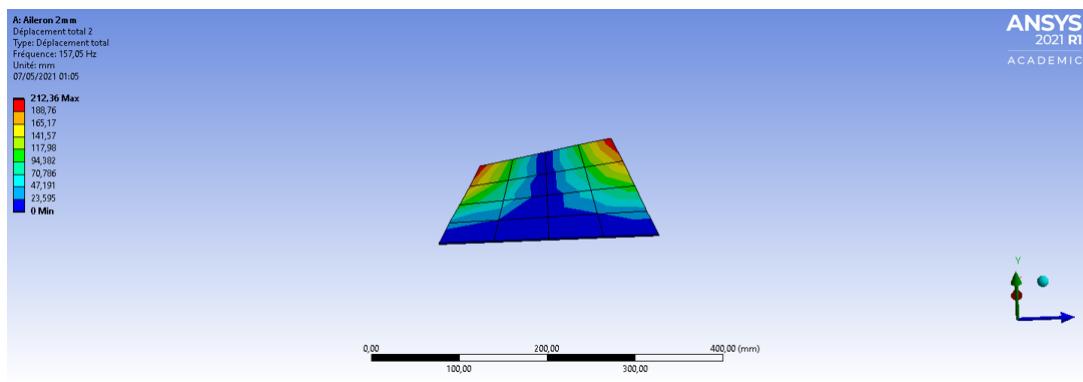


FIGURE 57 – Mode 2 - Encastrement pur

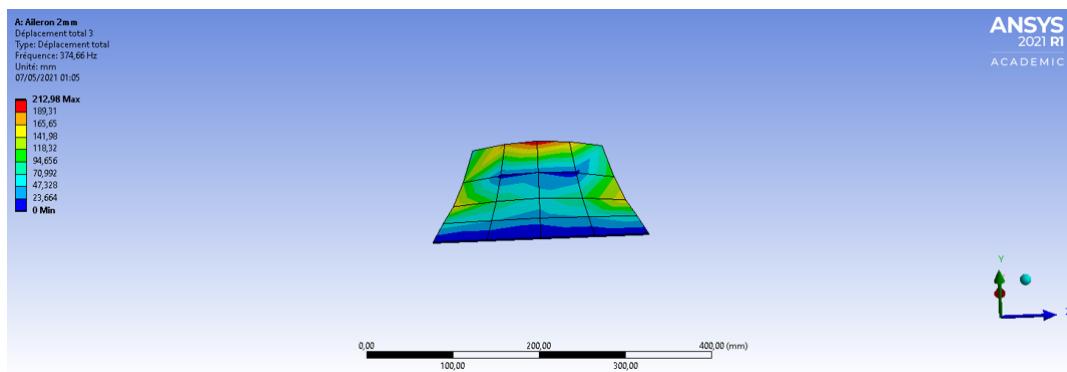


FIGURE 58 – Mode 3 - Encastrement pur

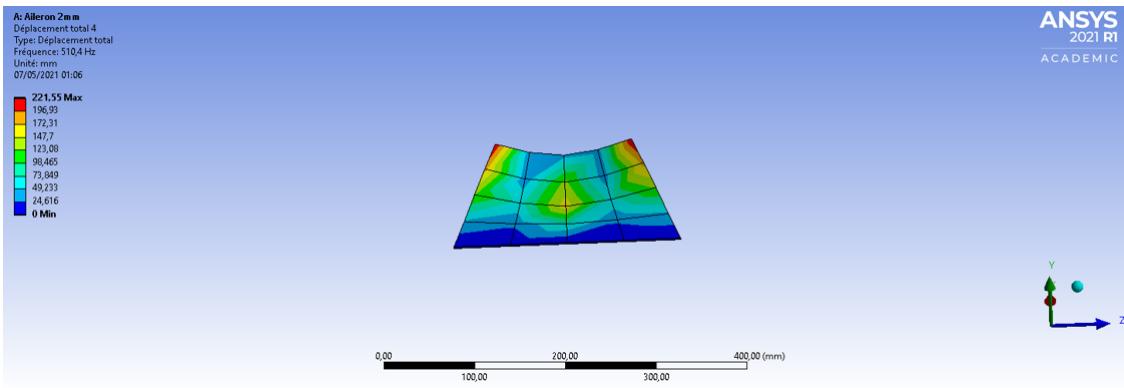


FIGURE 59 – Mode 4 - Encastrement pur

On peut voir que les modes trouvés ne correspondent pas aux modes expérimentaux trouvés lors du TP. On voit cela autant en fréquence qu'en déplacement, les modes se résument à de la torsion. Cela est du au fait que dans nos analyses ANSYS, nous avons imposé un encastrement pur à l'aileron qui ne correspond pas à la fixation actuelle des ailerons de la fusée, ces derniers ayant un jeu qui n'est pas négligeable.

Afin de mieux se rapprocher des résultats trouvés pendant le TP, nous avons appliqué une condition aux limites d'appui simple. Nous avons trouver les résultats suivant :

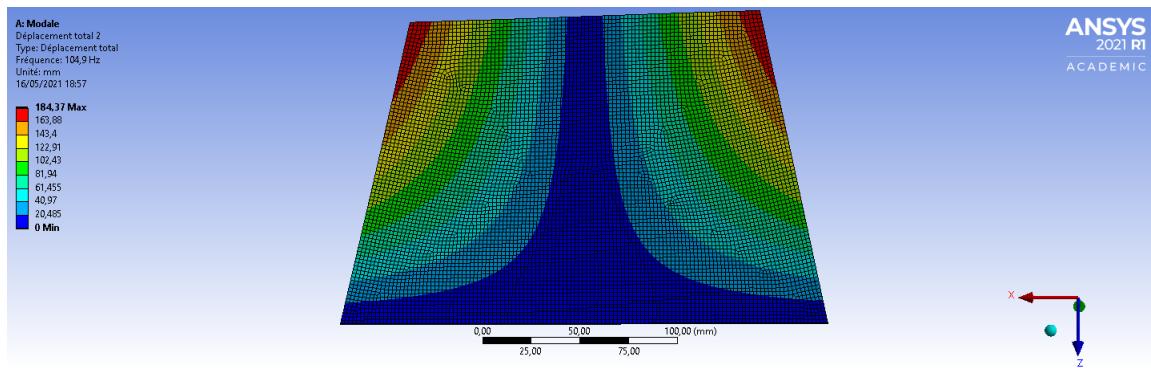


FIGURE 60 – Mode 1 - Appui simple

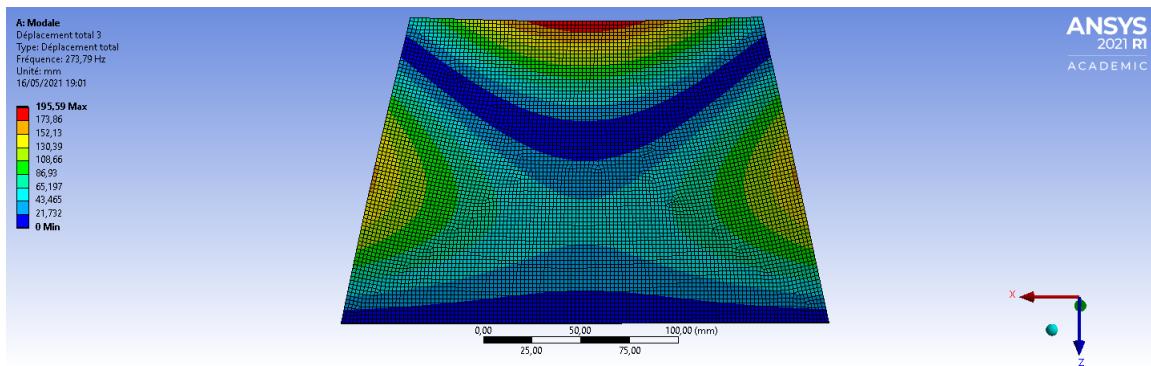


FIGURE 61 – Mode 2 - Appui simple

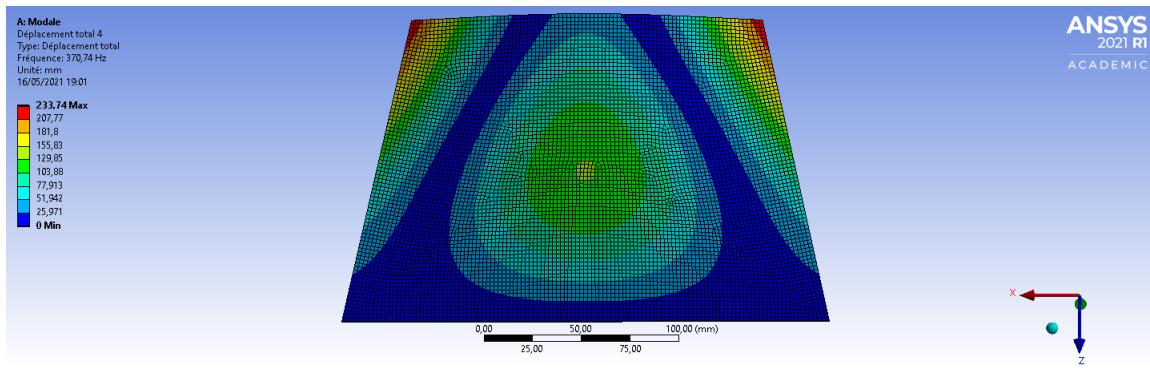


FIGURE 62 – Mode 3 - Appui simple

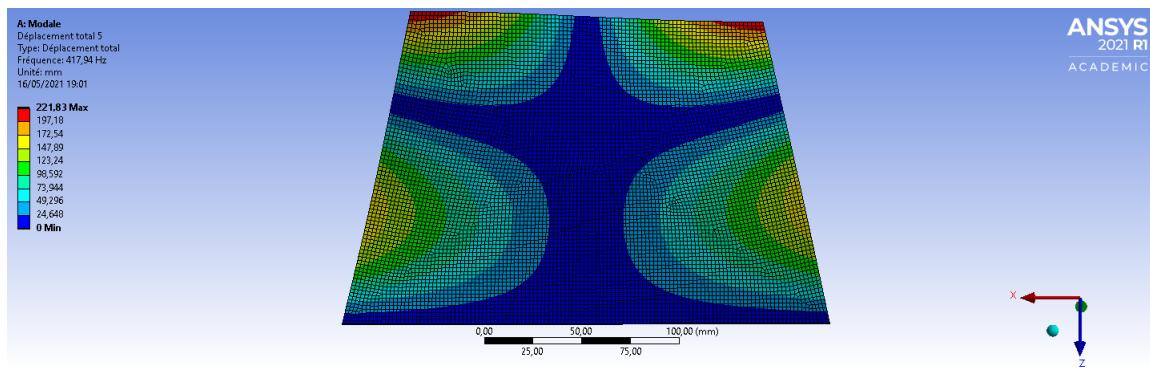


FIGURE 63 – Mode 4 - Appui simple

	Fréquences Numériques- Appui simple (Hz)	Fréquences Expérimentales (Hz)	ΔHz
Mode 1	104,9	34,5	70,4
Mode 2	273,79	281,2	7,41
Mode 3	370,74	351,4	19,34
Mode 4	417,94	414,9	3,04

La première chose qui nous saute aux yeux est la similitude dans les fréquences pour les modes 2,3 et 4 par rapport aux premiers résultats numériques en encastrement pur. On peut le voir dans le tableau ci-dessus. Pour ce qui est du mode 1 expérimental, nous pensons qu'il est le produit d'un hybride entre un mode rigide et un mode de torsion d'où la fréquence trouvée qui est assez basse. Cela expliquerait la différence conséquente de fréquence entre le numérique et l'expérimental.

La similitude ne s'arrête pas que dans les fréquences, pour les modes 2,3 et 4 nous avons des modes assez similaires autant dans leurs formes que dans les taux de déplacements. On peut justifier les écarts entre les fréquences expérimentales et numériques par le fait que ANSYS ne représente pas les conditions de test réels (erreur humaine, erreur des instruments), et notamment le fait que les ailerons ne sont pas en appui simple pur sur la fusée.

7.3 Expérience sur la fusée MC-1

Après avoir effectué notre expérience sur les ailerons, nous avons effectué l'analyse vibratoire de la fusée en CL libre-libre. Nous l'avons suspendue à des élastiques attachés au plafond dont la longueur sont très inférieure a celle de la fusée, afin qu'ils n'influent pas sur les résultats.



FIGURE 64 – Aileron suspendu avec maillage



FIGURE 65 – Fusée complète suspendu

7.3.1 Maillage de la fusée

Afin de faciliter la mise en place du maillage de la fusée, nous avons pris le maillage "naturel" de celle-ci sur le corps. En effet, le corps de la fusée ayant été conçu en carbone et ayant été enroulé, un maillage naturel est déjà présent sous la forme de triangle isocèles. Pour ce qui est des ailerons , nous avons gardé le même maillage que plus haut dans le rapport. Nous avons ainsi 36 noeuds pour le corps de la fusée et 9*4 noeuds pour les ailerons.



FIGURE 66 – Maillage naturel du corps de la fusée

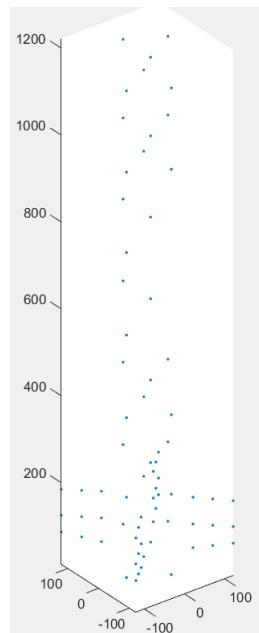


FIGURE 67 – Maillage et localisation des noeuds

7.3.2 Pratique du TP en CL libre-libre sur le corps de la fusée et résultats

Le code Matlab du TP disponible à Saint-Cyr ne peut prendre en charge que 25 noeuds au maximum, ainsi, nous avons divisé l'analyse de la fusée en 3 parties, une première partie sur le corps avec 25 noeuds, une autre toujours sur le corps avec 11 noeuds et enfin une analyse des ailerons 2 à 2 (soit 9×2 ailerons par fichier). Nous avons ainsi récupéré 4 fichiers de données. Nous avons ainsi trouvé pour le corps de la fusée (sans ailerons) la fonction de transfert suivante :

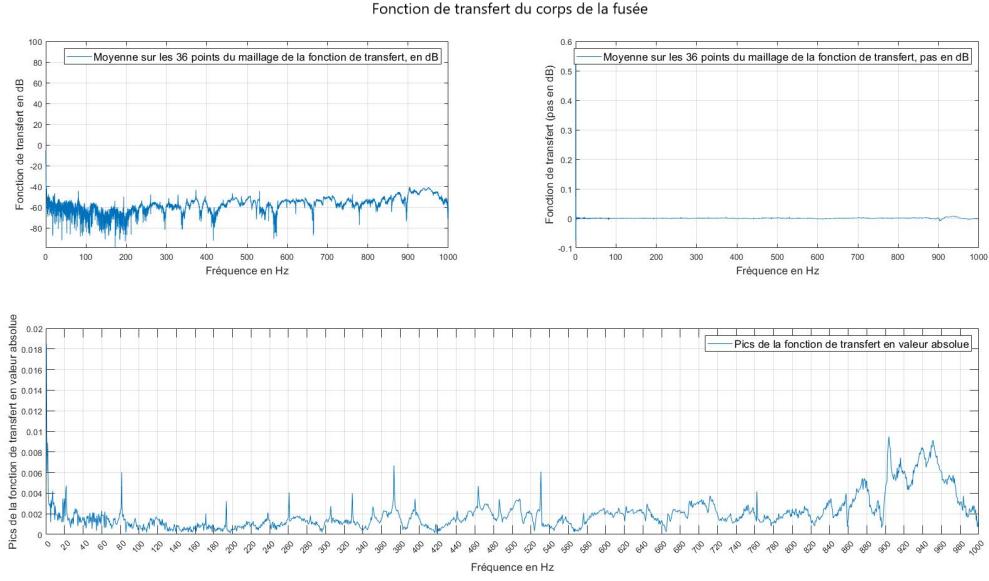


FIGURE 68 – Fonction de transfert du corps de la fusée

Malheureusement, nous n'avons pas pu trouver les modes propres de la fusée à cause de diverses difficultés rencontrées.

7.3.3 Pratique de l'expérience en CL libre-libre sur les ailerons et résultats

Nous avons réalisé le TP pour les 4 ailerons en condition limite libre-libre, toujours avec le même maillage utilisé avant et en respectant l'ordre des ailerons que l'on peut voir sur la figure 64.

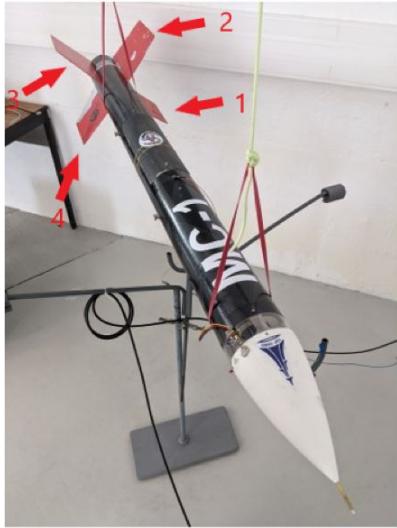


FIGURE 69 – Ordre des ailerons pour l'analyse vibratoire

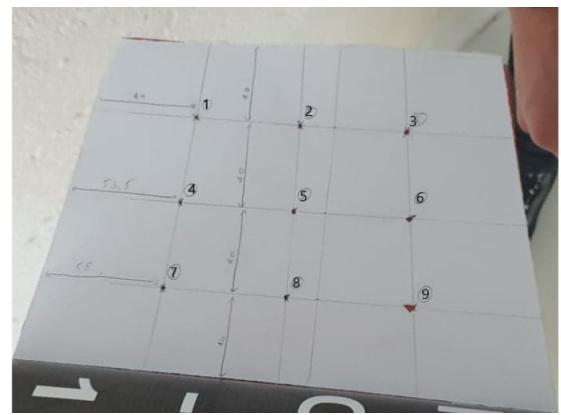


FIGURE 70 – Maillage, localisation et numérotation des noeuds

Pour les 4 ailerons, nous avons obtenu les résultats suivant :

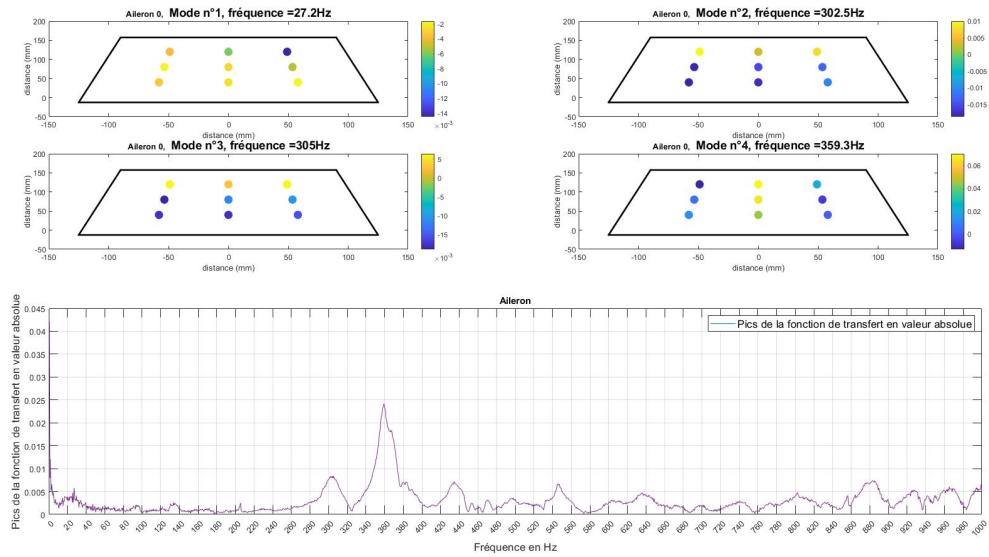


FIGURE 71 – Modes propres pour l'aileron 1

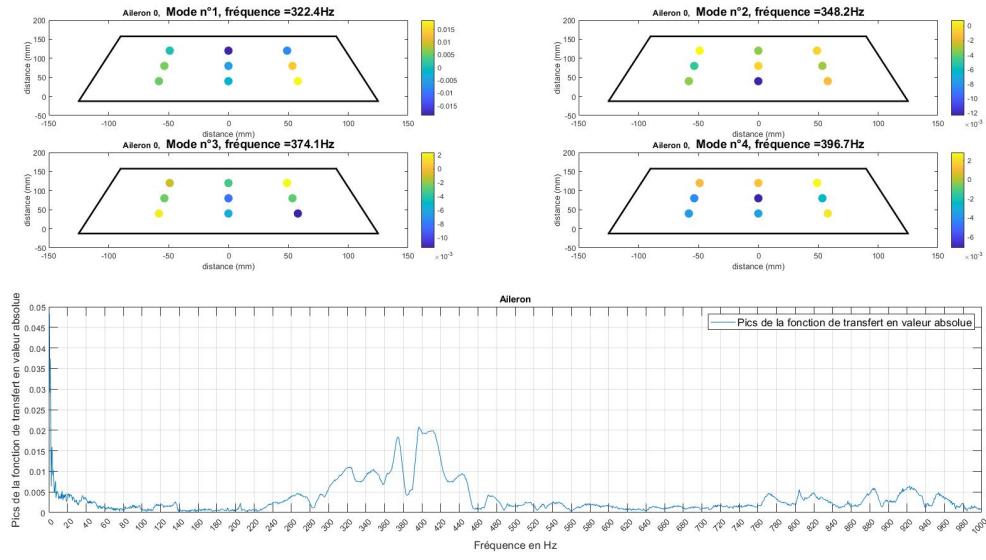


FIGURE 72 – Modes propres pour l'aileron 2

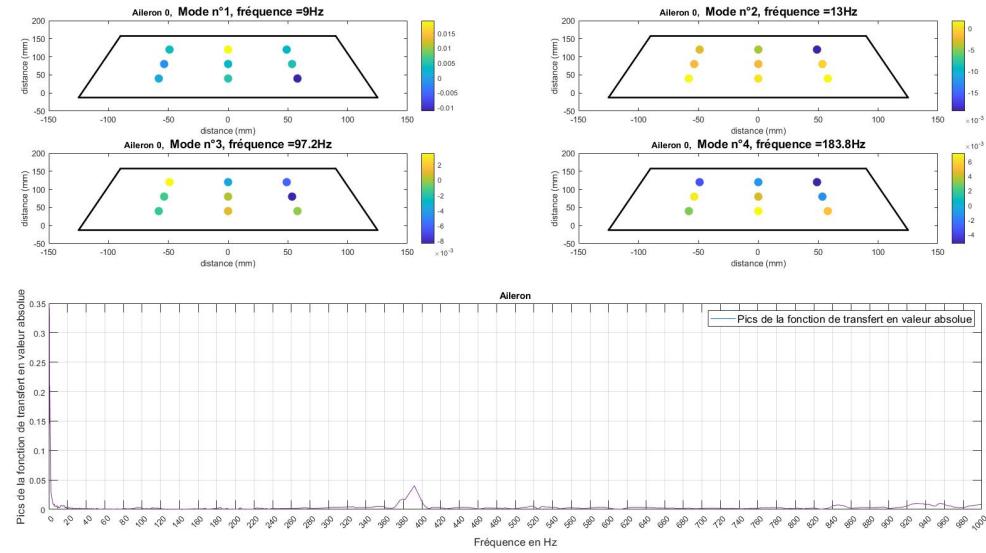


FIGURE 73 – Modes propres pour l'aileron 3

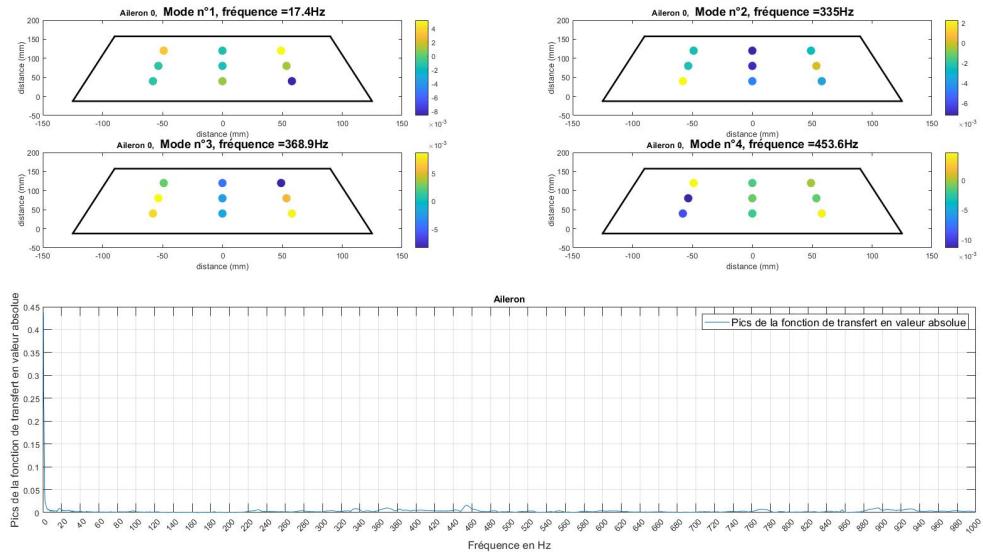


FIGURE 74 – Modes propres pour l’aileron 4

Pour les ailerons 1 et 2, on peut voir la présence de modes de torsion et de flexion voir les deux mélangés. Nous avons des fonctions de transfert assez explicites par rapport aux ailerons 3 et 4. Néanmoins, il faut rester assez critique, nous sommes sceptiques quand à l’exactitude des résultats trouvés, les déplacements ont des valeurs extrêmement petites, surtout quand on les compare aux résultats trouvés en CL encastrement. Nous pensons que les fonctions de transfert et les modes des ailerons 3 et 4 ne sont pas du tout réalistes, certainement du à des erreurs de manipulation. De plus, le nombre de noeuds définis était assez petit comparé à la taille de l’aileron.

8 Conclusion et Perspectives

En conclusion, durant ce stage, nous avons découvert et approfondi nos connaissances sur les études de vibration et également découvert de nouveaux logiciel permettant de faire ces études vibratoires et statiques. Nous avons effectué une analyse vibratoire numérique à l'aide d'ANSYS sur différentes structures cylindriques (allant d'un simple cylindre jusqu'au corps de la fusée sans ailerons) et nous avons obtenu de nombreux résultats. Nous avons également pu réaliser une étude vibratoire expérimentale sur le corps de la fusée et les ailerons en condition aux limites libre-libre et en encastrement pour un aileron simple. Nous avons comparé nos résultats expérimentaux de l'aileron en condition encastrement avec des analyses numériques sur ANSYS et notamment sur les modes, ou nous avons vu sur les 4 premiers modes de celui-ci, les incohérences et les difficultés rencontrées (notamment sur le fait que l'aileron n'était pas en condition d'encastrement pur). Nous avons également obtenu les 4 premiers modes propres pour les 4 ailerons de la fusée en condition aux limites libre-libre ainsi que la fonction de transfert pour le corps de la fusée. Pour les modes des ailerons, nous avons vu que certains n'étaient pas attendus.

Ce qui serait intéressant pour la suite serait d'essayer de trouver les premiers modes de torsion de la fusée à partir des données expérimentales trouvées et de les comparer à une analyse numérique sur ANSYS. Il serait intéressant de faire la même chose pour les ailerons en condition aux limites libre-libre, voir même de refaire l'expérience sur ceux-ci afin d'obtenir des résultats un peu plus cohérents, notamment pour les modes 3 et 4. Augmenter la densité du maillage dans les conditions expérimentales pourrait également nous aider à trouver des résultats plus précis et les comparer avec les résultats que l'on a déjà avec notre maillage actuel (9 noeuds pour les ailerons et 36 pour le corps de la fusée).

9 Compétences acquises et personnelles

Ce stage fut une expérience très enrichissante autant pédagogiquement que professionnellement et ce fut l'occasion de découvrir une partie du monde de la recherche.

En effet, de part les méthodes employées, nous avons pu avoir un aperçu du travail d'un chercheur. Également, nous avons appris beaucoup de nouvelles choses et notamment de nouvelles disciplines comme l'analyse vibratoire dont nous n'avions aucunes connaissances avant le stage, et comment organiser son travail à la manière d'un chercheur.

Ce fut également l'occasion de découvrir de nouveaux logiciels d'ingénierie et notamment ANSYS avec lequel nous nous sommes familiarisés assez rapidement à l'aide d'un MOOC suivi. Notre travail bibliographique nous a permis d'en apprendre plus sur le logiciel, notamment en ce qui concerne l'analyse vibratoire. Nous avons également pu utiliser l'un des laboratoires de l'université (sur le site de Saint-Cyr) afin de réaliser une expérience d'analyse vibratoire.

Pour finir, ce stage a été pour nous une nouvelle manière de voir le monde de la recherche et comment il s'organise, même si ce n'est qu'une fraction de celle-ci. Nous avons vu qu'il nous faut appréhender chaque résultats avec un esprit très critique et toujours bien être attentionné à la démarche utilisée. Nous avons aussi vu comment trouver une bibliographie par les outils à notre disposition mais également comment prendre en main les logiciels que nous avons validé.

Références

- [1] N. Praly, Bocquet B., and P. Serin. Cahier des charges : fusées expérimentales mono étage. 9 novembre 2017. http://www.planete-sciences.org/espace/IMG/pdf/cahier_des_charges_fusex_mono-etage_v3.1_-2.pdf.
- [2] N. Canet and M. F. Din Ackbarally. Etude des performances aérodynamiques d'une fusée expérimentale supersonique. Technical report, Institut Jean-Le-Rond d'Alembert, December 2019.
- [3] M. Fortuna, A. Klepka, K. Dziedziech, W. J. Staszewski, and T. Uhl. Time-Variant Modal Analysis of a CanSat Rocket. *International Conference on Noise and Vibration Engineering, Leuven, Belgium*, 2016.
- [4] A. Klepka and T. Uhl. Identification of modal parameters of non-stationary systems with the use of wavelet based adaptive filtering. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 47(1) :21–34, August 2014.
- [5] CTR-02 rapport de projet. Technical report, Club Centrale Lyon Cosmos, 2017. https://www.planete-sciences.org/espace/IMG/pdf/ctr-02_rapport_de_projet.pdf.
- [6] Projet frégate exploitation des résultats de vol. Technical report, Estaca Space Odyssey, 2018. <https://docplayer.fr/118853915-Projet-fregate-estaca-space-odyssey-exploitation-des-resultats-de-vol.html>.
- [7] E. C. Naumann and J. L. Sewall. An experimental and analytical vibration study of thin cylindrical shells with and without longitudinal stiffeners. Technical report, NASA Langley Research Center Hampton, VA, United States, 1968. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19680024266>.
- [8] M. Rieckmann, J. Codrington, and B. Cazzolato. Modelling the vibrational behaviour of composite archery arrows. *Proceedings of the Annual Conference on the Australian Acoustical Society (Acoustics 2011), Gold Coast, Australia*, January 2011.
- [9] H. Xiao, J. Pan, Z. Zhao, and J. Chen. Vibration analysis of a cylinder with slight diameter and thickness variations. *Journal of Vibroengineering*, 19(2) :844–863, 2017.
- [10] N. Canet, M.-L. Viollet, and E. Merle. Etude aéroélastique des ailerons : Projet Millenium Curie - 1, Rapport de projet L2 CMI Mécanique LU2ME202, 2019.
- [11] J. K. Sharma. Theoretical and Experimental Modal Analysis of Beam. *Engineering Vibration, Communication and Information Processing*, pages 177–186, 2019.
- [12] H. Li and Z. Ye. Effects of rotational motion on dynamic aeroelasticity of flexible spinning missile with large slenderness ratio. *Aerospace Science and Technology*, 94 :105384, November 2019.