

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

**MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA
RECHERCHE SCIENTIFIQUE**



UNIVERSITE DE BLIDA 01



MEMOIRE DE FIN D'ETUDES

Pour l'obtention du diplôme Master en Mécanique

Option : Fabrication mécanique et productique

THEME :

Travail expérimentale et simulation D'une aile d'avion

Réalisé par : SALEMKOUR MOHAMED EL AMINE

REBADJ OUSSAMA

- MR_MIMOUNI OUSSAMA
- DR_SALHI MAROUNE
- MR_LAKHDARI MAHFOUD

Encadreur
Co-Encadreur
Co-Encadreur

Remerciement

*Nous remercions avant tout, **Dieu** tout puissant qui nous a donné la volonté et le courage pour accomplir ce travail.*

Nous sommes sur le point de finir avec ces lignes pour dire merci et nous nous rendons compte qu'elles n'expriment pas tout à fait pleinement tous les mercis que nous voulons dire... En fin, voici quelques mots pour tous ceux qui ont contribué à la réalisation de ce travail.

*Nous tenons à exprimer en tout premier lieu notre gratitude et nos sincères remerciements à notre encadreur **MR_MIMOUNI OUSSAMA** et **DR_SALHI MAROUANE** et **MR_LAKHDARI MAHFOUD** pour avoir dirigé ce travail, pour les nombreuses discussions que nous avons eu, les bons conseils qu'il nous a attribués. Merci de nous avoir encadrés, soutenus et si bien orientés tout au long de ce travail.*

On ne manquerait jamais de dire un grand merci à tous les officiers de Centre de Recherche et Développement, et à tous les enseignants qui ont contribué à notre formation universitaire durant les 5 ans d'études.

Nous prions dieu, de leurs accorder longue vie et bonne santé.

Dédicaces

*En témoignage d'amour et de respect à tous ceux nous sont chers, nous
dédions ce modeste travail à :*

Nos grandes familles ;

Nos enseignants de tous les niveaux scolaires ;

*Ainsi qu'à tous ceux qui nous ont aidé, soutenu et conseillé tout au long des
épreuves qui ont donné lumière à ce travail, et plus particulièrement monsieur le
directeur du Centre de Recherche et Développement Mécanique Aéronautique. .*

Merci à tous

Résumé

Le travail consiste à étudier le concept principal de l'aérodynamique et les différentes forces qui influencent l'avion en vol ainsi que la réalisation d'une maquette d'aile-modèle Clark-Y à l'aide de matériaux composites. Notre attention sera principalement portée sur le problème de résonance dans ce contexte, sur l'obtention des fréquences propres et sur la visualisation de la déformation modale qui correspond à chaque fréquence. Nous ferons une analyse expérimentale avec les instruments de mesure (marteau d'impact) ainsi qu'une analyse numérique. Finalement nous discuterons des résultats obtenus dans le dernier chapitre.

Abstract

The work consists in studying the main concept of aerodynamics and the different forces that influence the aircraft in flight as well as the realization of a Clark-Y model wing using composite materials. Our attention will be mainly focused on the resonance problem in this context, on obtaining the natural frequencies and on visualizing the modal deformation corresponding to each frequency. We will make an experimental analysis with measuring instruments (impact hammer) as well as a numerical analysis. Finally, we will discuss the results obtained in the last chapter.

ملخص

هذا العمل يتمحور حول دراسة المفهوم الرئيسي للديناميكا الهوائية والقوى المختلفة التي تؤثر على الطائرة أثناء التحليق بالإضافة إلى تحقيق نموذج جناح كلارك Y باستخدام مواد مركبة. سينصب اهتمامنا بشكل أساسي على مشكلة الرنين في هذا السياق ، وعلى الحصول على الترددات الطبيعية وعلى تصور التشوه النمطي المقابل لكل تردد. سنقوم بإجراء تحليل تجريبي باستخدام أدوات القياس (مطرقة التأثير) وكذلك التحليل الرقمي في الأخير ، سنناقش النتائج التي تم الحصول عليها في الفصل الأخير.

TABLE DES MATIERES

TABLE DES MATIERES	V
LISTE DES FIGURES	IX
LISTE DES TABLEAUX	XII
Liste d'équation	XIII
INTRODUCTION GENERALE	1
CHAPITRE I : CONCEPT DE BASE	4
I.1. Introduction	4
I.2. L'aérodynamique	4
I.3. L'écoulement d'air	4
I.4. La résistance de l'air	5
I.4.1. Paramètre influençant sur la résistance de l'air.....	6
I.4.2. Expression de la résistance de l'air.....	7
I.5. Les différentes parties de l'avion	8
I.6. Profil	9
I.6.1. Profil d'aile	9
I.6.2. Vocabulaires du profil	10
I.6.3. Les types de profil selon la forme	10
I.6.4. Les types de profil selon l'écoulement.....	12
I.6.5. Les types de profil selon l'épaisseur.....	12
I.6.6. L'écoulement autour d'une aile	12
I.7. Répartition des pressions	13
I.7.2. Influence de l'angle d'incidence.....	13
I.8. Forces et moment agissant sur un avion	14
I.8.1. Forces du poids P.....	14
I.8.2. La portance.....	15
I.8.3. La traînée.....	15
I.9. Polaire d'une aile	16
I.9.1. L'expression de la traînée.....	16

I.9.2. L'expression de la portance.....	16
I.9.3. La polaire	17
I.10. Les moments.....	18
I.11. Théorie de l'analyse modale	19
I.11.2. L'Analyse Modale Expérimentale (l'AME):	20
I.11.2.1. Intérêts de l'AME :	20
I.11.2.2. Dispositif expérimental général de l'analyse modale :	21
I.11.2.3. Excitation :	21
I.11.2.4. Excitateur électrodynamique :	22
I.11.2.5. Marteau d'impact :	23
I.11.3. Mesure de la réponse vibratoire :	24
I.11.4. Modèle mathématique dynamique :	26
I.11.4.1. Les modèles analytiques :	26
I.11.4.2. Les modèles mathématiques expérimentaux :	27
I.11.5. Étude de quelques réponses complexes en fréquence :	27
I.11.6. Fonction de réponse en fréquence (FRF) :	28
I.11.7. Modèles à un seul degré de liberté (SDOF) :	29
I.11.8. Système à plusieurs degrés de liberté(MDOF) :	33
I.11.9. Définition de la déformée modale	35
I.12. Matériaux composite	36
I.12.1. Classification des matériaux composites.....	36
I.12.1.1. Composites à renforts de particules.....	36
I.12.1.2. Composites à renforts de paillettes.....	36
I.12.1.3. Composites à renforts de fibres :	37
I.12.1.4. Composites stratifiés	37
I.12.1.5. Composites à matrice polymérique.....	37
I.12.1.6. Composites à matrice métallique :	37
I.12.1.7. Composites à matrice céramique :	38
I.12.2. Classification des renforts	38
I.12.3. Fibre de verre	38
I.12.3.2. Fibre de carbone.....	39
I.12.4. Les matrices.....	40
I.12.4.1. Les résines de polyester et de vinylester	40
I.12.4.2. Polyesters insaturés.....	40
I.12.4.3. Les résines therm durcissables.....	41
I.12.4.4. Les résines thermoplastiques	41
I.12.4.5. L'interphase	42

I.12.5. Avantages et inconvénients des matériaux composites	42
I.12.5.1. Avantage des matériaux composites.....	42
I.12.5.2. Inconvénients des matériaux composites	42
I.13. Conclusion	43
CHAPITRE II : ETUDE EXPERIMENTALE ET SIMULATION	52
II.1. Introduction.....	52
II.2. Conception assisté par ordinateur	53
II.2.1. Conception de l'aile	53
II.2.2. Les étapes de conceptions	54
II.3. La réalisation de l'aile.....	56
II.3.1. Dispositif de découpe	57
II.3.2. La découpe	58
II.3.1. Renforcement de l'aile	59
II.4. Analyse expérimentale	60
II.4.1. Présentations du matériel	61
II.4.1.1. Marteau d'impact	61
II.4.1.2. Accéléromètre	63
II.4.2. Logiciels utilisés	65
II.4.2.1. PUMA.....	65
II.4.2.2. CATSMODALE	66
II.4.3. Étapes d'analyse modale expérimentale	67
II.5. Analyse numérique	74
II.5.1. Réalisation de la mise en données du problème	74
II.5.2. Module part.....	75
II.5.3. Module Property	75
II.5.4. Création de la section.....	76
II.5.5. Module Assembly	78
II.5.6. Module Load.....	80
II.5.7. Module Mesh	81
II.5.8. Module Job.....	82
II.5.9. Module Visualisation	84
II.6. Conclusion	84
CHAPITRE III : ANALYSE COMPARATIVE	86
III.1. Introduction.....	86

III.2. Présentation des résultats	86
III.2.1. Les modes propres expérimentalement	86
III.3. Les modes propres numériquement.....	88
III.4. Discussion	90
III.5. conclusion.....	90
<i>BIBLIOGRAPHIE</i>	<i>93</i>

LISTE DES FIGURES

<i>Figure I.1. Les différents modes d'écoulement d'air.....</i>	<i>5</i>
<i>Figure I.2. Schéma représentant la perturbation d'écoulement d'air sur plaque.</i>	<i>66</i>
<i>Figure I.3. Les différentes parties de l'avion.....</i>	<i>8</i>
<i>Figure I.4. Vue en coupe du l'aile « un profil ».</i>	<i>9</i>
<i>Figure I.5. Vocabulaire d'un profil.</i>	<i>10</i>
<i>Figure I.6. Couches limites laminaires et turbulentes d'un écoulement autour d'une aile.</i>	<i>13</i>
<i>Figure I.7. Décomposition d'une force de pression de l'aile.</i>	<i>13</i>
<i>Figure I.8. Influence de l'angle d'incidence.</i>	<i>14</i>
<i>Figure I.9. Coefficient de portance C_z en fonction de l'incidence.</i>	<i>15</i>
<i>Figure I.10. Coefficient de traînée C_x en fonction de l'incidence.</i>	<i>15</i>
<i>Figure I.12. Forces et moments du torseur aérodynamique</i>	<i>19</i>
<i>Figure I.13. Réduction d'une réponse dynamique d'une plaque à un ensemble de modes discrets.</i>	<i>20</i>
<i>Figure I.14. Montage typique d'analyse modale.....</i>	<i>21</i>
<i>Figure I.15. Excitateur Electro-dynamique.</i>	<i>22</i>
<i>Figure I.16. Signal harmonique</i>	<i>22</i>
<i>Figure I.17. Balayage en fréquence.....</i>	<i>22</i>
<i>Figure I.18. Vibration aléatoire.</i>	<i>2323</i>
<i>Figure I.19. Marteau d'impact.</i>	<i>2424</i>
<i>Figure I.20. Effet du choix de l'embout du marteau.....</i>	<i>24</i>
<i>Figure I.21. Un accéléromètre (piézoélectrique).</i>	<i>25</i>
<i>Figure I.22. Modèle analytique d'un système un (1) degré de liberté.</i>	<i>2626</i>
<i>Figure I.23. Modèle analytique d'un système à plusieurs degrés de liberté.</i>	<i>26</i>
<i>Figure I.24. Modèle expérimental d'un système 1 degré de liberté.</i>	<i>27</i>
<i>Figure I.25. Modèle expérimental d'un système à plusieurs degrés de liberté.</i>	<i>27</i>
<i>Figure I.26. Fonction de réponse en fréquence.</i>	<i>28</i>
<i>Figure I.27. L'obtention de la fonction de réponse en fréquence</i>	<i>29</i>
<i>Figure I.28. Fonction de réponse en fréquence.</i>	<i>29</i>
<i>Figure I.29. Modèle analytique</i>	<i>30</i>
<i>Figure I.30. Système à un seul degré de liberté (SDOF).....</i>	<i>31</i>
<i>Figure I.31. Modèle paramétrique spatial.....</i>	<i>31</i>
<i>Figure I.32. Modèle paramétrique modal.</i>	<i>32</i>
<i>Figure I.33. Système à plusieurs degrés de liberté</i>	<i>34</i>
<i>Figure I.34. La déformée modale d'ordre 2.</i>	<i>35</i>
<i>Figure I.35. Matériau composite</i>	<i>36</i>
<i>Figure I.36. Classification des matériaux composites.....</i>	<i>37</i>

Figure I.37. Classification des renforts	38
Figure II.1. Géométrie de profil Clark Y	52
Figure II.2. Importation du fichier des coordonnées.....	52
Figure II.3. La forme de l'aile dans SW.....	55
Figure II.4. La désignation des trous.	55
Figure II.5. Profil dans logiciel « devfoem ».....	56
Figure II.6. G-code de l'opération de la découpe de profil.	56
Figure II.7. Machine de découpage à fil chaud.....	57
Figure II.8. Fixation du bloc.	58
Figure II.9. Trajectoire du fil durant l'usinage	58
Figure II.10. Découpage de l'aile en deux parties pour le renforcement.....	59
Figure II.11. Matériaux/matériel utilisés.....	59
Figure II.12. Résine époxy / fibre de verre.	60
Figure II.13. Revêtement de l'aile	60
Figure II.14. Modèle d'un marteau d'impact.....	62
Figure II.15. Accéléromètre	64
Figure II.16. Puma interface	66
Figure II.17. CatsModale interface	67
Figure II.18. L'aile après la fixation	68
Figure II.19. Configuration des paramètres des marteaux et accéléromètre.....	69
Figure II.20. interface final après la configuration	70
Figure II.21. Importation des coordonnées	71
Figure II.22. Relier les points avec les lignes pour une meilleur visualisation.	72
Figure II.23. La forme finale de l'aile « prête pour la modélisation ».....	72
Figure II.24. Lissage des courbes.....	73
Figure II.25. Conception de l'aile	74
Figure II.26. Importation de fichier « CLARK Y.SAT ».....	7575
Figure II.27. Définition des propriétés « Mass-Density ».....	76
Figure II.28. La création des sections.	77
Figure II.29. Application de la section.	77
Figure II.30. Création de l'instance.....	78
Figure II.31. Step creation linear perturbation frequency	79
Figure II.32. Définir la fréquence maximal	79
Figure II.33. Create Boundary conditions.	80
Figure II.34. Définir la face d'encastrement.	81
Figure II.35. Paramètre de Maillage.....	81
Figure II.36. Maillage du modèle.....	82
Figure II.37. Création et lancement d'un calcul.....	83

<i>Figure II.38. Soumettre le calcul</i>	83
<i>Figure II.39. Fenêtre de visualisation pour les différents mode</i>	84
<i>Figure III.1. Présentation des fréquences</i>	86
<i>Figure III.2. Mode 1 (536.1 Hz)</i>	87
<i>Figure III.3. Mode 2 (807.18 Hz)</i>	87
<i>Figure III.4. Mode 3 (1009.33 Hz)</i>	87
<i>Figure III.5. Mode 1 (538.74 Hz)</i>	88
<i>Figure III.6. Mode 2 (934.22 Hz)</i>	88
<i>Figure III.7. Mode 3 (1078.9 Hz)</i>	89
<i>Figure III.8. Résultats des études expérimentales et numérique</i>	89

LISTE DES TABLEAUX

Tableau I.1. <i>Les types de profil selon la forme.</i>	11
Tableau I.2. <i>Différentes réponses complexes en fréquence.</i>	28
Tableau I.3. <i>Avantages et inconvénients de la fibre de verre</i>	39
Tableau I.4. <i>Avantages et inconvénients de la Fibre de carbone. [30]</i>	39
Tableau I.5. <i>Avantages et inconvénients de la résine polyesters insaturés</i>	41

Liste d'équation

$$R = K \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \quad (1)$$

$$P = mg \quad (2)$$

$$R_x = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_x \quad (3)$$

$$R_Z = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_Z \quad (4)$$

$$X(\omega) = H(\omega) \cdot F(\omega) \quad (5)$$

$$m\ddot{x}(t) + c\dot{x}(t) + kx(t) = f(t) \quad (6)$$

$$m\ddot{x}(t) + c\dot{x}(t) + kx(t) = f(t) \quad (7)$$

$$H(p) X(p) = F(p) \quad (8)$$

$$H(p) = mp^2 + cp + k \quad (9)$$

$$H(\omega) = \frac{R}{i\omega - p} + \frac{R^*}{i\omega - p^*} \quad (10)$$

$$d(p) = mp^2 + cp + k \quad (11)$$

$$p = -\sigma \pm i\omega d \quad (12)$$

$$H(\omega) = \frac{1}{k - m\omega^2} + ic\omega \quad (13)$$

$$M\ddot{x}(t) + C\dot{x}(t) + Kx(t) = f(t) \quad (14)$$

$$M = \begin{bmatrix} m_1 & 0 \\ 0 & m_2 \end{bmatrix}, K = \begin{bmatrix} k_1 + k_2 & -k_2 \\ -k_2 & k_2 \end{bmatrix}, C = \begin{bmatrix} c_1 + c_2 & -c_2 \\ -c_2 & c_2 \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$f(t) = \begin{pmatrix} f_1(t) \\ f_2(t) \end{pmatrix} \quad \text{et} \quad X(t) = \begin{pmatrix} x_1(t) \\ x_2(t) \end{pmatrix} \quad (16)$$

$$Z(p)X(p) = F(p) \quad (17)$$

$$Z(p) = Mp^2 + Cp + K \quad (18)$$

$$H(p) = [Mp^2 + Cp + K]^{-1} = \frac{N(p)}{d(p)} \quad (19)$$

$$H(p) = \sum_{m=1}^{Nm} \frac{Rm}{p-pm} + \frac{R*m}{p-p*m} \quad (20)$$

$$H(\omega d) \cong \frac{R}{\sigma} \quad (21)$$

Nomenclature

- a: Accélération [m/s²]
- B : Envergure [m]
- C : Longueur de la corde [cm]
- C_z : Coefficient de portance
- C_x : Coefficient de traînée
- D : Trainée aérodynamique [N]
- e : Epaisseur relative (maximale sur la profondeur du profil) [m]
- f : Finesse - g : Force de gravité. [N]
- h : Epaisseur maximale de l'intrados a l'extrados [m]
- m : Masse [Kg] - P₀ : Portance [N]
- p: Polaire - P_a : Pression d'arrêt. [Pa]
- P : Poids [N] - F_x : Force de traînée [N]
- F_z : Force de portance [N]
- S : Surface de la voilure [m²]
- T : Traînée [N] - T_i : Force d'inverseurs de poussées [N]
- V : Vitesse [m/s]
- V₀ : vitesse initiale de l'avion [m/s]
- V₁ : Vitesse de vol [m/s] [N]
- ρ : Masse volumique [kg/m³]
- ρ_a : Masse volumique de l'air à la température d'essai. [kg/m³]
- λ : Allongement [mm]
- μ: Viscosité dynamique [kg/m.s]
- ν: Viscosité cinématique [m²/s]
- μ : Coefficient de frottement
- α : Angle d'attaque
- A: Angle de calage
- φ: Angle de flèche
- ω : pulsation

INTRODUCTION GENERALE

INTRODUCTION GENERALE

Quand *Wilbur et Orville Wright* réussissent pour la première fois à faire décoller un avion en 1903, la construction aéronautique est encore une activité réservée aux aventuriers. La contribution limitée, mais spectaculaire, de l'aviation militaire pendant la première guerre mondiale a facilité le passage de l'aéronautique du stade artisanal à celui de la production en série. Les avions d'après la grande Guerre, ont permis aux exploitants d'entrer dans le domaine commercial, notamment la poste aérienne et le cargo express. Ils n'étaient pas pressurisés, étaient mal chauffés et incapables de voler au-dessus des nuages. Malgré ces inconvénients, le transport de passagers s'est accru, mais c'était encore un luxe réservé à une minorité. Pendant la seconde guerre mondiale, les progrès technologiques considérables et l'utilisation massive de la force aérienne ont favorisé le développement fulgurant des industries aérospatiales qui avaient survécu à la guerre aux États-Unis, au Royaume-Uni et en Union Soviétique. Depuis les missiles tactiques et stratégiques, les satellites de reconnaissance et de navigation et les aéronefs pilotés ont pris une importance toujours croissante.

A l'origine, la cellule était en bois et en toile, avant d'être faite de composants métalliques. Les alliages d'aluminium sont souvent utilisés pour leur résistance et leur faible poids. On fait largement appel également à des alliages de béryllium, de titane et de magnésium, en particulier pour les avions à hautes performances. Les nouveaux matériaux composites (réseaux de fibres entrelacées) sont des substituts solides et durables des composants métalliques. Par rapport aux métaux actuellement utilisés, ils ont une résistance générale égale ou supérieure, un poids réduit et une résistance accrue à la chaleur. De plus, dans le domaine de l'aviation militaire, ils permettent de réduire considérablement la signature radar de l'appareil. Les résines époxy sont les composites les plus utilisés dans l'aéronautique. On recourt aux résines polyimides lorsqu'une grande résistance à la chaleur est requise. D'autres résines sont également employées, telles que les résines phénoliques, les polyesters et les silicones.

Le premier chapitre traite des généralités sur les différentes notions de l'aérodynamique, contient aussi, une présentation générale sur les profil d'aile, ces différents types et ces caractéristiques. Une recherche dans le domaine de l'analyse modale expérimentale, le but de ce dernier avec toutes les méthodes d'analyse et le matériel nécessaire. Il est complété par une étude minimalisée sur les matériaux composites, et les éléments qui les constituent.

Dans le deuxième chapitre, on présente les différentes étapes de conception d'un profil d'aile à l'aide de programme de « SOLIDWORKS » et Les étapes de réalisation au moyen de la machine CNC de découpage par fil à chaud du polystyrène. Toutes les étapes de l'analyse expérimentale, avec une description de l'utilisation de chaque appareil, les deux logiciels utilisés (PUMA, CATSMODALE). Ce chapitre se termine par une étude d'analyse numérique au moyen d'un logiciels de simulation « ANSYS, ABAQUS ».

Le dernier chapitre est consacré à une étude comparative entre les résultats de travail expérimentale (les paramètres modaux) et les résultats de l'étude numérique.

Ce travail se termine par une conclusion générale qui résume les résultats principaux de comparaison, et décriée l'importance de cette étude dans le domaine aéronautique.

**CHAPITRE I :
CONCEPT DE BASE**

CHAPITRE I : CONCEPT DE BASE**I.1. Introduction**

Ce chapitre est consacré à l'étude générale des différentes notions de l'aérodynamique (écoulement d'air, écoulement autour d'un profil, résistance de l'air, les profils d'aile...), les types des profils avec ses caractéristiques géométriques, et bien aussi toutes les forces générées par ce dernier. On présente aussi une recherche sur l'analyse modale expérimentale, on commençant par le principe de l'étude, et terminer par les différentes étapes et méthodes pour avoir des meilleurs résultats. en fin, il sera complété par une description sommaire sur les matériaux composites.

I.2. L'aérodynamique

L'aérodynamique est l'étude des phénomènes qui se créent autour d'un mobile (aéronef) en déplacement dans l'air. Il convient donc, d'examiner en premier lieu le milieu dans lequel les aéronefs évoluent, puis de déterminer quels sont les critères applicables à ces aéronefs pour qu'ils aient la forme la plus appropriée au vol. [1]

I.3. L'écoulement d'air

Le vol de l'avion résulte des interactions qui se produisent entre des surfaces portantes (ailes) et la masse d'air, dans laquelle ces dernières se déplacent à grande vitesse. Pendant le vol, c'est l'avion qui se déplace dans l'air, mais un observateur placé dans l'avion, peut considérer qu'il voit l'aile immobile et que c'est l'air qui se déplace.

« Écoulement » est le terme générique définissant le déplacement de l'air. On appelle « filet d'air », une suite de particules d'air suivant la même trajectoire, formant ainsi un fil continu que l'on dessinera dans les schémas sous forme d'un trait fin. On distingue en général trois types d'écoulement classés les comportements de l'écoulement d'air :

- **L'écoulement laminaire** : les particules d'air suivent toutes des trajectoires rectilignes parallèles entre elles. On peut imaginer que l'air est constitué de lames superposées glissant parfaitement les unes sur les autres ;

- **L'écoulement turbulent** : Les particules d'air suivent des trajectoires quasiment parallèles entre elles, mais qui ne sont plus rectilignes, tout en se déplaçant globalement dans la même direction avec la même vitesse d'ensemble ;
- **L'écoulement tourbillonnaire** L'ensemble de l'écoulement est très désordonné et bien que globalement tout l'écoulement d'air se déplace dans la même direction, certaines particules peuvent remonter le courant et formes ainsi des tourbillons.

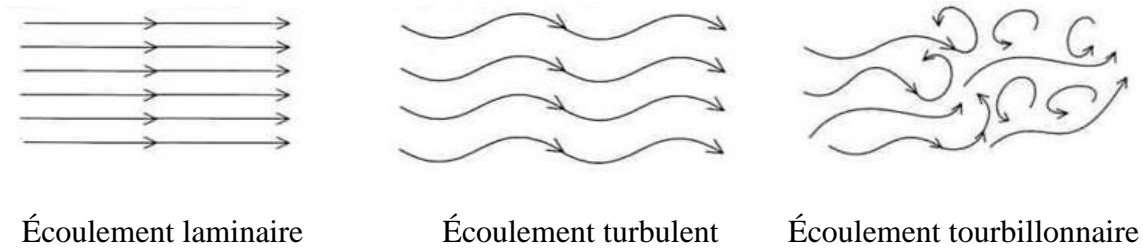


Figure I.1. Les différents modes d'écoulement d'air.

Au voisinage d'une surface solide, la vitesse de l'écoulement ralentit au fur et à mesure que, l'on s'approche pour finalement s'annuler au contact de celle-ci. Cette couche d'air freinée s'appelle la couche limite. Ce phénomène est causé par la viscosité de l'air : le mouvement des particules d'air est freiné par leur frottement les unes contre les autres et tout au long de la surface. [2]

1.4. La résistance de l'air

Prenons en main une plaque plane. En la tenant bien verticale, déplaçons-la horizontalement à une vitesse donnée dans de l'air calme : on ressent alors une certaine force qui tend à s'opposer au déplacement. Cette force est due à la résistance de l'air.

Pour la mettre en évidence, considérons une plaque plane perpendiculaire à un écoulement d'air laminaire se déplaçant à une vitesse constante et observons comment elle perturbe cet écoulement (schéma ci-contre).

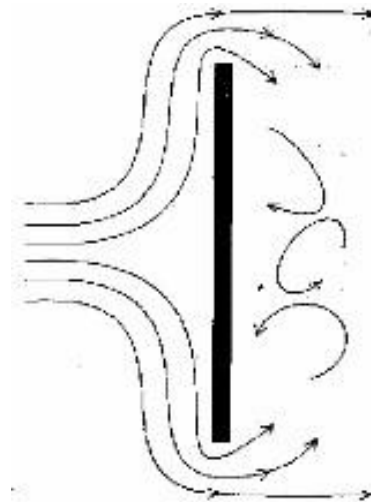


Figure I.2. Schéma représentant la perturbation d'écoulement d'air sur plaque.

À l'avant de la plaque, l'air va exercer une forte pression, tandis qu'à l'arrière se forme un « vide » relatif qui tend à aspirer la plaque et qui entraîne l'écoulement dans un régime tourbillonnaire sous l'effet de cette dépression.

Dans ces conditions, la plaque est soumise à une force horizontale, qui est la résistance de l'air. En installant un dynamomètre relié à la plaque, on peut étudier les différents facteurs qui la font varier. [3]

I.4.1. Paramètre influençant sur la résistance de l'air

- **Aire** Si on double l'aire de la plaque plane, la force mesurée par le dynamomètre double également. La résistance de l'air est donc proportionnelle à la surface de la plaque ;
- **Vitesse** En augmentant la vitesse de l'écoulement, la force exercée par l'air augmente elle aussi. Une série de mesures permettra de mettre en évidence que la résistance de l'air est proportionnelle au carré de la vitesse ;
- **Masse volumique** Si l'on monte en altitude, la densité de l'air diminue : on peut considérer qu'il y a moins de particules d'air dans un même volume, et si le nombre de particules d'air diminue, la résistance de l'air va diminuer aussi. On en déduit que la résistance de l'air est proportionnelle à la masse volumique de l'air ;
- **Forme du corps** Dans un premier temps, plaçons un disque plat perpendiculaire à l'écoulement : on a vu auparavant que l'écoulement avait de la difficulté à

Contourner l'obstacle, et qu'il se créait une forte pression à l'avant (amont) ainsi qu'une zone tourbillonnaire dépressionnaire à l'arrière (aval). On peut essayer de modifier la forme du corps pour faciliter la déviation des filets d'air : en complétant le disque par une demi-sphère face à l'écoulement, on constate que l'air contourne facilement l'avant de la demi-sphère, mais qu'à l'arrière subsiste toujours la zone tourbillonnaire. Si l'on complète cette demi-sphère pour former une sphère complète, la zone tourbillonnaire est fortement diminuée, mais n'est pas complètement résorbée. Pour réussir à combler cette zone tourbillonnaire en aval, on déforme légèrement la sphère pour obtenir un corps ayant sensiblement la forme d'un œuf. Les filets d'air se rejoignent à l'arrière sans présenter de tourbillons. On constate alors que la résistance de l'air est nettement plus faible que dans le cas du disque initial. Le corps obtenu est un corps fuselé dont la résistance aérodynamique est peu élevée ; environ huit fois moindre que celle du disque initial. [3]

I.4.2. Expression de la résistance de l'air

On a vu que la résistance de l'air est proportionnelle à la surface présentée perpendiculairement à l'écoulement, au carré de la vitesse de l'écoulement, à la masse volumique de l'air, et dépendait de la forme du corps. En conséquence, on peut l'écrire sous la forme.

$$R = K. \rho. V^2. S \quad (1)$$

La forme d'un aéronef sera soigneusement étudiée en vue de réduire au maximum la résistance de l'air. [3]

- R : résistance de l'air en N ;
- K : coefficient qui tient compte de la forme du corps et de son état de surface ;
- ρ : masse volumique de l'air en kg.m^{-3} ;
- V : vitesse en m.s^{-1} ;
- S : surface de la voilure m^2 .

I.5. Les différentes parties de l'avion

L'étude de l'aéronautique requiert une connaissance générale de la structure d'un avion. [4]

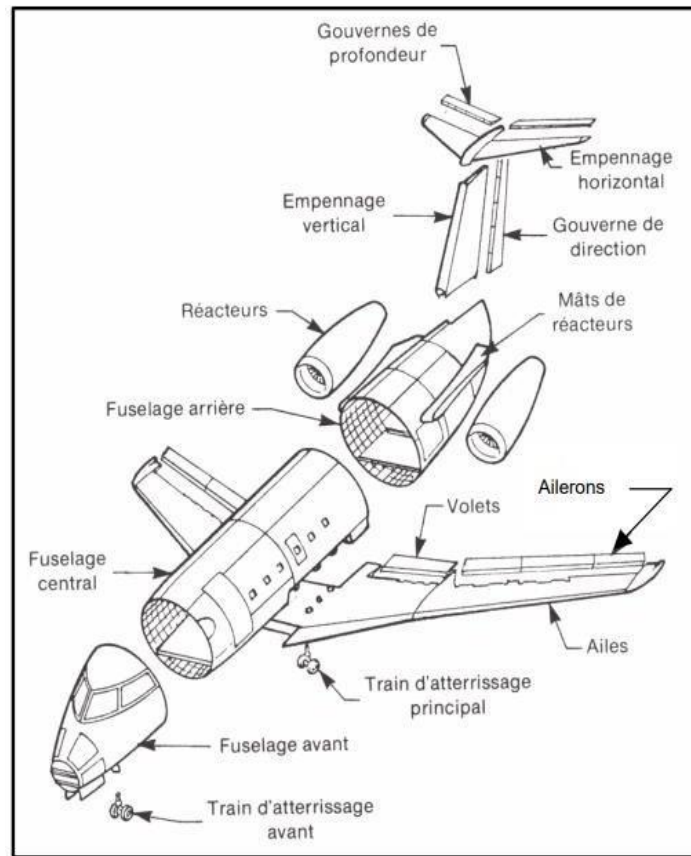


Figure I.3. Les différentes parties de l'avion.

L'avion est constitué des éléments majeurs suivants :

- Le fuselage avant ;
- Le fuselage central (une ou plusieurs parties selon la taille de l'appareil) ;
- Le fuselage arrière ;
- La pointe arrière du fuselage arrière ;
- Les ailes ;
- L'empennage vertical ;
- L'empennage horizontal ;
- Les moteurs et attaches de moteurs ;
- Les becs (hypersustentateurs), montés à l'avant des bords d'attaque des ailes ;
- Les volets ;
- Les ailerons ;
- La gouverne de direction (montée sur l'empennage vertical) ;
- Les gouvernes de profondeur (montées sur l'empennage horizontal) ;

- Les trains d'atterrissage avant et principal ;
- Les différents carénages ;
- Les portes (porte pour passagers, porte d'urgence, porte de visite, porte de La soute à bagages) ;
- Les aérofreins .

I.6. Profil

Le profil d'un élément aérodynamique est le contour de cet élément dans un fluide en mouvement relatif dans le cas d'une aile d'Avion d'une pale d'hélice ou d'un rotor ; le profil est le contour de la coupe transversale ou section qui est constante ou variable d'un bout à l'autre de l'élément. [5]

I.6.1. Profil d'aile

La conception et le choix d'un profil est l'un des aspects les plus importants dans la conception aéronautique on détermine la forme la taille de l'aile et les stabilisateurs, on peut dimensionner l'aéronef tout entier, l'étude aérodynamique des profils d'ailles se fait habituellement par le calcul (en 2D à allongement infini ou en 3D) et soufflerie avec un allongement fini. [6]

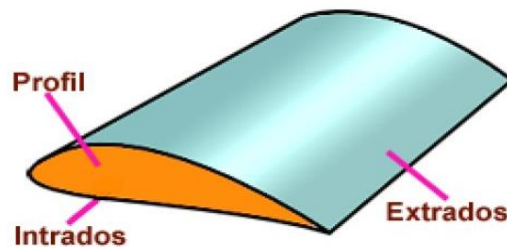


Figure I.4. Vue en coupe de l'aile « un profil ».

I.6.2. Vocabulaires du profil

Parmi les choses les plus importantes à connaître pour catégoriser les types de profil c'est les différents vocabulaires employés :

- **L'aile** possède un vocabulaire précis qui nous permet de comprendre son fonctionnement ;
- **Bord d'attaque BA** c'est la partie la plus avant du profil ;
- **Bord de fuite BF** c'est la partie la plus arrière du profil ;
- **Extrados** c'est la ligne joignant le bord d'attaque au bord de fuite par le dessus ;
- **Intrados** c'est la ligne joignant le bord d'attaque au bord de fuite par le dessous ;
- **Corde (du profil)** c'est le segment qui joint le bord d'attaque au bord de fuite ;
- **Incidence** c'est l'angle α que forme la corde avec le vent relatif (trajectoire) ;
- **Épaisseur (d'un profil)** c'est la distance maximale entre l'extrados et l'intrados ;
- **Corde moyenne ligne** équidistante entre l'extrados et l'intrados Épaisseur relative rapport (e/AB) donne en % il permet de construire des profils de tailles différentes avec les mêmes référence les coefficients C_X et C_Z dépendant en partie de l'épaisseur courbure de rapport f/AB , permet de déterminer si le profil est plus ou moins creux les coefficients C_x et C_z dépendant également de la cambrure.

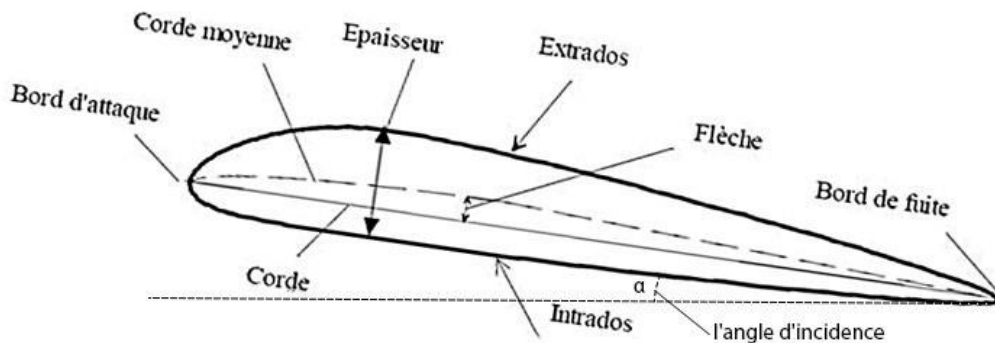


Figure I.5. Vocabulaire d'un profil.




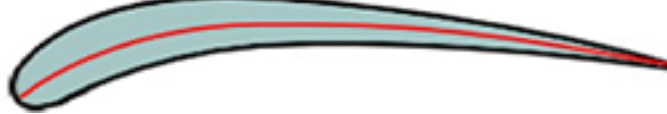
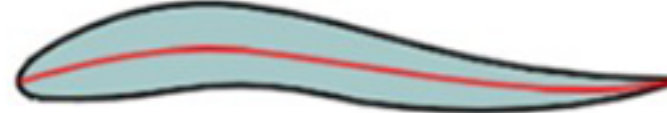
I.6.3. Les types de profil selon la forme

En peut classer les profils d'aile selon la forme :

- **Profil biconvexe symétrique** l'intrados et l'extrados convexe sont des lignes symétriques par rapport à la corde de référence, qui est rectiligne et confondue avec ligne moyenne ce qui donne une flèche et une courbure relative nulles ces profils sont utilisés pour les empennages verticaux et horizontaux et caractérisés par une portance nulle à incidence nulle ;

- **Profil biconvexe dissymétrique** la courbe de l'extrados est plus accentuée que celle de l'intrados, il est très employé pour les ailes ;
- **Profil plan convexe** l'extrados est convexe or l'intrados est plan ;
- **Plan creux** l'intrados est creux alors que l'extrados est convexe ces profilés sont très porteurs mais génèrent une trainée importante il est utilisé pour les aubes des turbines des compresseurs et les planeurs ;
- **Profil double courbures** la ligne moyenne coupe la corde de profil il est construit de deux profils creux, le dernier est inverse par rapport à l'autre contrairement aux autres profils qui nécessitent un empennage horizontal pour la stabilité longitudinal, la seconde courbure de la ligne moyenne confère à ces profils des qualités de stabilité d'où le qualificatif d'auto stable. [7]

Tableau I.1. Les types de profil selon la forme.

La géométrie des profils	Type de profil
	Profil biconvexe symétrique
	Profil biconvexe dissymétrique
	Profil plan convexe
	Plan creux
	Profil double courbure

I.6.4. Les types de profil selon l'écoulement

On peut classer les profils d'ailes selon l'écoulement

- **Profil subsonique** ses caractéristiques sont
 - Épaisseur relative de 12% à 18% de la corde ;
 - Bord d'attaque arrondi .
- **Profil transsonique** il est caractérisé par
 - Épaisseur relative moyenne ;
 - Bord d'attaque faible Rayon .
- **Profil Supersonique** ses caractéristiques sont
 - Épaisseur relative faible ;
 - Bord d'attaque pointu ;
 - Bord de fuite parfois tronqué.

I.6.5. Les types de profil selon l'épaisseur

On peut classer les profils d'aile selon l'épaisseur

- **Les profil mince** si $e/l < 6\%$ qui sont utilisés pour les grandes vitesses les profils semi épais si $6\% < e/l < 12\%$;
- **Les profil épais** si $e/l > 12\%$;
- **Les profils supersoniques Concorde** $e = 3\%$ à l'encastrement est 1,82% à l'extrémité. [8]

I.6.6. L'écoulement autour d'une aile

Des expériences faites en soufflerie ont permis de déterminer, de façon précise, les phénomènes de l'écoulement de l'air autour d'un profil, par la mesure des pressions et des vitesses. La couche limite joue un rôle important car elle conditionne directement la résistance de frottement de l'aile. Cette couche limite peut être laminaire ou turbulente. Dans la plupart des cas, elle commence par être laminaire sur la surface voisine du bord d'attaque puis devient turbulente à partir d'un point appelé point de transition. Ce point de transition n'a pas une position fixe, aussi existe-t-il, en réalité, une zone de transition dont les limites dépendent, en grande partie, de la turbulence de l'atmosphère. Sous certaines conditions, les filets fluides peuvent se séparer de la paroi et le phénomène du décollement apparaît. [9]

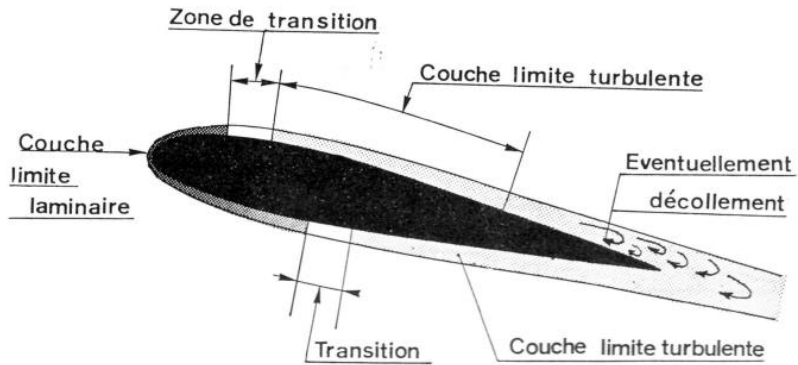


Figure I.6. Couches limites laminaires et turbulentes d'un écoulement autour d'une aile.

I.7. Répartition des pressions

Il existe toujours un écart entre pressions théoriques et réelles au voisinage du bord de fuite où l'épaisseur couche limite produit une modification du profil, transformant le contour fermé en un contour ouvert. Les répartitions de pressions mettent bien en évidence le mécanisme de la portance, en montrant l'évolution des zones de surpression et de dépression, quand l'angle d'attaque varie. On notera que pour un profil symétrique $CZ = 0$ ($\alpha = 0$) est réalisé par l'équilibre de deux zones de dépression; quand α croît, les dépressions se développent sur l'extrados et des surpressions prennent naissance sur l'intrados. Les dépressions diminuent lorsque le régime avec le décollement est établi. [10]

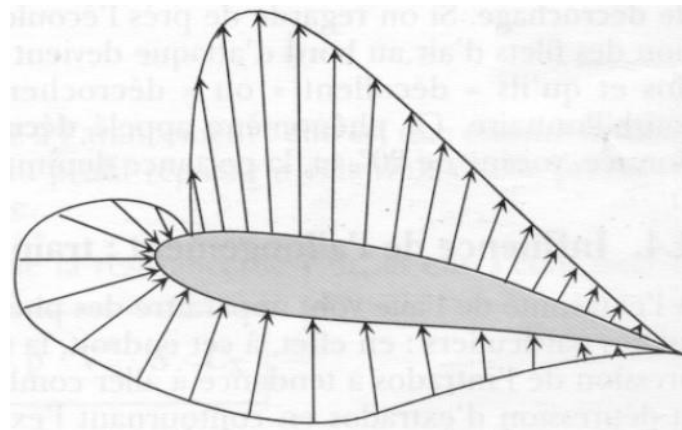


Figure I.7. Décomposition d'une force de pression de l'aile.

I.7.2. Influence de l'angle d'incidence

L'angle d'incidence est l'angle formé entre la corde du profil et le vent relatif. Il est noté α . Lorsqu'un corps se trouve dans un flux d'air, celui-ci "s'ouvre" devant pour le contourner de tous les côtés, et se "referme" derrière. L'endroit où le flux d'air "s'ouvre", et celui où le flux d'air se

"referme" s'appellent les lignes de séparation qui se trouvent juste devant les points d'arrêt. Au point d'arrêt lui-même, appelé également point de stagnation, la vitesse du flux est égale à zéro.

Lorsqu'un profil aérodynamique tel une aile se trouve dans un flux d'air avec un angle d'incidence approprié, il se crée une différence entre les sommes de vitesse des particules d'air s'écoulant le long de l'extrados et de l'intrados.

Cette différence appelée circulation est à l'origine de la portance aérodynamique. La somme des vitesses d'écoulements est plus grande sur l'extrados que sur l'intrados.

Une augmentation de l'incidence accroît la circulation donc la portance, jusqu'à la position où la dépression sur l'extrados diminue brutalement suite au décollement des filets d'air et l'aile "décroche". [11]

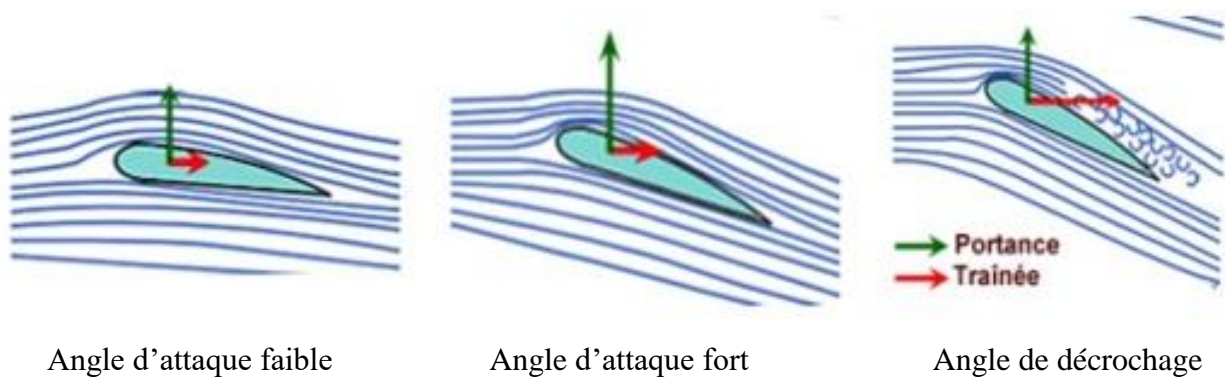


Figure I.8. Influence de l'angle d'incidence.

I.8. Forces et moment agissant sur un avion

Les forces et les moments ont une grande importance dans l'aéronautique, les efforts et les moments agissant sur un avion sont.

I.8.1. Forces du poids P

Tout objet possède un poids, la terre possède un champ de gravité selon la loi de Newton alors il existe une force extérieure appliquée sur cet objet, cette force a une composante suivant le champ de gravité (dirigée vers le centre de la terre) et une amplitude égale à :

$$P = mg \quad (2)$$

M= la mass

G= graviter

Par conséquent cette force agit verticalement sur l'Avion. [12]

I.8.2. La portance

La portance est définie comme étant la résultante des forces exercées par le fluide dans une direction normale à la vitesse de l'écoulement. Elle est la partie utile de la résultante. Dès que celle-ci est égale ou supérieure au poids de l'avion, celui-ci peut se maintenir en équilibre dans l'air. C'est cette composante de la résultante aérodynamique qui maintient l'avion en l'air, la portance est la combinaison d'une surpression (sur l'intrados) et d'une dépression (sur l'extrados) [13.14].

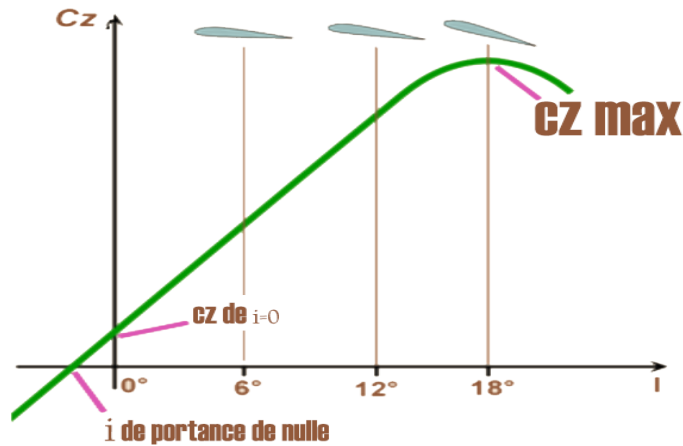


Figure I.9. Coefficient de portance C_z en fonction de l'incidence.

I.8.3. La traînée

La traînée par contre, est définie comme la résultante des forces exercées par le fluide dans la direction de la vitesse de l'écoulement. C'est la partie nuisible de cette résultante, il faut savoir que plus cette traînée sera faible, plus l'avion avancera facilement.

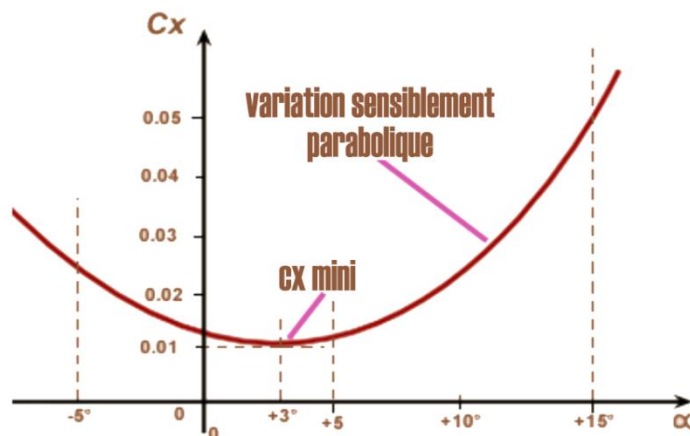


Figure I.10. Coefficient de traînée C_x en fonction de l'incidence.

I.9. Polaire d'une aile

Par définition, la polaire est la courbe reliant les points dont l'abscisse est le c_x et dont l'ordonnée est le c_z , pour l'ensemble des valeurs d'angle d'attaque (ou angle d'incidence).

I.9.1. L'expression de la traînée

Elle est proportionnelle aux mêmes paramètres que la résistance de l'air, et elles'écrit sous la forme.

$$R_x = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_x \quad (3)$$

- C_x : coefficient sans unité appelé **coefficient de traînée**.

En comparant cette relation avec celle de la résistance de l'air, on voit apparaître le coefficient $1/2$. Ce coefficient est introduit afin de mettre en évidence $1/2 \cdot \rho \cdot V^2$, qui correspond à la pression dynamique.

Le coefficient de traînée prend en compte les caractéristiques de l'aile (forme, épaisseur, envergure, etc.). Pour une aile donnée, la valeur du coefficient de traînée varie en fonction de l'angle d'attaque, tel qu'illustré sur la figure.

En vol, des dispositifs de contrôle permettent d'augmenter fortement la traînée : ce sont les aérofreins. [15]

I.9.2. L'expression de la portance

La portance est la composante verticale de la résultante aérodynamique. On l'exprime par la relation :

$$R_z = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_z \quad (4)$$

- C_z : coefficient sans unité appelé **coefficient portance**.
- R_z : la résultante

Des précédentes équations, on peut tirer quelques constats. D'abord, si la masse volumique de l'air circulant autour de l'aile varie, la portance et la traînée varient. En particulier, il n'y a pas de portance dans le vide ! Ensuite, si la vitesse de l'écoulement varie, la portance et la traînée varient comme l'énergie cinétique moyenne des molécules gazeuses, c'est-à-dire comme le carré de la vitesse. En particulier, il n'y a pas de portance à vitesse nulle.

Comme pour la traînée, le coefficient de portance c_z prend en compte les caractéristiques de l'aile (forme, épaisseur, envergure, etc.). Pour une aile donnée, la valeur du coefficient de portance varie en fonction de l'angle d'attaque.

Cette fois, on constate que le coefficient de portance augmente proportionnellement à l'angle d'attaque, jusqu'à ce que celui-ci atteigne l'angle de décrochage. À ce moment précis, le coefficient de portance chute brutalement (l'avion perd de l'altitude).

On peut considérer que le coefficient c_z traduit l'aptitude d'une surface portante à 'transformer en portance, les pressions exercées sur elle par les filets d'air qui la contournent, tandis que le coefficient c_x est le coefficient de 'défaut inévitable résiduel' de cette Transformation. Dans le cas d'un parachute, ce dernier traduit bien sûr une qualité plutôt qu'un défaut. [15]

Pour augmenter la portance pendant les phases de décollage et d'atterrissage, on utilise des dispositifs de contrôle appelés hypersustentateurs,

1.9.3. La polaire

Plaçons un profil d'aile en soufflerie où l'écoulement se déplace à vitesse constante, et faisons varier l'angle d'attaque. On mesure alors expérimentalement les valeurs de la traînée et de la portance pour chaque angle. On reporte ensuite sur un même graphique les valeurs du c_z (représentées sur L'axe des ordonnées) et les valeurs du c_x (représentées sur l'axe des abscisses) pour un ensemble de valeurs d'angle d'attaque.

Lorsque l'aile sera fixée à l'avion, vont s'ajouter des traînées supplémentaires dues au fuselage, aux empennages, aux moteurs, etc. La polaire de l'avion complet sera donc déduite de la polaire de l'aile. Évidemment, la conception de tous ces éléments sera effectuée de façon à réduire la traînée parasite. [15]

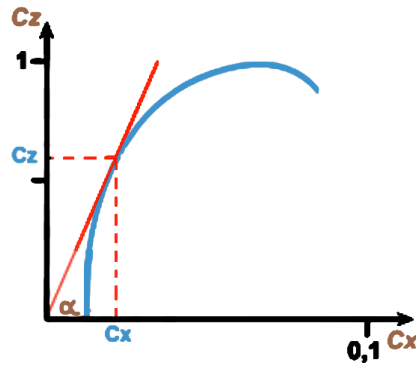


Figure I.11. Polaire d'une aile ;

I.10. Les moments

La stabilité est essentiellement définie comme la capacité d'un aéronef à revenir à l'état de vol stable initial après une petite perturbation. La stabilité permet aux aéronefs de corriger les conditions qui agissent sur lui, comme les turbulences ou les commandes de vol et de réduire au minimum la charge de travail du pilote. [16]

Les axes de l'aéronef sont des lignes imaginaires qui traversent l'aéronef :

- **axe longitudinal** s'étend du nez à la queue, à travers le fuselage
- **axe latéral** s'étend de l'extrémité d'une aile à l'extrémité de l'autre aile
- **axe vertical** passe par le centre du fuselage, du haut vers le bas

D'après ces axes on peut désigner les différents composants de du moment M

- M_x projection de M selon l'axe X_a moment de roulis
- M_z projection de M selon l'axe Z_a moments de lacet
- M_y projection de M selon l'axe Y_a moment de tangage

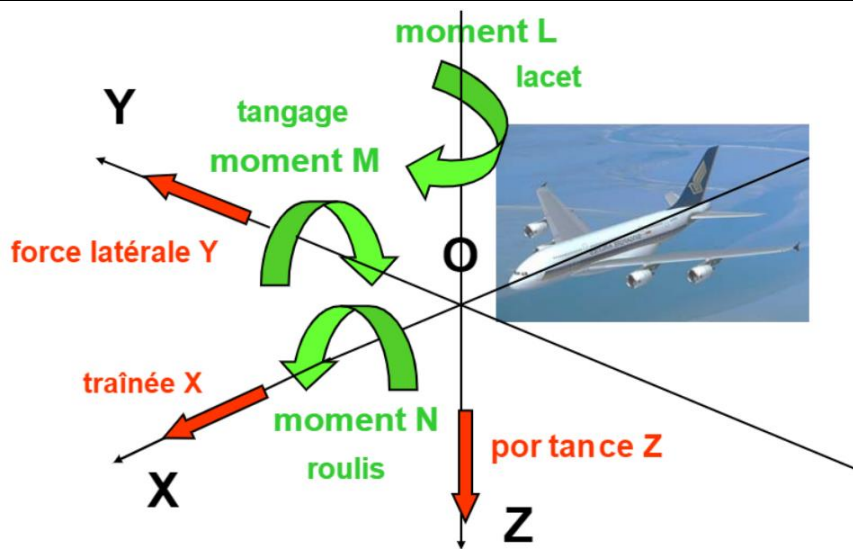


Figure I.12. Forces et moments du torseur aérodynamique

I.11. Théorie de l'analyse modale

La recherche constante de l'amélioration de la qualité dans tous les domaines où intervient la mécanique a conduit les concepteurs à utiliser l'analyse modale expérimentale comme un outil privilégié pour accéder à une meilleure connaissance du comportement dynamique des structures. C'est pourquoi ces techniques ont largement dépassé le cadre de l'aéronautique pour s'intéresser aux structures dans le domaine du transport (véhicules automobiles, ferroviaires, bateaux...), aux ouvrages de génie civil (ponts, tours aéro- réfrigérantes,) et plus généralement à tous les matériels susceptibles d'être soumis à une vibration sévère. Toute une méthodologie s'est ainsi développée en aval de l'analyse modale concernant par exemple la sous-structuration dynamique ou le recalage des modèles de calcul par éléments finis par rapport à la structure réelle.

En un mot, nous pourrions dire que l'analyse modale est un processus par lequel nous pouvons décrire une structure en termes de ses caractéristiques naturelles qui sont les paramètres modaux : la fréquence modale, l'amortissement et la déformée modale.

Et d'autre part, l'analyse modale est le procédé qui permet de définir tous les paramètres modaux suffisants pour formuler un modèle mathématique dynamique. L'analyse modale peut être faite par des techniques expérimentales ou analytiques.

Une propriété importante des modes de vibration est que toute réponse dynamique forcée ou libre d'une structure peut être réduite à un ensemble de modes discrets.[17]

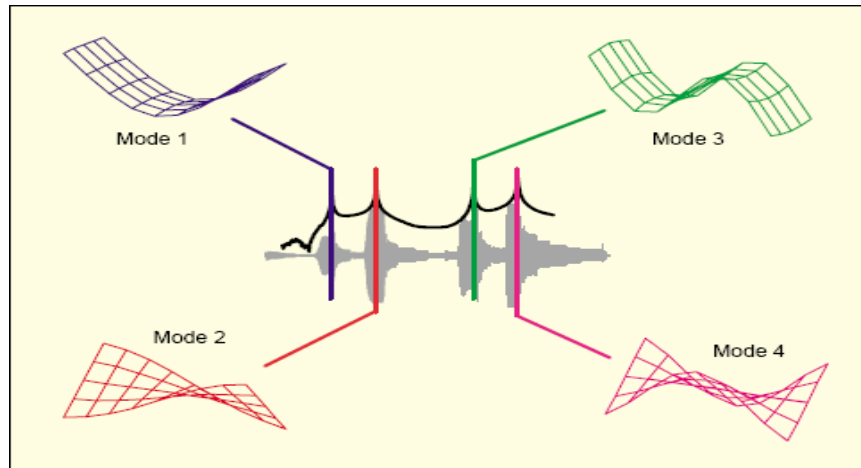


Figure I.13. Réduction d'une réponse dynamique d'une plaque à un ensemble de modes discrets.

I.11.2. L'Analyse Modale Expérimentale (l'AME):

Constitue aujourd'hui un outil de conception indispensable. Elle permet d'appréhender correctement le comportement dynamique d'une Structure (caractérisation dynamique d'une structure), d'en optimiser le prototype et d'aboutir ainsi à un produit final tout à fait performant. La connaissance des paramètres structuraux est essentielle à la résolution de plusieurs problèmes de vibration. La réalisation d'un essai d'analyse modale nécessite la mesure de la Fonction de Réponse en Fréquence (FRF) qui est le quotient de la réponse de la structure sur l'excitation de celle-ci en plusieurs endroits sur la structure.

I.11.2.1. Intérêts de l'AME :

L'Analyse Modale Expérimentale permet de réaliser plusieurs tâches essentielles en dynamique des structures. Dans le processus de conception de systèmes dynamiques et de structures vibrantes, on doit faire appel dans la modélisation (en utilisant la méthode des éléments finis par exemple) à des hypothèses de travail (conditions aux frontières, caractéristiques des matériaux, amortissement, etc.) alors que le prototype n'est même pas disponible. La plupart des calculs dynamiques débutent par la détermination analytique des paramètres modaux. Une fois le prototype fabriqué, il faudra par conséquent vérifier la validité de ces hypothèses, le moyen d'effectuer cette tâche est de réaliser une analyse modale expérimentale. L'analyse modale expérimentale permet la détermination des fréquences naturelles, des modes de déformation et des rapports d'amortissement. Sa détermination expérimentale devient par conséquent très importante et permet de vérifier la validité du modèle mathématique proposé. L'étape

expérimentale est nécessaire pour déterminer l'amortissement, puisqu'il n'existe pas de modèle analytique réel pour prédire sa valeur.

L'analyse modale expérimentale permet également de créer un modèle semi - analytique empirique à partir de données expérimentales et ainsi éviter des calculs pénibles lorsque le système est trop complexe. L'AME permet en outre de déterminer le nombre de degrés de liberté du modèle dans une gamme de fréquences d'intérêt.

Enfin, l'AME permet de vérifier l'intégrité structurale des structures dans un processus de surveillance (maintenance des rotors). [18]

I.11.2.2. Dispositif expérimental général de l'analyse modale :

La chaîne de mesure consiste en :

- Une source d'excitation (marteau d'impact ou vibreur) qui fournit une force mesurée et contrôlée à l'aide d'un capteur de force,
- Un capteur (accéléromètre, vibromètre) qui convertit un mouvement mécanique en signal électrique ;
- Des conditionneurs de signal (amplificateur de charge) et un analyseur FFT à 2 canaux minimum qui fournit l'information fréquentielle du signal. [17]

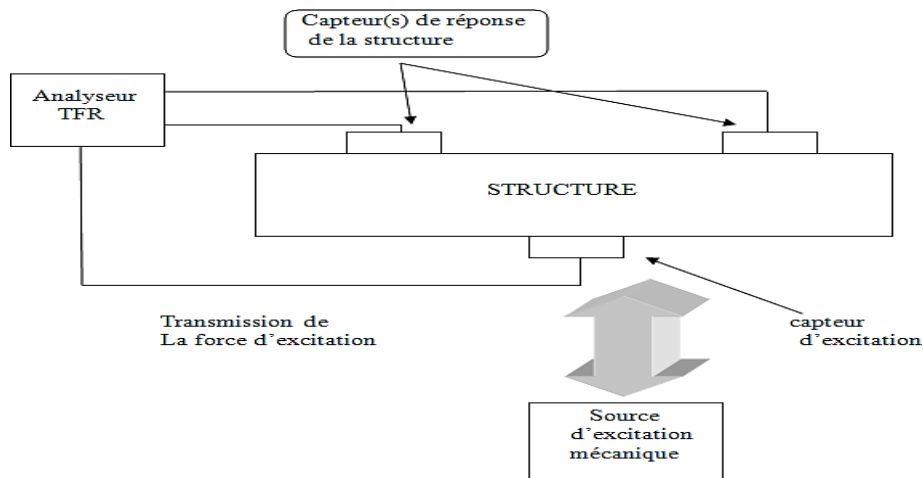


Figure I.14. Montage typique d'analyse modale.

I.11.2.3. Excitation :

L'excitation est assurée à l'aide de générateurs de vibrations. Un vibreur présente l'avantage de pouvoir entretenir l'énergie de perturbation, mais nécessite la conception d'une structure d'attache (fixation) qui peut fausser les résultats. En outre, un vibreur est souvent limité à des fréquences comprises entre 3 et 2000 Hz.

Les vibrateurs les plus couramment utilisés sont les suivants :

I.11.2.4. Excitateur électrodynamique :

Un excitateur électrodynamique est montré à la figure 1.14. La circulation d'un courant d'intensité I dans une bobine placée dans un champ magnétique crée une force proportionnelle à l'induction. Un excitateur électrodynamique est capable de générer des forces de l'ordre de 10 000 N dans une gamme de fréquences de 3 à 2000 Hz.



Figure I.15. Excitateur Électrodynamique.

À l'aide de ces excitateurs, la vibration peut être générée de multiples façons.

a) Excitation harmonique :

Le vibreur permet soit de générer des vibrations harmoniques (figure.I.15), soit d'effectuer des balayages en fréquence à l'aide de vibrations harmoniques (figure I.16)



Figure I.16. Signal harmonique

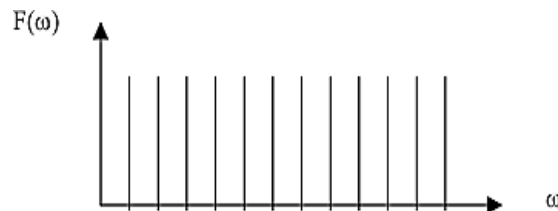


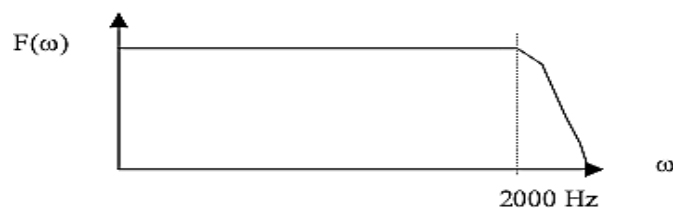
Figure I.17. Balayage en fréquence.

L'excitation sinusoïdale sera toujours celle qui donne le meilleur rapport signal/bruit dans le cas où le niveau de force requis est à la limite des possibilités du système d'excitation.

b) Excitation par une force aléatoire connue :

Le principe est le même que le précédent, à cette différence près qu'on ne fait pas varier progressivement la fréquence. La force appliquée est aléatoire. Son spectre contient une énergie dans une bande de fréquence, et la réponse obtenue dans cette bande sera la même que si on avait fait varier progressivement la fréquence.

L'avantage de cette méthode, c'est qu'on obtient rapidement une vision de tous les modes vibratoires de la structure. Toutefois, ce n'est pas la réponse de la structure qui est intéressante, mais la fonction de transfert. Il faut donc traiter les signaux de forces et de vibrations pour la calculer à chaque instant.[18]



c) Excitation par choc :

L'excitation par choc peut être assimilée à une excitation aléatoire, car le spectre d'une impulsion est plat et couvre une large gamme de fréquences. Un impact théorique de Dirac est une impulsion de durée nulle, d'amplitude infinie et excite toutes les fréquences. [18]

I.11.2.5. Marteau d'impact :

Un marteau d'impact est constitué d'une masse, d'un capteur de force, et d'un embout plus ou moins dur selon les fréquences que l'on veut exciter. Lorsqu'on utilise un marteau d'impact, la force (crête) d'impact est proportionnelle à la masse du marteau et à la vitesse d'impact. Un marteau d'impact (figure 1.19) a la particularité d'exciter une large gamme de fréquences. C'est un outil plus rapide et plus facile à mettre en œuvre que le vibreur, mais il peut manquer d'énergie de perturbation, selon sa grosseur, pour exciter convenablement une structure. La limite de ωc est baissée en augmentant la masse du marteau et elle est augmentée en augmentant la rigidité de l'embout du marteau. On pourra donc agir sur la forme du spectre (par exemple, en interposant entre le marteau et la structure en matériau élastique) pour adapter le type de choc aux fréquences que l'on recherche. [18]



Figure I.19. Marteau d'impact.

- **Effet de l'embout du marteau :**

La durée de l'impulsion est contrôlée par la masse et la rigidité du marteau et de son embout ainsi que de celle de la structure. Lorsqu'on frappe sur une structure rigide, la dureté de l'embout commande la forme du spectre et la gamme opérationnelle en fréquence (figure I.20). Plus l'embout du marteau sera dur, plus la gamme opérationnelle sera grande, mais moins la réponse sera sensible à la force. Plus l'embout du marteau sera mou, plus la gamme opérationnelle sera faible, mais plus la réponse sera sensible à la force.[18]

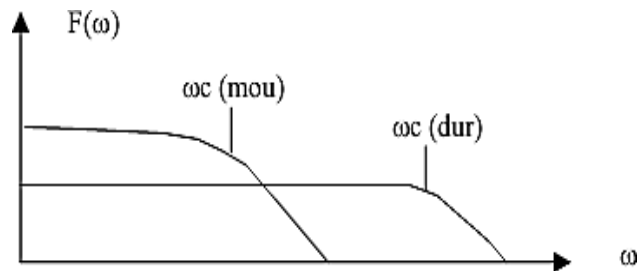


Figure I.20. Effet du choix de l'embout du marteau

I.11.3. Mesure de la réponse vibratoire :

Un accéléromètre est un capteur qui est fixé directement sur la structure dont on veut mesurer les vibrations. Comme il vibre avec la structure, il ne mesure pas le mouvement absolu $y(t)$ de la structure (tel que désiré), mais un mouvement relatif $z(t)$ qu'il faudra interpréter pour en extraire l'information sur le mouvement absolu. [19]

Pour mesurer la réponse vibratoire, on peut mesurer au choix le déplacement, la vitesse ou l'accélération. Le meilleur choix pour le capteur est l'accéléromètre piézoélectrique, pour les

raisons suivantes.

Il offre :

- Une bonne linéarité ;
- Un poids réduit (qui peut être inférieur à 1 gramme) ;
- Une grande gamme dynamique (160 dB) ;
- Une gamme de fréquences étendue (de 0,2 Hz à plus de 10 KHz pour une linéarité meilleure que 5 %) ;
- Une construction solide et une conception simple (certains types de capteur supportent des chocs supérieurs à 20 000 g) ;
- Une grande résistance à l'environnement ;
- Une faible sensibilité transversale ;
- Une méthode de montage simple.

Les paramètres de vitesse et de déplacement peuvent être obtenus en intégrant des signaux d'accélération dans l'amplificateur de charge ou en traitant les signaux sur l'analyseur.[20]

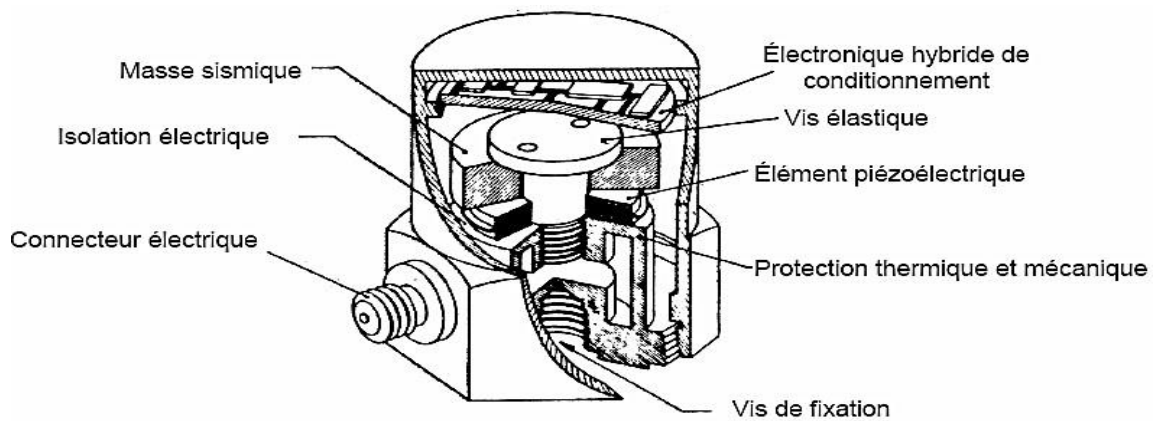


Figure I.21. Un accéléromètre (piézoélectrique).

I.11.4. Modèle mathématique dynamique :

Les modèles mathématiques sont nécessaires pour les raisons suivantes :

Comprendre et expliquer comment les structures se comportent sous l'influence des charges dynamiques ;

Utiliser la technique de réduction de données et les techniques de lissage des courbes (curve fitting) ;

Simuler ou prévoir la réponse produite par des forces extérieures ;

Simuler les changements de caractéristiques dynamiques, dus à des modifications de la structure.[20]

I.11.4.1. Les modèles analytiques :

Généralement ces modèles mathématiques sont utilisés pour simplifier l'étude d'un système mécanique complexe. À travers le remplacement de leurs composants par des simples éléments mécaniques (masse, ressort ...) et de traduire sa dynamique sous forme des équations différentielles faciles à résoudre. [20]

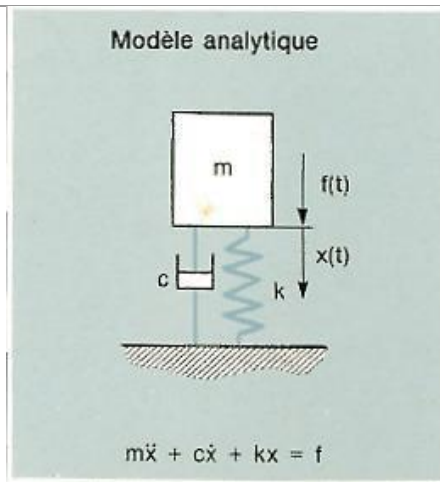


Figure I.22. **Modèle analytique d'un système un (1) degré de liberté.**

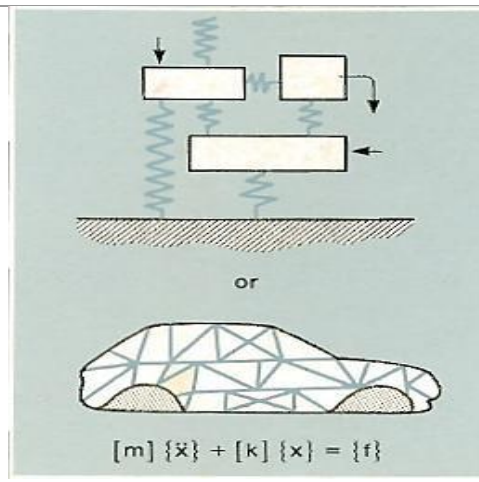


Figure I.23. **Modèle analytique d'un système à plusieurs degrés de liberté.**

I.11.4.2. Les modèles mathématiques expérimentaux :

Les modèles mathématiques expérimentaux peuvent être construits à partir de données modales, représentant le système dans les conditions de mesure. Ce modèle est souvent appelé « méthode d'analyse modale ».[20]

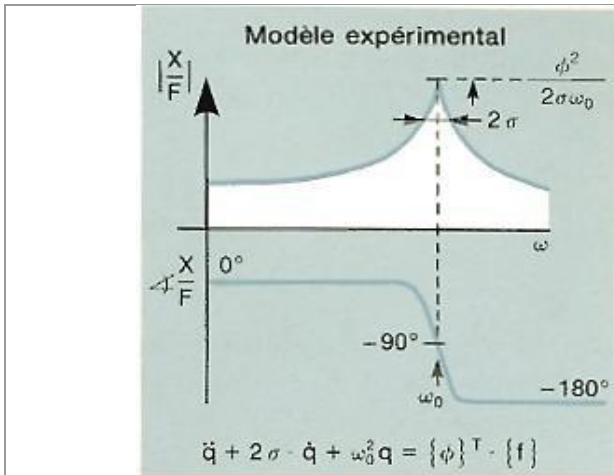


Figure I.24. Modèle expérimental d'un système 1 degré de liberté.

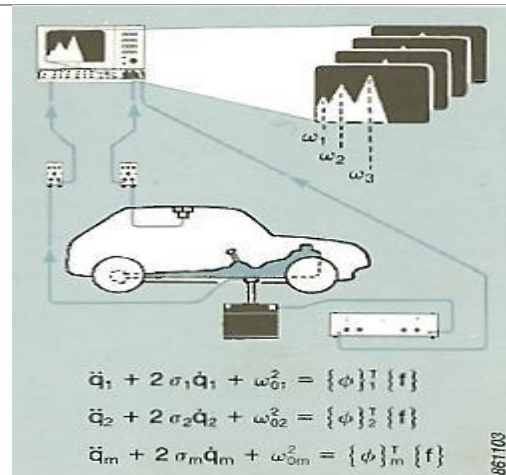


Figure I.25. Modèle expérimental d'un système à plusieurs degrés de liberté.

Les modes sont les propriétés inhérentes d'une structure, et sont déterminés par les propriétés matérielles (la masse, amortissement et rigidité) et les conditions de limites de la structure. Chaque mode est défini par une fréquence (modale ou résonnante) amortissement modal et une forme modale. Si les propriétés de matériau ou les conditions aux limites d'une structure changent, les modes changeront. Par exemple, si la masse est ajoutée à une structure, elle vibrera différemment. [20]

I.11.5. Étude de quelques réponses complexes en fréquence :

Pour caractériser un système mécanique linéaire, il est commode d'utiliser les réponses complexes en fréquence. Les principales sont indiquées dans le tableau ci-dessous, bien que les divers auteurs n'utilisent pas les mêmes dénominations ; il règne même une certaine anarchie dans la littérature.

Les plus fréquemment rencontrées sont l'impédance et son inverse la mobilité, la réceptance et l'inertance, car elles permettent d'obtenir aisément les caractéristiques dynamiques du système, en particulier les fréquences de résonance et d'antirésonance, le coefficient d'amortissement, etc. [21]

Tableau I.2. Différentes réponses complexes en fréquence.

	Dénomination	$H(\omega)$	Dénomination
	Module dynamique Refusance Rigidité	$\frac{\text{Force}}{\text{Déplacement}}$	Acceptance Compliance Réceptance Admittance
	Impédance mécanique	$\frac{\text{Force}}{\text{Vitesse}}$	Mobilité
	Masse apparente	$\frac{\text{Force}}{\text{Accélération}}$	Inertance

Dans notre étude expérimentale, nous allons nous intéresser à l'inertance.

I.11.6. **Fonction de réponse en fréquence (FRF) :**

Un modèle très efficace de système linéaire est un modèle du domaine fréquentiel qui exprime les spectres d'entrée, pondérés par une fonction de description du système.

$$X(\omega) = H(\omega).F(\omega) \tag{5}$$

Cette fonction $H(\omega)$ est appelée Fonction de Réponse en Fréquence (FRF), et elle est définie comme :

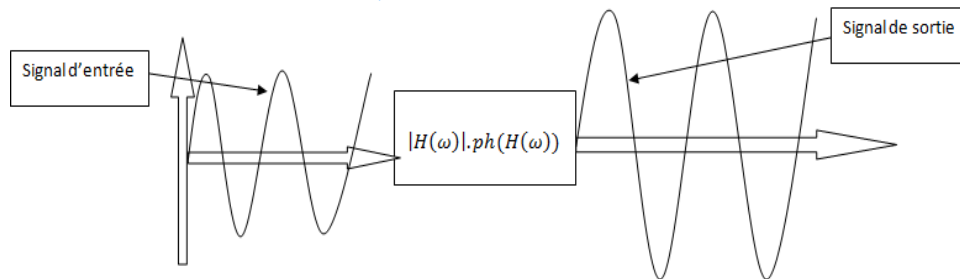


Figure I.26. Fonction de réponse en fréquence.

Elle représente le rapport complexe entre la sortie et l'entrée en fonction de la fréquence ω . $H(\omega)$ est un nombre complexe d'amplitude $|H(\omega)|$ et de phase $\varphi(\omega)$. [22]

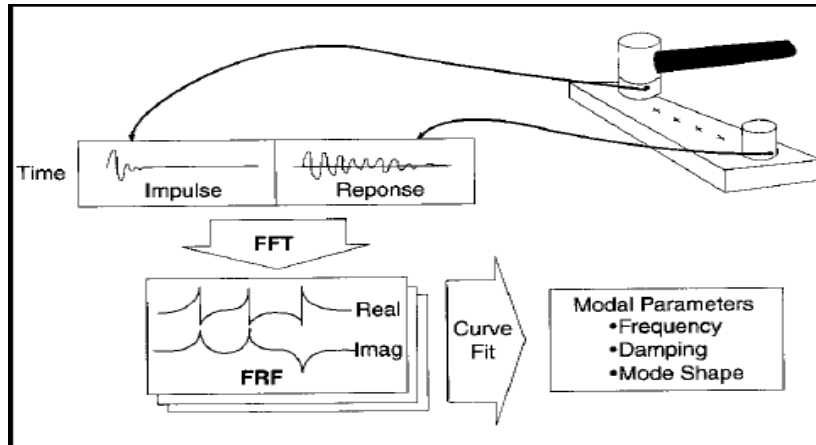


Figure I.27. L'obtention de la fonction de réponse en fréquence

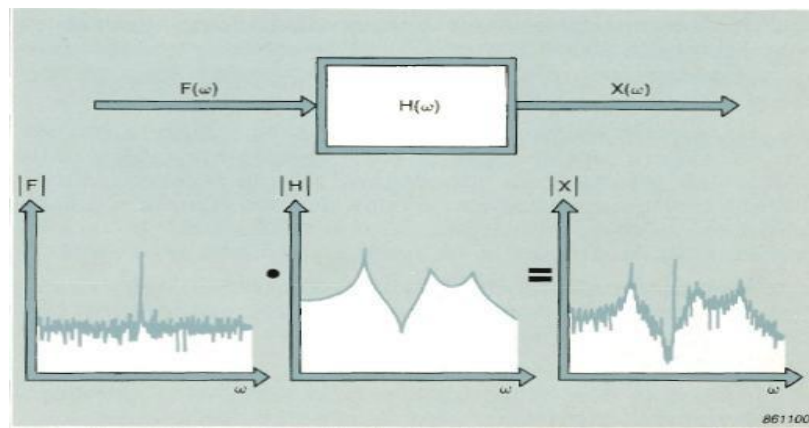


Figure I.28. Fonction de réponse en fréquence.

L'interprétation physique de la FRF est qu'une force d'entrée sinusoïdale, de même fréquence ω , produit un mouvement de sortie sinusoïdal de même fréquence. L'amplitude de sortie sera multipliée par $|H(\omega)|$, et la phase, entre la sortie et l'entrée, sera décalée de $\varphi(\omega)$. [23]

I.11.7. Modèles à un seul degré de liberté (SDOF) :

Un modèle analytique : Le modèle mathématique peut être construit dans le domaine physique. Il s'agit d'un système abstrait consistant en une masse ponctuelle (m), supportée par un ressort linéaire sans masse (k) et reliée à un amortisseur visqueux linéaire (c). La masse est contrainte à ne se déplacer que dans une seule direction (x).

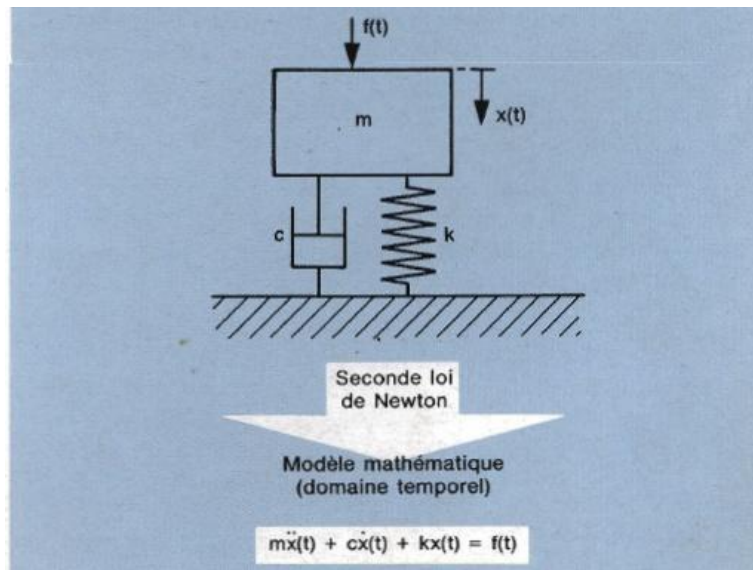


Figure I.29. Modèle analytique

Un modèle mathématique : dans le domaine temporel peut-être obtenu en appliquant la seconde loi de Newton au modèle analytique. En égalisant les forces internes (inertie, amortissement et élasticité) aux forces externes (excitation), nous obtenons le modèle :

$$m\ddot{x}(t) + c\dot{x}(t) + kx(t) = f(t) \tag{6}$$

Qui est une équation différentielle du second ordre. On peut obtenir dans le domaine fréquentiel un modèle qui est mathématiquement plus maniable.

Un système à un seul degré de liberté est décrit par l'équation suivante :

$$m\ddot{x}(t) + c\dot{x}(t) + kx(t) = f(t) \tag{7}$$

Avec m la masse, c le coefficient d'amortissement et k la rigidité. Cette équation signifie que la somme de toutes les forces agissant sur la masse m devrait être égale à zéro avec $f(t)$ par force extérieurement appliquée.

Avec $m\ddot{x}(t)$ la force d'inertie, $c\dot{x}(t)$ la force d'amortissement (viscosité) et $kx(t)$ la force de rigidité. la variable $x(t)$ représente la position de la masse m en respectant la condition d'équilibre, c.-à-d. la position de la masse ou $f(t)=0$. la transformation au domaine de Laplace donne :

$$H(p)X(p) = F(p) \tag{8}$$

Avec $H(p)$ la rigidité dynamique

$$H(p) = mp^2 + cp + k \tag{9}$$

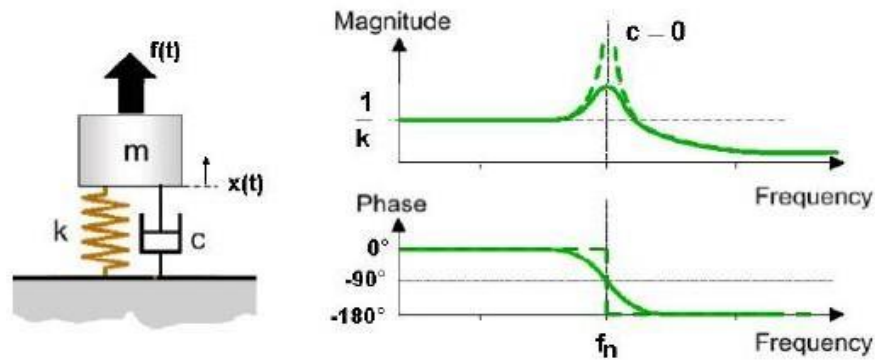


Figure I.30. Système à un seul degré de liberté (SDOF).

Un modèle paramétrique spatial : Peut-être construit dans le domaine fréquentiel pour décrire la fonction de réponse en fréquence $H(\omega)$ en termes de masse, rigidité de ressort et coefficient d'amortissement. Voyons quel est le comportement de ce modèle sous excitation sinusoïdale, et examinons les variations d'amplitude $|H(\omega)|$ et de phase $\varphi(\omega)$ quand la fréquence augmente.

La déformée statique dépend uniquement de la raideur. Aux basses fréquences, la réponse est dominée par le ressort et est en phase avec l'excitation. Quand la fréquence augmente, la force d'inertie a une influence croissante. A la fréquence propre non amortie $\omega_0 = \sqrt{k/m}$, les termes de masse et de ressort se compensent mutuellement, la réponse ne dépend que de l'amortissement, et la compliance reste élevée. En fait, si l'amortissement était nul, la compliance serait infinie. à ω_0 , la réponse est retardée de 90° par rapport à l'excitation. Aux fréquences supérieures à ω_0 , le terme masse devient prépondérant, le système commence à agir comme une simple masse, la compliance diminue et la réponse suit l'excitation avec un retard de 180°. [24]

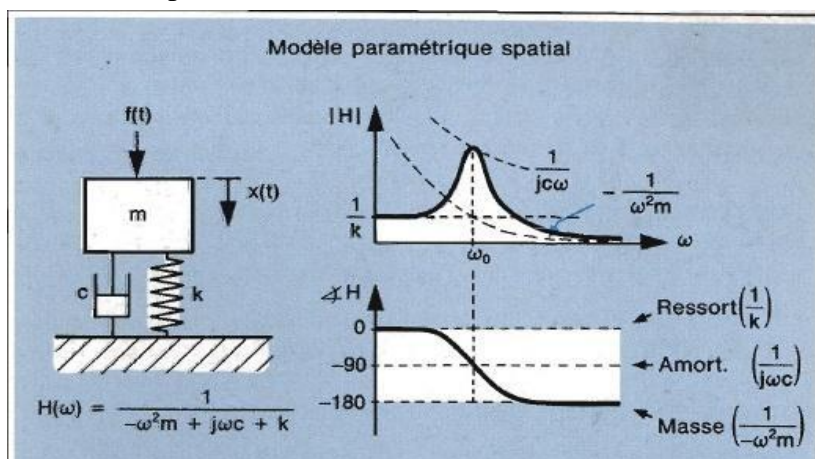


Figure I.31. Modèle paramétrique spatial.

Le modèle paramétrique modal : Il est représenté sur le dessin ci-dessous. Il est construit à l'aide de deux paramètres issus des mesures de réponse en fréquence.

$H(\omega)$ est définie en termes d'emplacement du pôle (p) et du résidu(R) et de leur complexe conjugué (p^* et R^*). L'emplacement du, pôle et du résidu sont eux-mêmes exprimés en fonction des paramètres spatiaux

$$H(\omega) = \frac{R}{i\omega - p} + \frac{R^*}{i\omega - p^*} \tag{10}$$

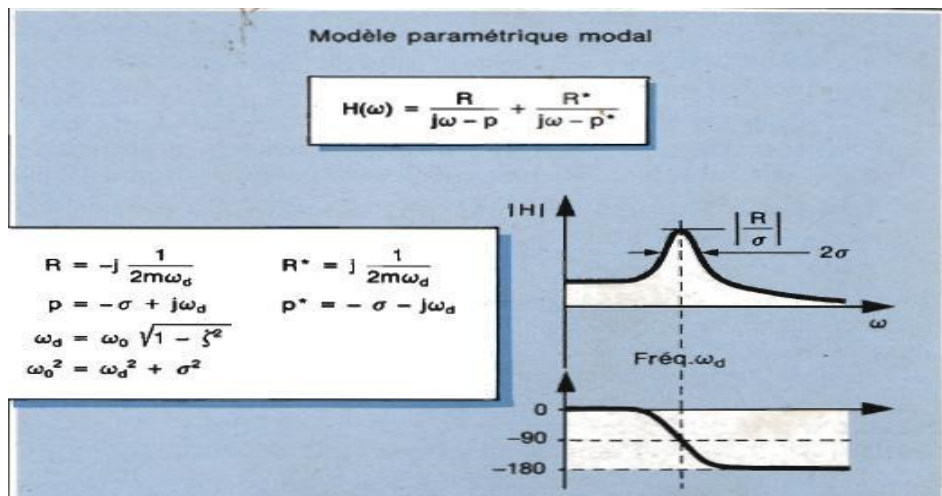


Figure I.32. Modèle paramétrique modal.

Les racines du dénominateur de la fonction de transfert, c.-à-d.

$$d(p) = mp^2 + cp + k \tag{11}$$

Sont les pôles du système. En dynamique des structures, le coefficient d'amortissement c est pratiquement complexe conjugués. Très petit ayant pour résultat deux paires pôles

$$p = -\sigma \pm i\omega_d \tag{12}$$

Avec $f_d = \omega_d/2\pi$ la fréquence propre d'amortissement.

$f_n = \omega_n/2\pi$ La fréquence propre du système avec $\omega_n = \sqrt{k/m} = |p|$

$\xi = c/2m\omega = \sigma/|p|$ le coefficient d'amortissement ($f_d = f_n\sqrt{1 - \xi^2}$).

Si le système n'est pas amorti les pôles deviennent purement imaginaires : $p = \pm i\omega_n$.

La fonction de réponse en fréquence (FRF) notée par $H(\omega)$, est obtenue par le remplacement de la variable de Laplace par $i\omega$, on trouve :

$$H(\omega) = \frac{1}{k - m\omega^2} + ic\omega \quad (13)$$

C'est clair que si $c=0$, $H(\omega)$ tend vers l'infini pour $\omega \rightarrow \omega_n = \sqrt{k/m}$.

- Définition du pôle : est un nombre complexe. La valeur numérique de sa partie réelle (σ) est la pente de décroissance des oscillations amorties. Celle-ci est représentée sur la réponse impulsionnelle dans le domaine temporel. Dans le domaine fréquentiel, σ représente la moitié de la largeur de bande à -3 dB du pic de réponse en fréquence. La partie imaginaire de l'emplacement du pôle est la fréquence modale, la fréquence amortie propre (ω_d) pour une oscillation en décroissance libre. [21]
- Définition du résidu : le résidu d'un système SDOF est un nombre imaginaire qui exprime l'importance du mode. On peut obtenir l'emplacement du pôle et le résidu à partir de mesures faites sur la réponse en fréquence affichée. Le modèle paramétrique modal nous donne alors la relation entre les modèles analytiques et les mesures expérimentales.

Bien que, très peu de structures pratiques pourraient normalement être modélisées par un système à un seul degré de liberté (SDOF), les propriétés d'un tel système sont importantes parce que sont moins complexes que le système à plusieurs degrés de liberté (MDOF) peut toujours être représenté comme superposition linéaire d'un certain nombre de caractéristiques de SDOF (quand le système est linéaire temps-invariant). [21]

I.11.8. Système à plusieurs degrés de liberté (MDOF) :

Les systèmes à plusieurs degrés de liberté sont décrits par l'équation suivante :

$$M\ddot{x}(t) + C\dot{x}(t) + Kx(t) = f(t) \quad (14)$$

Dans la figure suivante, toutes les matrices sont définies à partir d'un système à 2 degrés de liberté selon l'axe x vertical.

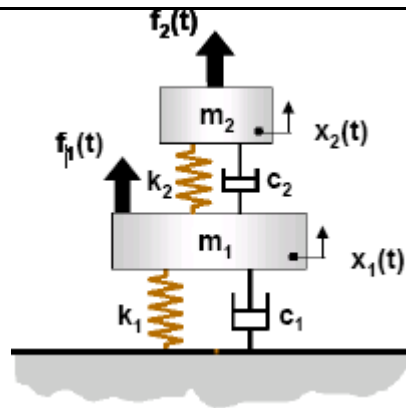


Figure I.33. Système à plusieurs degrés de liberté

$$M = \begin{bmatrix} m_1 & 0 \\ 0 & m_2 \end{bmatrix}, K = \begin{bmatrix} k_1 + k_2 & -k_2 \\ -k_2 & k_2 \end{bmatrix}, C = \begin{bmatrix} c_1 + c_2 & -c_2 \\ -c_2 & c_2 \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$f(t) = \begin{pmatrix} f_1(t) \\ f_2(t) \end{pmatrix} \quad \text{et} \quad X(t) = \begin{pmatrix} x_1(t) \\ x_2(t) \end{pmatrix} \quad (16)$$

La transformation dans le domaine de Laplace donne :

$$Z(p)X(p) = F(p) \quad (17)$$

Avec $Z(p)$ la matrice de la rigidité dynamique

$$Z(p) = Mp^2 + Cp + K \quad (18)$$

La matrice de fonction de transfert $H(p)$ entre le déplacement et les vecteurs de force, $X(p) = H(p)F(p)$ égale l'inverse de la matrice dynamique de rigidité.

$$H(p) = [Mp^2 + Cp + K]^{-1} = \frac{N(p)}{d(p)} \quad (19)$$

La fonction de transfert peut être écrite sous une forme de pôles et résidu. Ainsi appeler le modèle modal. [21]

$$H(p) = \sum_{m=1}^{Nm} \frac{Rm}{p-pm} + \frac{R^*m}{p-p^*m} \quad (20)$$

➤ **La localisation des pôles et résidu :**

- **L'emplacement des pôles :** La partie réelle de l'emplacement des pôles est la vitesse à laquelle les vibrations libres disparaissent (liée à l'amortissement modal), et la partie imaginaire est la fréquence à laquelle le système oscille en décroissance libre (fréquence modale). Cette information est gardée sous forme de la fréquence centrale et de la demi-largeur de bande (à -3

dB) de la résonance. L'emplacement du pôle décrit l'allure des courbes d'amplitude et de phase de la réponse en fréquence. Il donne une mesure qualitative des propriétés dynamiques.

- **Le résidu** : est un concept mathématique qui n'a pas d'interprétation directe en termes physiques. Il donne l'échelle absolue de la réponse en fréquence et par conséquent le niveau de la courbe d'amplitude. Le résidu est parfois appelé le degré du pôle, mais l'amplitude du mode n'est pas donnée par le résidu seul. Elle est le rapport du résidu à la vitesse de décroissance: [21]

$$H(\omega d) \cong \frac{R}{\sigma} \tag{21}$$

I.11.9. Définition de la déformée modale

Une déformée propre est (voir l'exemple ci-dessous) une allure de déformation associée à une fréquence modale particulière - ou emplacement des pôles. Elle n'est ni ne concrète ni facile à observer. C'est un paramètre mathématique abstrait qui définit une allure de déformation comme si ce mode existait isolément de tous les autres dans la structure.

Le déplacement physique réel en tout point est toujours une combinaison de toutes les déformées propres de la structure. Avec une excitation harmonique proche de la fréquence modale, 95% du déplacement peut être dû à cette déformée particulière, tandis que l'excitation aléatoire tend à produire un "mélange" arbitraire de toutes les déformées.

Toutefois, une déformée propre est une propriété dynamique inhérente d'une structure en vibrations "libres" (lorsqu'aucune force externe n'est active). Elle représente les déplacements relatifs de toutes les parties de la structure pour ce mode particulier. [21]

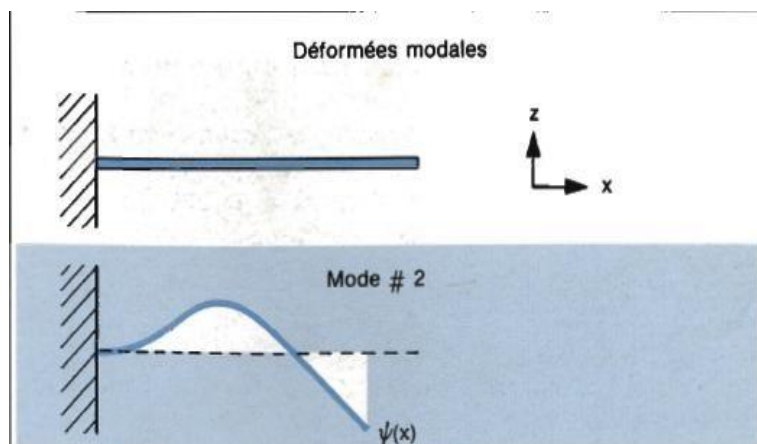


Figure I.34. La déformée modale d'ordre 2.

I.12. Matériaux composite

Un matériau composite peut être défini comme l'assemblage de plusieurs matériaux de nature différente à l'échelle microstructurale. Les composites sont le plus souvent constitués D'une matrice dans laquelle on a dispersé de façon contrôlée des renforts. La matrice Maintient les renforts et assure les transferts de charge (Figure1.35), tandis que les renforts apportent principalement leurs caractéristiques mécaniques élevées (modules et limite d'élasticité, résistance mécanique...) [25]. Cette association a pour but d'obtenir un matériau dont les propriétés spécifiques (propriétés mécaniques rapportées à la masse volumique) sont supérieures à celles de la matrice non renforcée. Le concept de matériau composite, par le choix des constituants et de leurs proportions respectives, ainsi que par le choix de la forme, des dimensions et de la disposition des renforts, permet donc de concevoir un matériau présentant les caractéristiques spécifiques recherchées.

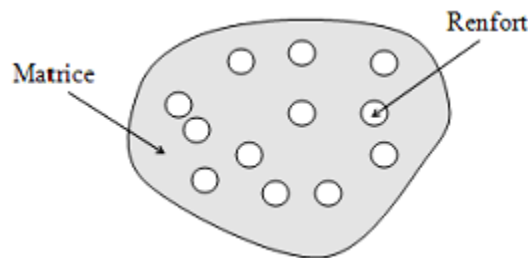


Figure I.35. Matériau composite

I.12.1. Classification des matériaux composites

La classification des composites peut être effectuée selon diverses façons. Une manière simple consiste à les classer par les formes des renforts [26], [27]. Les composites sont donc divisés en quatre catégories suivantes (Figure 1.35) .

Classes par les formes des renforts :

I.12.1.1. Composites à renforts de particules

Le renfort est considéré comme une particule si toutes ses dimensions sont approximativement égales et petites devant les autres dimensions du matériau. Les particules dures sont dispersées aléatoirement dans la matrice moins rigide.

I.12.1.2. Composites à renforts de paillettes

Les paillettes ont une dimension très faible par rapport aux autres dimensions. La dispersion

de ces « particules minces » est généralement aléatoire. Cependant, les paillettes peuvent être rangées parallèlement l'un à l'autre afin d'avoir des propriétés plus uniformes dans le plan.

I.12.1.3. Composites à renforts de fibres :

Une fibre a une longueur bien supérieure aux dimensions de la section transversale. Ce type de composites peut être divisé selon les renforts : en fibres discontinues (courtes) ou en fibres continues (longues).

I.12.1.4. Composites stratifiés

Un stratifié se compose d'au moins deux couches minces de matériau. Les couches peuvent être constituées de différents matériaux monolithiques comme dans les métaux plaqués ou de même matériau composite empilé selon différentes orientations comme pour des stratifiés composites à renforts de fibres longues. Ce dernier devient une classe hybride du composite comportant à la fois le composite à renfort de fibres et la technique de stratification.

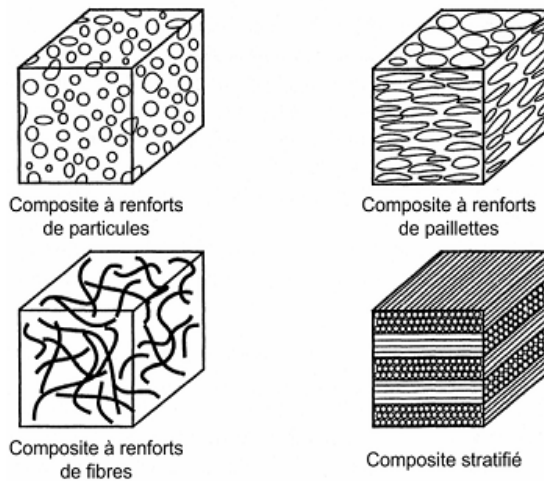


Figure I.36. Classification des matériaux composites.

Classés par la nature de la matrice :

I.12.1.5. Composites à matrice polymérique

Les polymères sont caractérisés par une faible densité, une résistance mécanique relativement faible, et une grande déformation à rupture. Les avantages principaux sont le procédé de fabrication relativement mature et le poids faible. Ce type de composites a été développé surtout pour les applications aéronautiques où la réduction de poids est essentielle.

I.12.1.6. Composites à matrice métallique :

Dans ces composites, des matériaux métalliques comme l'aluminium et le titane sont renforcés par des renforts généralement non-métalliques, souvent des céramiques. De par la nature même du composite, les composites à matrice métallique ont des propriétés mécaniques

meilleures ou plus adaptables au chargement que leurs matrices monolithiques. Leurs applications dans les moteurs d'automobile sont bien établies.

I.12.1.7. Composites à matrice céramique :

Des matrices céramiques telles que le verre et le carbure de silicium (SiC) peuvent être associées aux renforts comme des métaux, le carbone, et des céramiques. Leur développement a pour but d'améliorer les propriétés mécaniques telles que ténacité et résistance au choc thermique des céramiques monolithiques. Ces composites sont utilisés dans des environnements sévères, par exemple les moteurs de fusées, les boucliers thermiques, ou les turbines à gaz.

I.12.2. Classification des renforts

Les renforts assurent les propriétés mécaniques du matériau composite et un grand Nombre de fibres sont disponibles sur le marché en fonction des coûts de revient recherchés pour la structure réalisée. Les renforts constitués de fibres se présentent sous les formes suivantes : linéique (fils, mèches), tissus surfaciques (tissus, mats), multidirectionnelle (tresse, tissus complexes, tissage tri directionnel ou plus).

La classification des types de renforts couramment rencontrés est indiquée sur la figure ci-dessous.

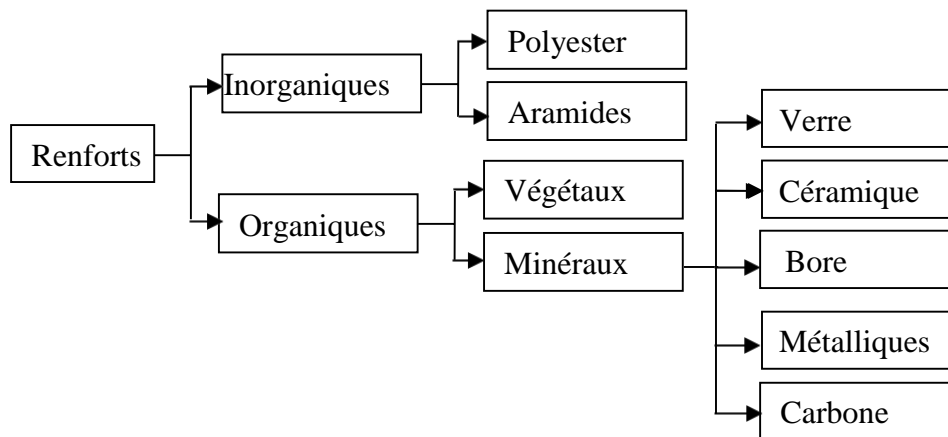


Figure I.37. Classification des renforts

I.12.3. Fibre de verre

Elles constituent le renfort essentiel des composites (GD). Elle est obtenue à partir de silice (SiO₂) et d'additifs (alumine, carbonate de chaux, magnésie, oxyde de bore). On distingue trois types de fibres de verre [28]

Verre E : pour les composites de grande diffusion et les applications courantes.

Verre R : pour les composites hautes performances.

Verre D : pour la fabrication de circuits imprimés (propriétés diélectriques).

Les avantages et les inconvénients des fibres de verre sont représentés sur le tableau (1.3) :

Les avantages et les inconvénients des fibres de verre sont représentés sur le tableau

Tableau I.3. Avantages et inconvénients de la fibre de verre

Avantages	Inconvénients
<ul style="list-style-type: none"> - Bonne résistance thermique et électrique - Bonne résistance aux agents chimiques et à l'humidité. - Bonne compatibilité avec les matrices organiques. - Faible coût. 	<ul style="list-style-type: none"> - Caractéristiques mécaniques moyennes, notamment la rigidité élastique. - Tenue au choc médiocre.

I.12.3.2. Fibre de carbone

C'est la fibre la plus utilisées dans les applications hautes performances. Elle est obtenue par carbonisation de la fibre de PAN (Polyacrylonitrile). Selon la température de combustion, on distingue deux types de fibres de carbone [29] :

Fibres haute résistance (HR) pour une combustion de 1000 à 1500 °C ;

Fibres haut module (HM) : pour une température de combustion de 1800 à 2000 °C. Les avantages et les inconvénients des fibres de carbone sont représentés sur le tableau (1.4).

Tableau I.4. Avantages et inconvénients de la Fibre de carbone. [30]

Avantages	Inconvénients
<ul style="list-style-type: none"> - Grande résistance à la traction et grande rigidité longitudinale. - Très bonne tenue en température sans chute de propriétés (jusqu'à 1 500 °C en atmosphère non oxydante). - Inertie à la corrosion et aux agents chimiques. - Coefficient de dilatation longitudinal très faible. 	<ul style="list-style-type: none"> - Fragilité au choc; - Fragilité à la courbure ou au pliage; - Coût élevé.

I.12.4. Les matrices

La matrice réunit les fibres par ses caractéristiques cohésive et adhésive. Elle maintient les fibres dans leur orientation et leur position prévues pour les charges appliquées. Ses autres rôles consiste à distribuer les efforts entre les fibres, fournir une résistance à la propagation de fissure, et fournir toutes les résistances en cisaillement du composite [31]. La matrice détermine en général la limite de la température d'utilisation et l'environnement de service du matériau.

Il existe un grand nombre de polymères pouvant servir de matrice aux matériaux composites. Ceux parmi les plus utilisés sont les suivants :

I.12.4.1. Les résines de polyester et de vinylester

Ce sont les résines les plus utilisées de toutes les matrices, pour des applications Commerciale, industrielle, et de transport. L'adhésion avec les fibres de verre est excellente. Les résines de polyester et de vinylester sont en majeure partie limitées aux applications basses performances à cause d'un problème d'adhésion avec les fibres hautes performances telles que fibres de carbone et fibres aramides. [32]

I.12.4.2. Polyesters insaturés

Une résine de polyester insaturé contenant un monomère insaturé (généralement le styrène) est réticulée à température ambiante par addition d'un catalyseur de type peroxyde et d'un accélérateur. Elle passe successivement de l'état liquide visqueux initial à l'état de gel, puis à l'état de solide infusible. La réaction est exothermique et la température de la résine augmente progressivement depuis le gel jusqu'à un maximum pour redescendre ensuite lentement à la température ambiante. Le durcissement sera d'autant plus rapide ou, si l'on préfère, le temps nécessaire dans le moule sera d'autant plus court que la courbe de température en fonction du temps se rapprochera davantage de la verticale. La réaction de durcissement dépend de la réactivité de la résine, de la forme de l'objet fabriqué (épaisseur, etc.), de la nature et du dosage du système catalytique. Il existe différents types de résines polyesters insaturés. [33]

- **Orthophtalique** la plus courante ;
- **Isophtalique** qui donne une meilleure tenue à l'humidité ;
- **Chlorée** apportant une auto exigibilité ;
- **Bisphénol** possédant de bonnes caractéristiques chimiques et thermiques.

Les avantages et les inconvénients de la résine Polyesters insaturés sont représentés sur le tableau.

Tableau I.5. Avantages et inconvénients de la résine polyesters insaturés

Avantages	Inconvénients
<ul style="list-style-type: none"> - Bonne accroche sur fibres de verre - Bonne résistance chimique - Mise en œuvre facile - Tenue en température (> 150 °c) - Prix réduit 	<ul style="list-style-type: none"> - Inflammabilité (sauf résines chlorées) - Tenue vapeur et eau bouillante, - Retrait important (6 à 15 %),

I.12.4.3. Les résines thermodurcissables

Lorsqu’une résine thermodurcissable est soumise à une élévation de température, il se crée des réactions chimiques au cours desquelles des liaisons covalentes sont formées entre les chaînes de molécules résultant en un réseau tridimensionnel. Le polymère final se présente sous la forme d’un corps solide et infusible. La polymérisation étant irréversible, ce matériau ne peut être mis en forme qu’une seule fois au moment de sa fabrication.

En règle générale, les matrices thermodurcissables possèdent une faible résistance à l’impact et une faible tenue en température. Les quatre types de résines couramment utilisées dans l’industrie aérospatiale sont les époxydes, les bismaléimides, les polyimides, et les phénoliques.

Les époxydes sont les plus utilisés pour la fabrication de structures aéronautiques. Ils possèdent une combinaison d’avantage quasiment imbattable: facilité de manipulation, flexibilité de traitement, de bonnes propriétés mécaniques, et un prix acceptable [32].

Leur application est cependant limitée à une température maximale comprise entre 80°C et 120°C.

I.12.4.4. Les résines thermoplastiques

Les matrices thermoplastiques peuvent être divisées en deux classes selon leurs structures moléculaires : la structure semi-cristalline et la structure amorphe [31]. Ces matrices sont caractérisées par la capacité d’être alternativement ramollies par chauffage au-dessus de la température de fusion ou de ramollissement et durcies par refroidissement. Dans ce cas, la modification de forme et le recyclage du composite sont envisageables. Ces résines possèdent des avantages sur les résines thermodurcissables telles qu’une ténacité améliorée, une

déformation à rupture élevée, et une faible absorption d'humidité. De plus, elles ont une durée de stockage illimitée. Cependant, les thermoplastiques amorphes présentent des problèmes de résistance aux solvants organiques [31].

Parmi les résines thermoplastiques, on peut citer la résine polyéther éthercétone (PEEK), la polysulfure de phénylène (PPS), la polyétherimide (PEI), et la polyamide (PA).

I.12.4.5. L'interphase

La nature de l'adhésion fibre/matrice inclut le verrouillage mécanique, l'attraction électrostatique, l'enchevêtrement moléculaire, et la réaction chimique.

L'interphase est constituée de la surface de contact (interface) fibre/matrice ainsi que de la région d'un volume fini prolongée dans la matrice. Elle peut être considérée comme un constituant du composite car elle possède des propriétés chimiques, physiques, et mécaniques différentes de celles de la fibre et de la matrice. L'interphase assure la liaison fibre/matrice et permet le transfert des contraintes de l'une à l'autre sans déplacement relatif. Cependant, l'hypothèse que l'interphase n'a pas d'épaisseur est souvent faite pour faciliter l'analyse micromécanique des composites [33]

I.12.5. Avantages et inconvénients des matériaux composites

I.12.5.1. Avantage des matériaux composites

- Gain de masse,
- Mise en forme de pièces complexes (principe du moulage) et réduction du nombre d'interfaces (boulonnage, rivetage et soudure sur structures métalliques),
- Grande résistance à la fatigue,
- Faible vieillissement sous l'action de l'humidité, de la chaleur, de la corrosion (sauf en cas de contact entre de l'aluminium et des fibres de carbone),
- Insensibles aux produits chimiques "mécaniques" comme les graisses, huiles, liquides hydrauliques, peintures, solvants, pétrole.

I.12.5.2. Inconvénients des matériaux composites

- Vieillissement sous l'action de l'eau et de la température,
- Attention aux décapants de peinture qui attaquent les résines époxydes,
- Tenue à l'impact moyenne par rapport aux métalliques,
- Meilleure tenue au feu (classement M) que les alliages légers mais émission de fumées (classement F) parfois toxiques pour certaines matrices,
- Coût parfois prohibitifs (temps et coût études et mise en œuvre), le gain en coût est

surtout valable pour des grandes séries.

I.13. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons abordé d'une manière générale les différentes terminologies employées dans le domaine de l'aérodynamique, suivi par un exposé sur la résistance de l'air et son influence sur une plaque donnée, en suite, une définition générale des profils d'ailes, les différents types et leurs vocabulaires.

On a fourni aussi, des explications sur les différentes forces exercées sur les l'ailes et à la fin de ce chapitre, nous avons présenté un court rappel sur l'analyse modale et les matériaux composites.

Cependant, tout au long de deuxième chapitre, nous allons traiter les notions « de l'analyse modale expérimentale » sur un profil d'aile réel après la conception et la réalisation de cette dernière.

CHAPITRE II :
TRAVAIL EXPERIMENTALE ET
SIMULATION

II.1. Introduction

Comme il a été étudié précédemment, il y a plusieurs types de profils d'ailes, mais dans cette phase le choix du modèle Clark Y est préféré, ce modèle est largement utilisé au fil des ans dans le domaine de l'aérodynamique pour la conception des avions à usage général et militaire . Donc ce chapitre sera consacré à la conception d'une aile de type Clark Y à usage général, de sa réalisation et de son expérimentation.

Ce profil a été conçu en 1922 par Virginius E. Clark , son aérodynamique a une épaisseur de 11,7%, plat sur la surface inférieure et de 30% à l'arrière de la corde . Le fond plat simplifie les mesures d'angle sur les hélices et facilite la construction des ailes.

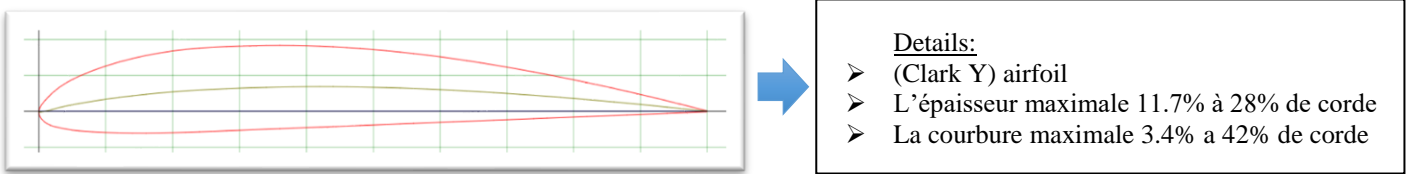


Figure II.1. Géométrie de profil Clark Y

Pour de nombreuses applications, le Clark Y a été une section de profil aérodynamique adéquate, il donne des performances globales raisonnables en ce qui concerne son rapport portance/trainée, il présente des caractéristiques de décrochage doux et relativement bénignes.

Le profil aérodynamique Clark YH est similaire mais avec un bord de fuite réfléchi (relevé) produisant un moment de tangage plus positif réduisant la charge de queue horizontale requise pour équilibrer un avion.

II.2. Conception assisté par ordinateur

Pour décrire, la conception ou le design comme un processus itératif au cours duquel un objet est conçu et modifié, afin, qu'il puisse remplir des fonctions bien définies et se conformer à un ensemble de contraintes. On identifie plusieurs étapes dans cette démarche.

- Création d'un modèle de l'objet ;
- Analyses, essais et simulation ;
- Construction de prototypes ;
- Modifications ;
- Réalisation de l'objet.

À quelques variantes près dans l'enchaînement de ces étapes, la méthodologie est la même que l'objet, soit un barrage, un circuit électrique, une pièce mécanique, ...etc. L'ensemble des activités de conception sont les moyens utilisés par les concepteurs.

II.2.1. Conception de l'aile

À l'aide des applications de la CAO disponibles sur le marché, la création géométrique d'un objet (pièce, circuit, etc.) est grandement facilitée. On peut également étudier l'objet sous divers angles et en tirer des copies à volonté à différents niveaux de réalisation, pour cette conception on a choisi le logiciel SolidWorks.

Le logiciel de CAO SolidWorks® est une application de conception mécanique 3D paramétrique qui permet aux concepteurs d'esquisser rapidement les idées, d'expérimenter des fonctions et les cotes, afin de, produire des modèles et des mises en plan précises.

II.2.2. Les étapes de conceptions

En ce qui concerne les étapes de conception, on procède comme suit :

- Téléchargement du fichier qui contient les coordonnées du profil d'après le site <<airfoil>> ;
- Importation du fichier dans le programme « SolidWorks » pour obtenir la forme du Profil d'après les fonctions « curve through XYZ points ».

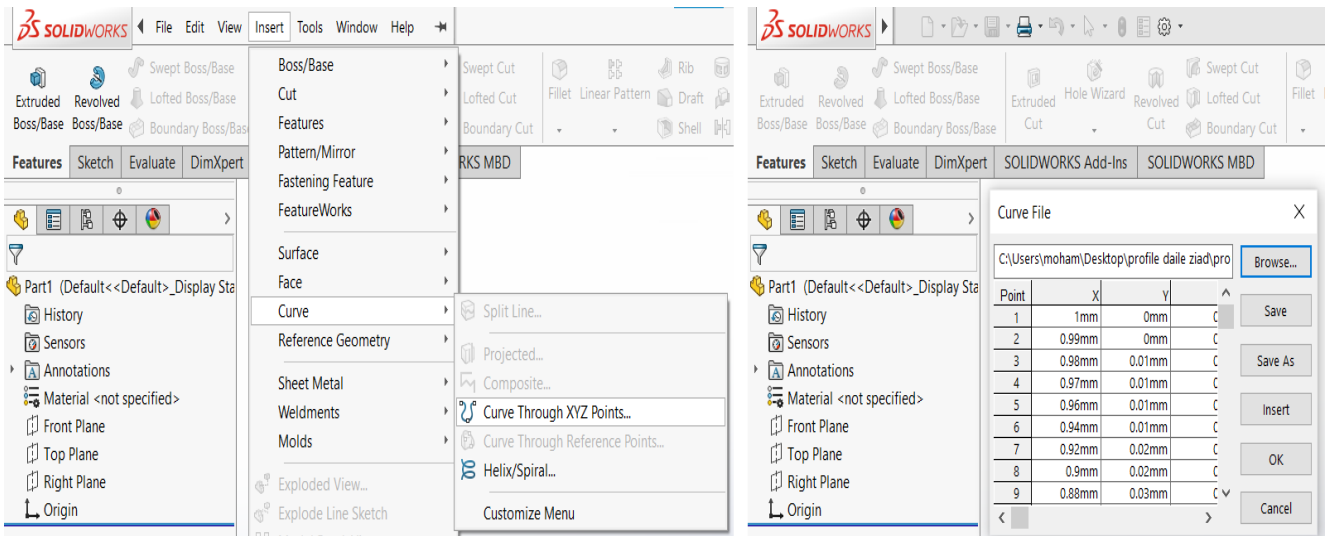


Figure II.2. Importation du fichier des coordonnées.

- Après la création de l'esquisse on doit fermer la partie de " Bord de fuite" avec une ligne droite. comme l'indique la figure(II.3), la corde de profil est égale à 1 mm, donc il faut graduer l'échelle pour une corde égale à 310mm.

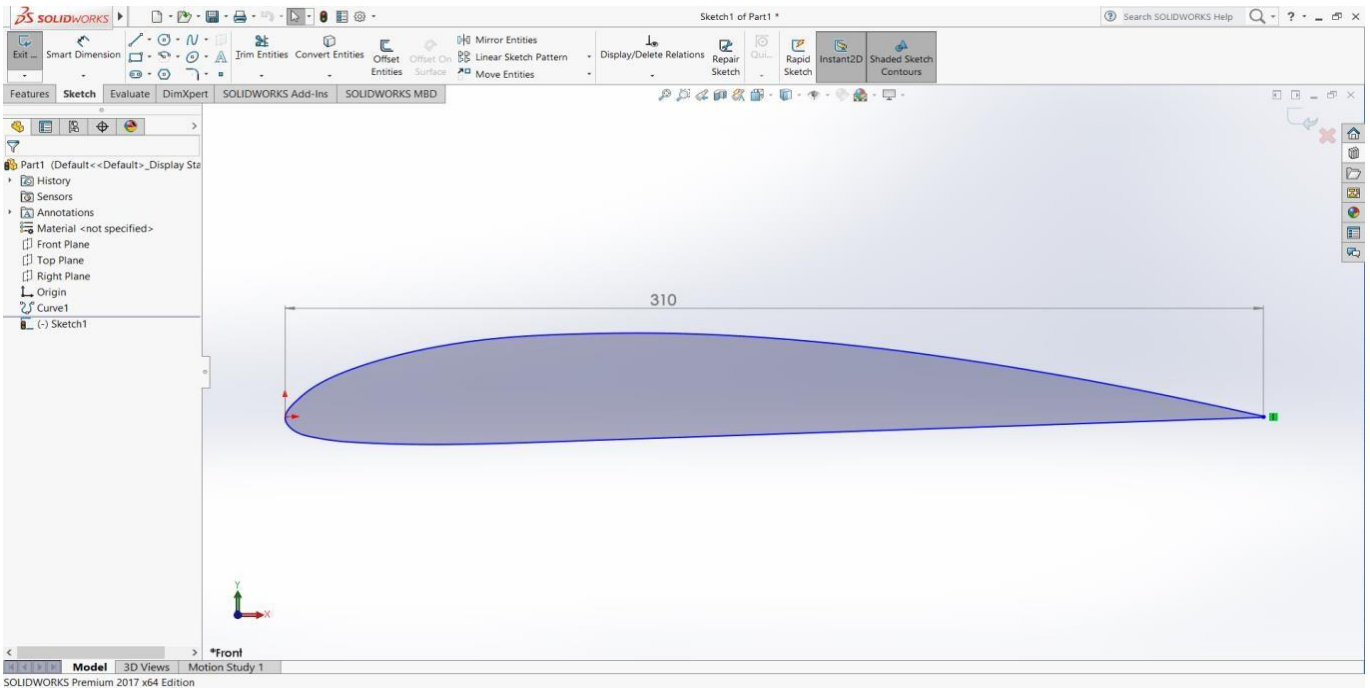


Figure II.3. La forme de l'aile dans SW.

- Confection de trous pour les tiges de 10 mm de diamètre et deux lignes droite vertical vers le bas comme un chemin de découpage pour le fil à chaud de la machine.

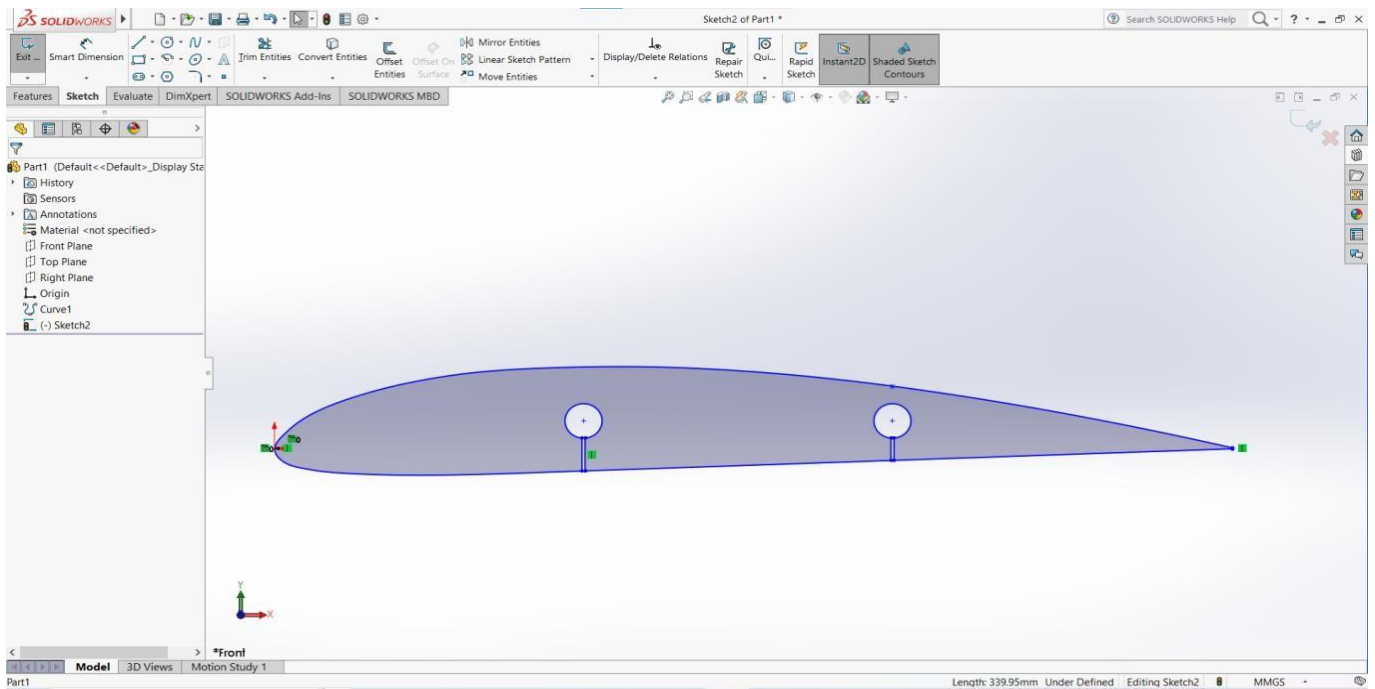


Figure II.4. La désignation des trous.

- Exporter le profil sous format DXF, et importer le fichier dans logiciel « devfoem », cette application professionnelle conçue pour permettre aux utilisateurs de créer des coupes pour une

machine CNC de découpe, au même temps de simuler le mouvement de fil jusqu'à la fin d'opération et en fin de générée le G-code pour ce processus.

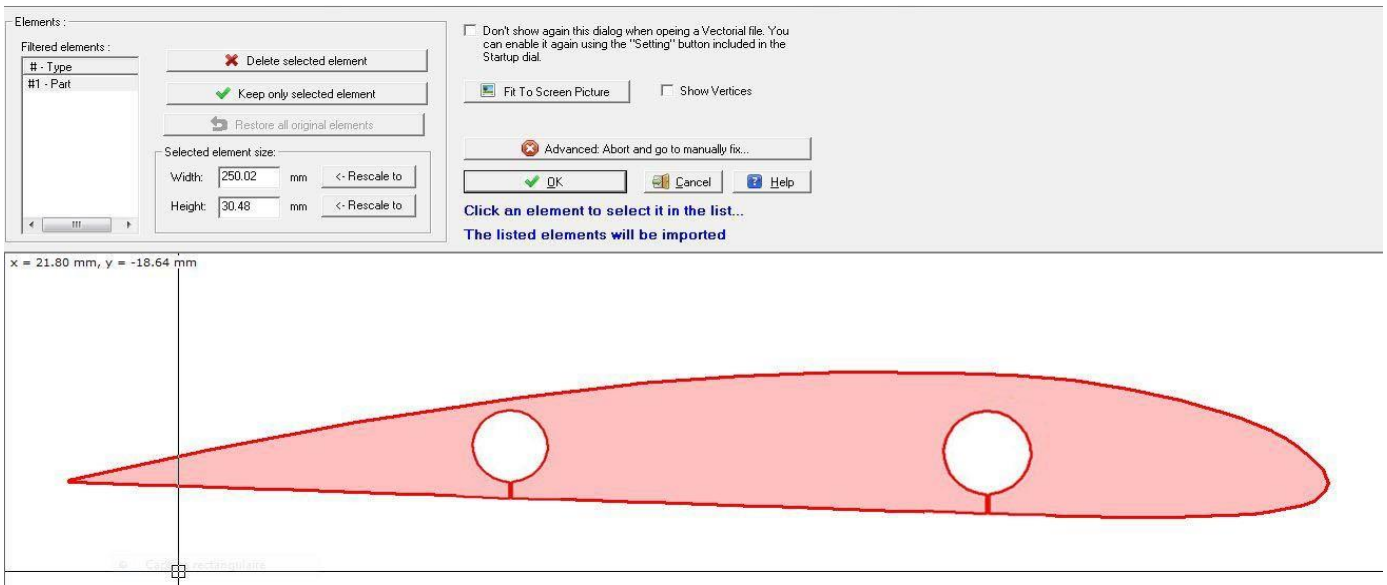


Figure II.5. Profil dans logiciel « devfoem ».

- La génération d'une G-Code va permettre de connaître le chemin du fil dans un fichier texte afin de l'envoyer à la carte mère du Mac 3 pour démarrer l'automatisation.

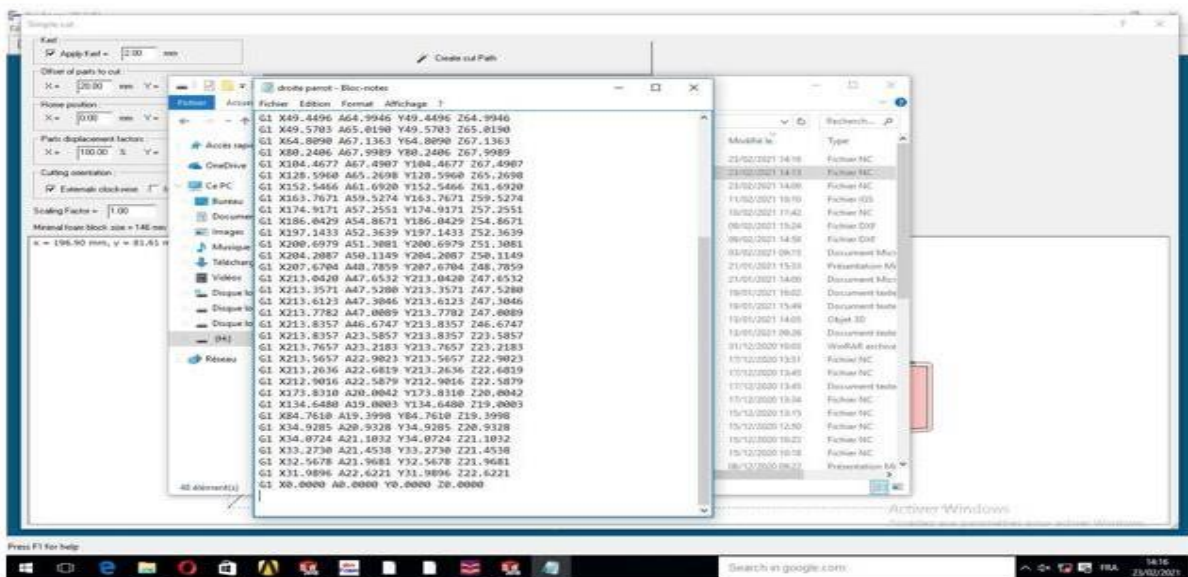


Figure II.6. G-code de l'opération de la découpe de profil.

II.3. La réalisation de l'aile

La réalisation de l'aile comporte deux phases importantes, le découpage par la machine CNC à fil chaud et en suite sa revêtement avec des fibres de verre .

II.3.1. Dispositif de découpe

La machine à commande numérique de type CC-F1210E à 3 axes, dont les déplacements dans les axes X et Y sont dus à des moteurs pas à pas, pour le déplacement l'axe Z est dû à la table, la Fiche technique de la machine CC-F1210E High speed :

- Déplacement max suivant x.....500mm ;
- Déplacement max suivant y.....150mm ;
- Déplacement max suivant z.....280mm ;
- Vitesse de rotation de l'outil.....100 à 7000 tr/min ;
- Précision de coupe.....0.005 mm.



Figure II.7. Machine de découpage à fil chaud.

Comme la pièce brute utilisée est de polystyrène, les ingénieurs de laboratoire aérodynamique ont conçu un système de découpe par effet chaud, deux tiges parallèles à la table fixée au port outil, et l'ajout d'un fil résistif entre les deux tiges, le fil est alimenté avec un générateur pour la chauffe à l'effet de rendre la découpe des polystyrènes possible.

II.3.2. La découpe

Cette étape peut nécessiter l'intervention de deux personnes, placées de part et d'autre du bloc, afin d'assurer la perpendicularité de fil à chaud /bloc, Après avoir essayé le programme d'usinage en simulation, on lance l'usinage comme suit :

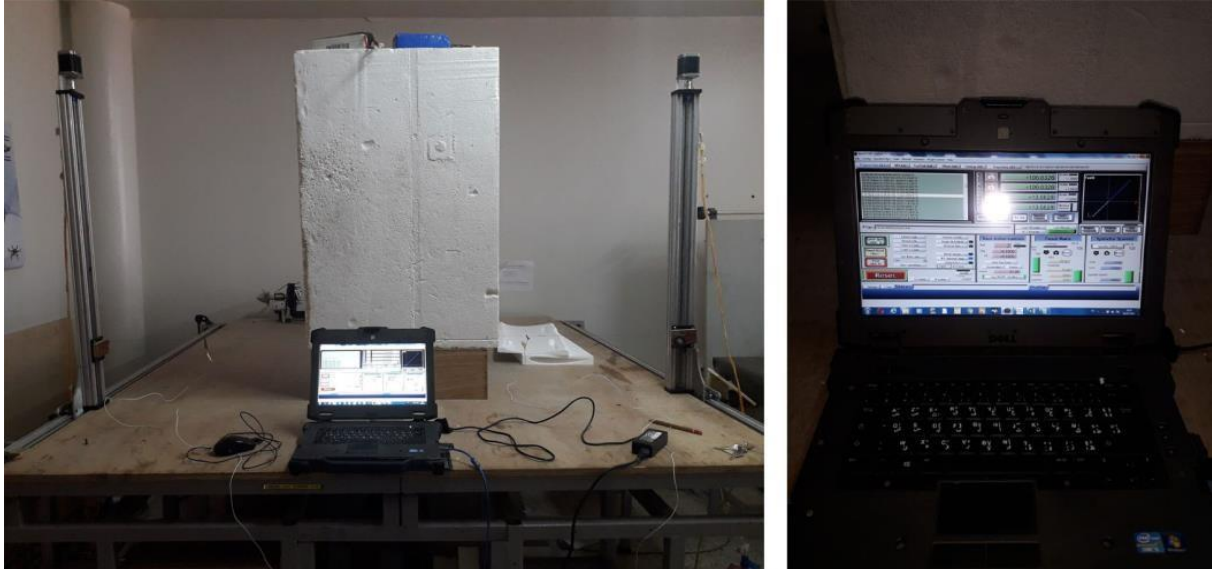


Figure II.8. Fixation du bloc.

Comme l'indique la figure (II.14), à cause de la chaleur élevée de fil, il faut toujours prendre en considération qu'il y a une épaisseur à perdre durant l'usinage autour du fil.



Figure II.9. Trajectoire du fil durant l'usinage

Le découpage de l'aile en plusieurs parties est très efficace pour le renforcement avec des nervure car l'excitation avec le marteau d'impact présente un risque pour l'aile.



Figure II.10. Découpage de l'aile en deux parties pour le renforcement

II.3.1. Renforcement de l'aile

Pour le renforcement de l'aile, on emploie des tiges filetées, des écrous et trois nervures en bois pour avoir une grande résistance de l'aile avant l'étape de revêtement.

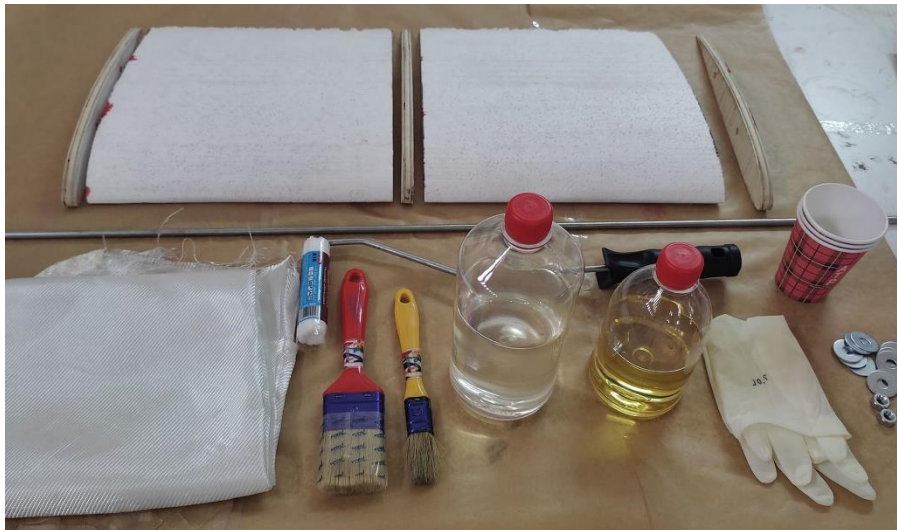


Figure II.11. Matériaux/matériel utilisés

Comme une première étape pour le revêtement, on emploie les fibres de verre qui est utilisée comme charpente dans des matériaux composites à résine généralement thermodurcissable polyester ou encore époxy.



Figure II.12. Résine époxy / fibre de verre.

- L'époxy est un système de résine à deux composants, composé d'une résine et d'un durcisseur ;
- Il est important d'ajouter la bonne quantité de durcisseur à la résine afin, d'obtenir un résultat optimal ;
- Il est inutile d'ajouter plus de durcisseur pour influencer sur le temps de durcissement. Le seul effet est que l'époxy reste mou ou même ne durcit pas.



Figure II.13. Revêtement de l'aile .

II.4. Analyse expérimentale

L'analyse modale expérimentale permet de réaliser plusieurs tâches essentielles en dynamique des structures tel que, la détermination des fréquences, le mode de déformation,

vérification et validation du modèle mathématique du système. Dans le processus de conception des systèmes dynamique et des structures vibrantes, par les essais modaux. [35]

II.4.1. Présentations du matériel

Dans cette étude, le choix du marteau d'impact comme moyen pour l'excitation de l'aile à étudier et un capteur d'accélérations (accéléromètre) pour la mesure de sa réponse vibratoire.

II.4.1.1. Marteau d'impact

Le marteau d'impact est la méthode la plus commode pour exciter une structure car elle demande moins de moyens. C'est un marteau avec un capteur de force incorporé dans la tête. Un coup de marteau appliqué à la structure sous essai une impulsion de gamme de fréquence étendue. Cette impulsion excite simultanément tous les modes de vibration.

➤ Généralités et principe de fonctionnements de marteau d'impact

Le marteau d'impact dynamique a deux impératifs

- Exciter la structure d'essai avec une force constante dans la gamme de fréquence recherchée.
- Générer une impulsion de tension analogique qui doit être la représentation exacte de l'impact d'entrée (F, t), à la fois en amplitude et en phase.

Un marteau d'impact piézoélectrique, est constitué d'une tête fixe contenant un capteur de force d'un manche avec une poignée en caoutchouc, des extensions interchangeables pour la tête, ainsi que différents embouts d'impact (acier, aluminium, plastique dur ou souple).

La figure II.19 illustre le principe général d'un marteau fabriqué par Dytran, le modèle 5800B de la gamme des Dynapulse TM.

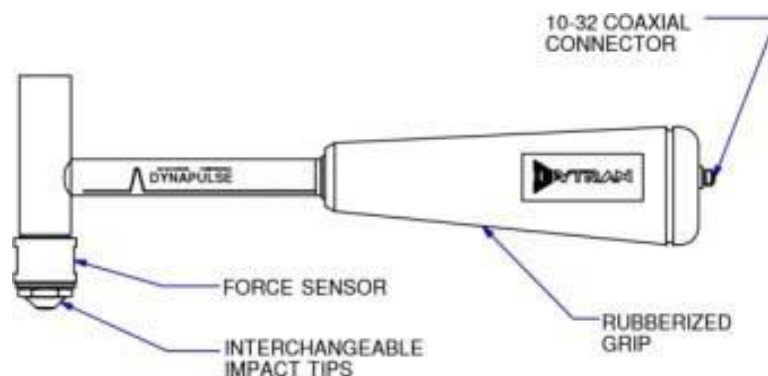


Figure II.14. Modèle d'un marteau d'impact

Les marteaux d'impact Dynapulse TM de Dytran, utilisent un capteur de force à quartz qui compense l'accélération. Cette technologie exclusive permet d'éviter que la résonance propre du marteau produise un pulse parasite de mesure sur le signal de sortie. L'importante rigidité du capteur de force associée à une compensation de l'accélération, génère un signal de mesure propre et lisse, qui est l'exacte représentation de la fonction d'entrée, à la fois en amplitude et en phase.

Le capteur de force alimenté en mode tension (Low Impédance Voltage Mode) est monté de manière permanente sur la tête du marteau, les connexions électriques passant au travers de la tête et du manche, pour se terminer par une connexion BNC à l'extrémité du manche. Ce concept rationnel et pratique est une innovation de Dytran, qui s'est par la suite généralisé dans l'industrie.

Tableau II.1. Paramètre du marteau.

Paramètre	Valeur
Fréquence de résonance (Hz)	75
Impédance max de sortie (oméga)	100
Source d'alimentation (v)	+18 à 30
Intensité(mA)	2 à 20
Matériau (tête, poignet)	Acier inoxydable ; fibre de verre
Poids tête (g)	100
Connecteur (coaxial)	BNC

On pourra donc agir sur la forme du choc (par exemple en interposant entre le marteau et la structure en matériau élastique), pour adapter le type de chocs aux fréquences que l'on recherche.

Tous les marteaux Dytran comportent un amplificateur incorporé pour amplifier le signal et réduire l'impédance de sortie. Les marteaux peuvent être commandés de manière indépendante ou en kit, chaque kit comprenant des accéléromètres, des alimentations électriques, des câbles, plusieurs embouts et têtes d'extension. La gamme de produits Dytran comprend sept configurations de marteaux différents : du minuscule 5800 SL au grand marteau 5803A de 5,5 kg, et permet d'exciter une large variété d'objets et de structures, de la plus petite pale de turbine aux ponts à haubans.

Chaque marteau est livré avec un certificat d'étalonnage délivré par le NIST, sans coût additionnel. Les descriptions suivantes aident à déterminer le marteau le mieux adapté à l'application

Le Modèle 5800SL Ce marteau miniature "Super léger" a été conçu pour exciter des structures très fines telles que les pales de turbines ou les têtes de disques durs. Ce Modèle a un embout de raideur très élevée et une tête de faible masse, ce qui le rend idéal pour une excitation haute fréquence des petites structures. Une tête d'extension amovible est fournie avec chaque instrument. L'embout en acier dur, est fixe. La sensibilité est de 100 mV/lbf (20 mV/N).

Le Modèle 5800B Premier marteau de la gamme Dynapulse TM, le modèle 5800B a une masse de 100 grammes au niveau de la tête, est disponible dans cinq gammes de force, de 10 à 1000 lbf (50 à 5 000 N) pleine échelle. Des embouts interchangeables et une tête d'extension de 40 grammes sont fournis. Une compensation de l'accélération assure un spectre en fréquence lisse sans anomalie. Ce marteau est recommandé pour des applications générales telles que le contrôle des cages de roulements, frein de rotor, poutre en I, plaques et autres machines ou structures.[36]

II.4.1.2. Accéléromètre

Un accéléromètre est un capteur qui est fixé directement sur la structure dont on veut mesurer les vibrations. Comme il vibre avec la structure, il ne mesure pas le mouvement absolu de la structure (tel que désiré), mais un mouvement relatif qu'il faudra interpréter pour en extraire l'information sur le mouvement absolu. Lors du choix d'un accéléromètre, il est nécessaire de s'assurer que la gamme de fréquence de celui-ci couvre la gamme de fréquence désirée. Afin que l'accéléromètre ne déforme pas la réponse recherchée.[37]



Figure II.15. Accéléromètre

➤ Les caractéristiques principales d'un accéléromètre

Choisir un bon accéléromètre c'est choisir l'accéléromètre qui convient à son application, Les grandes familles d'applications sont la mesure de :

- Chocs : Excitation haute fréquence/haut niveau d'accélération (plusieurs KHz avec des niveaux $> 100g$) ;
- Vibration : Excitation moyenne fréquence (de quelques Hz à quelques KHz) ;
- Mouvement : Excitation basse fréquence (jusqu'à quelques Hz).

Tableau II.2. Paramètre d'accéléromètre

Paramètre	Valeur
Sensibilité axiale(mV/g)	10
Plage de mesure (Hz)	20 à 10000

Pour la mesure de la réponse vibratoire de l'aile à étudier nous avons utilisé l'accéléromètre de référence **DYTRAN 3120B**

Dans le but d'acquérir et d'analyser les signaux délivrés par les deux capteurs ; le capteur de force et le capteur d'accélération, nous avons utilisé un système informatisé de la société SPECTRAL DYNAMICS. Ce système est composé de :

- Carte d'acquisitions et pc ;
- Logiciel d'acquisition et traitement des données.

➤ **Carte d'acquisitions**

L'objectif principal de l'utilisation de la carte d'acquisitions est transfert des signaux provenant de la capture au pc pour les analyser. Elle est utilisée pour accomplir les tâches suivantes :

- Gestions des voies de mesure ;
- Conditionnement des signaux ;
- Échantillonnage et numérisations des signaux (analogique-numérique) ;
- Acquisitions des signaux.

➤ **Ordinateur principale**

Le PC est utilisé d'une part comme un support pour les cartes d'acquisitions de type PCI, et d'autre part pour l'installation des logiciels d'acquisitions et traitement des données. Les caractéristiques principales du PC utilisé dans cette étude sont :

- Pc industriel modèle SD2420-9710 équipé d'un bloc de connexion de 16 voies d'acquisitions
- Microprocesseur Intel 3.0 GHz.
- RAM 1G
- Carte graphique Ge force 6600 de mémoire interne 256 MO
- Système d'exploitation : Microsoft Windows XP

II.4.2. Logiciels utilisés

Le système d'analyse modale expérimentale de la société SPECTRAL DYNAMICS est doté de deux logiciels ; PUMA et CATSMODAL. Ces derniers ont pour but d'effectuer les opérations suivantes :

- Analyse et traitement des signaux acquis ;
- Visualisations des signaux dans l'écran du pc ;
- Enregistrement des signaux sous différentes formats (SSD ou UFF) ;
- Extractions des paramètres modaux via les fonctions de réponse en fréquence
- Visualisations des déformés modaux des structures (animations).

II.4.2.1. PUMA

Le logiciel PUMA est utilisé pour l'acquisition et le traitement des signaux délivrés par le capteur de force et d'accélération afin de calculer les fonctions de réponse en fréquence (FRFs). Le

logiciel PUMA inclut également les fonctionnalités suivantes :

- Analyseur (mesure vibratoire générale) ;
- Diagnostic de la machine tournante.

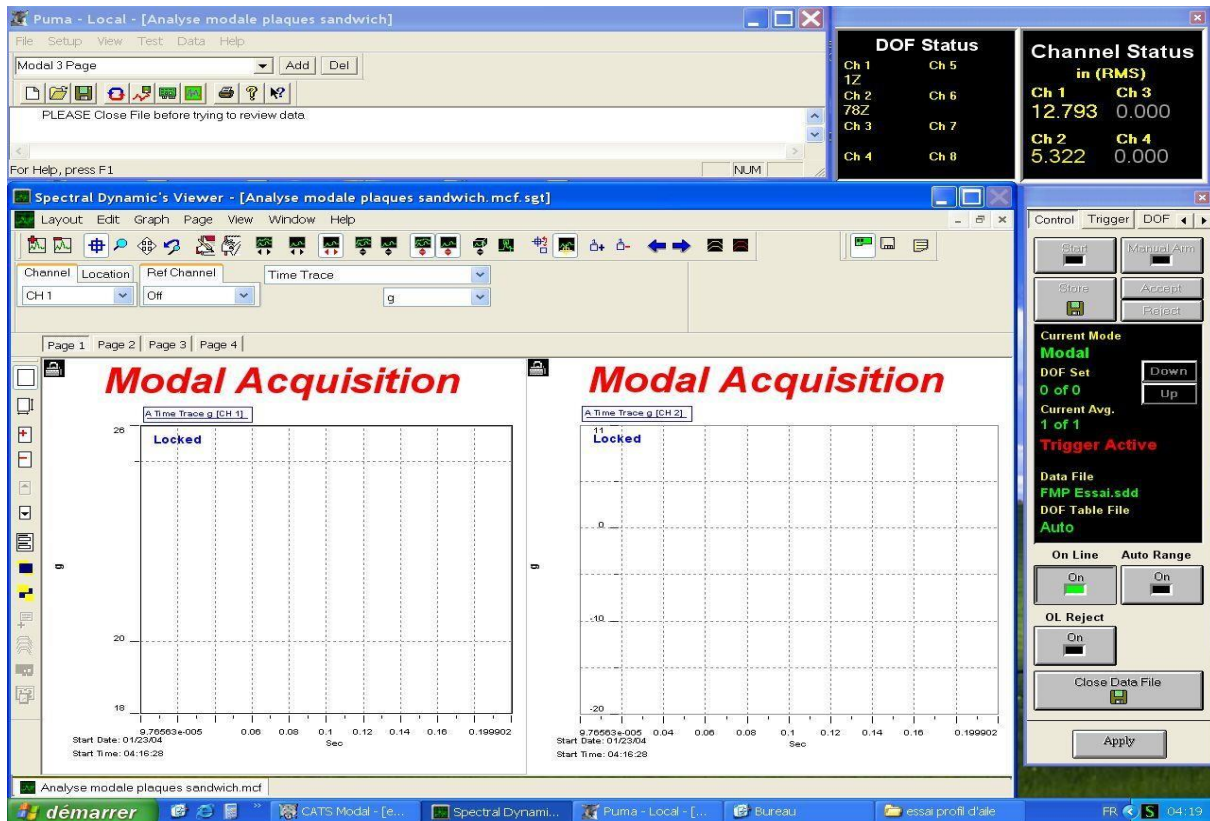


Figure II.16. Puma interface

II.4.2.2. CATSMODALE

Le logiciel CATS MODAL consiste d'une part, à déterminer les fréquences propres et les amortissements (paramètre modaux) à partir des fonctions de réponse en fréquence (FRFs) calculées par le logiciel PUMA. Et d'autre part, à visualiser les différentes formes modales correspondantes aux différentes fréquences propres de la structure.

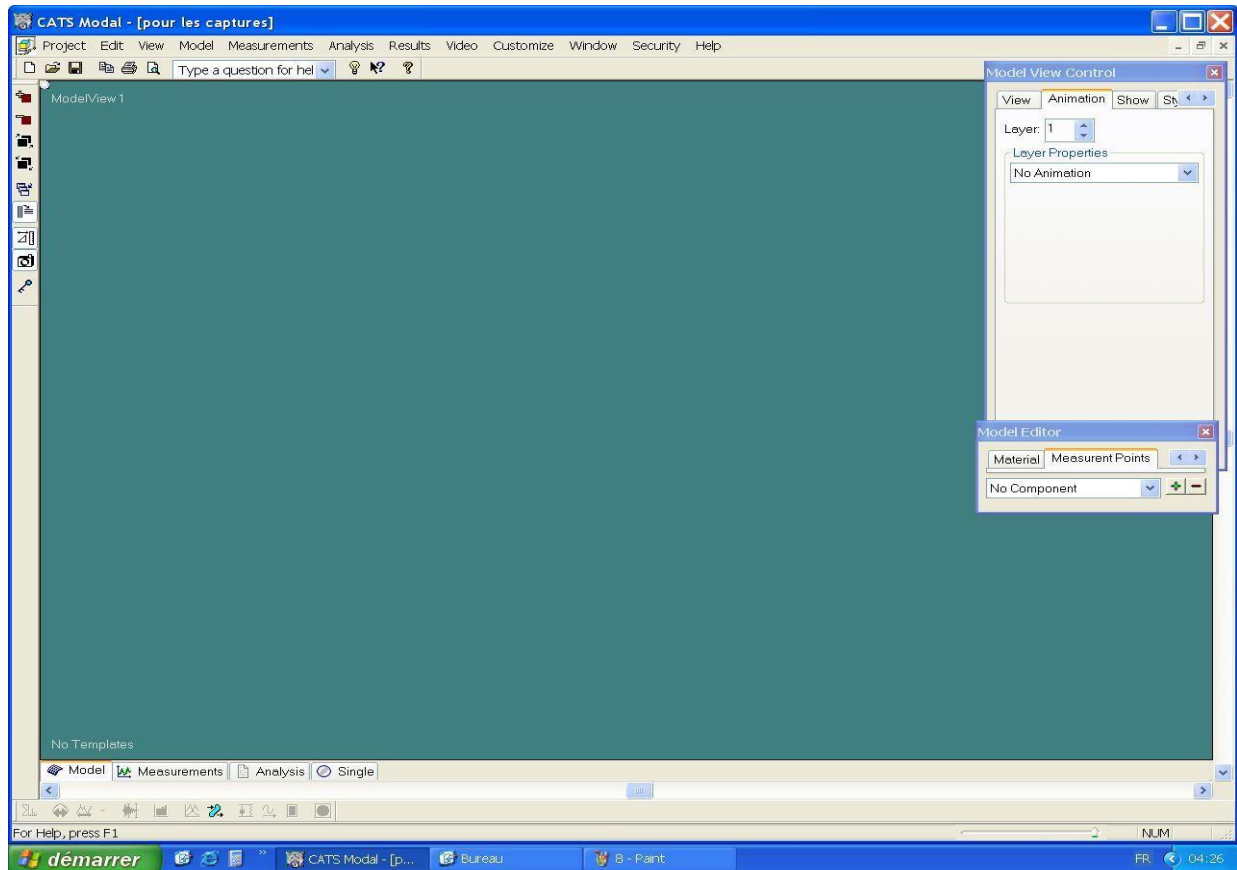


Figure II.17. CatsModale interface

II.4.3. Étapes d'analyse modale expérimentale

Avant de commencer l'analyse modale expérimentales il nécessaire de réaliser le mode de fixations encasté/libre de l'aile à l'aide d'un tasseau sur une table. Ensuite discrétisé l'aile en 84 points en forme matricielles à des distances entre les pointes figure(II.23).

L'accéléromètre a été fixé sur Le point 78 pour la mesure de la réponse durant l'excitation.

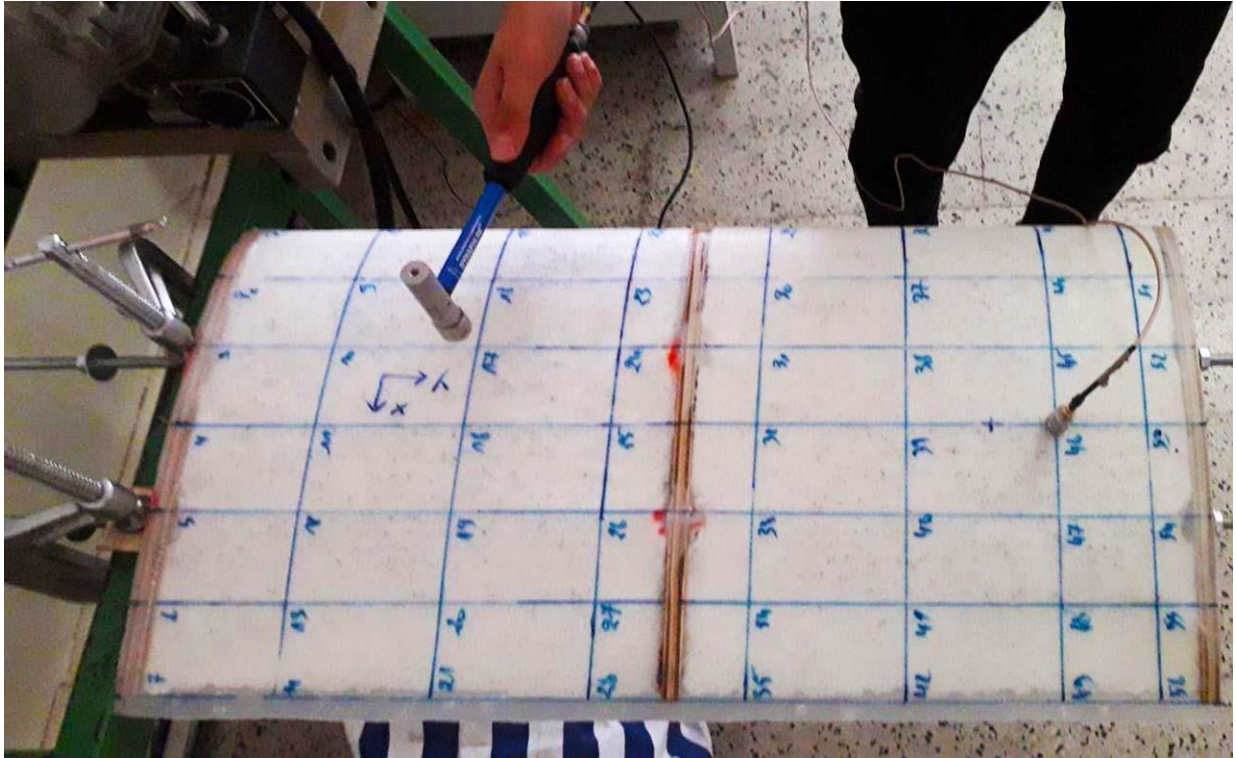


Figure II.18. L'aile après la fixation

L'étape de l'acquisition des délivrés par les deux capteurs nécessite le réglage de certains paramètres dans logiciel PUMA :

- Nombre de points de mesures ;
- Intervalles fréquentiel (bande fréquentielle pour la recherche des modes propres) ;
- Sensibilité du capteur de forces et d'accélération ;
- Position du capteur d'accélération.

La figure (II.24) représente les paramètres de réglage que nous avons introduit dans le logiciel PUMA pour l'acquisition des signaux.

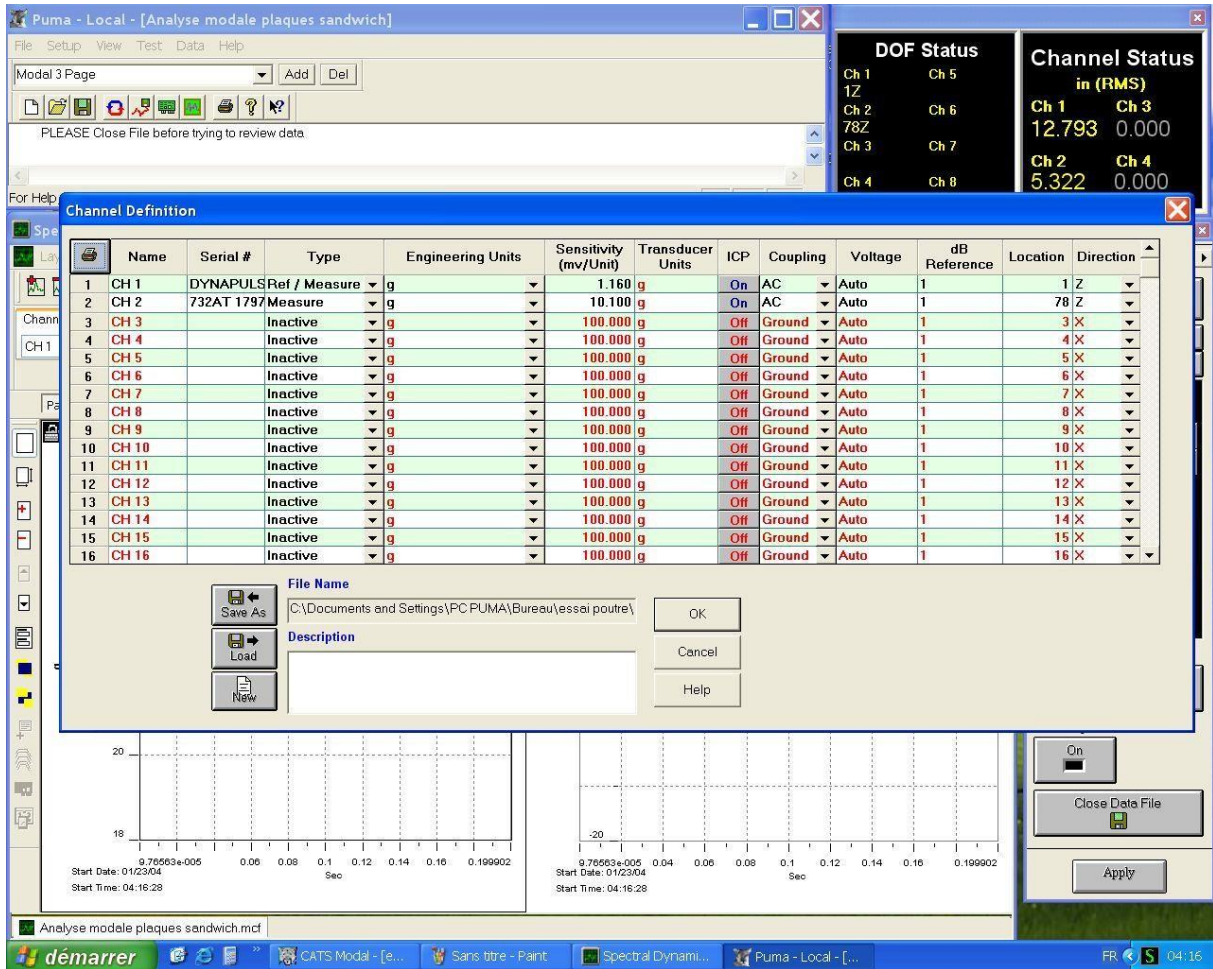


Figure II.19. Configuration des paramètres des marteaux et accéléromètre.

➤ Excitation et mesure de la réponse

Après avoir déterminé les paramètres d’acquisitions. Les 78 points sont excités et pour chaque point, l’accéléromètre va captée la réponse de l’aile à travers de ces vibrations.

➤ Calcule des FRFs

Les deux signaux (force et accélérations) sont acquis par la suite et analysés par le logiciel PUMA, afin de calculer les fonctions de réponse en fréquences (FRFs). Ces fonctions seront enregistrées dans le format du fichier SDD (SPECTRAL DYNAMIQUE DATA).

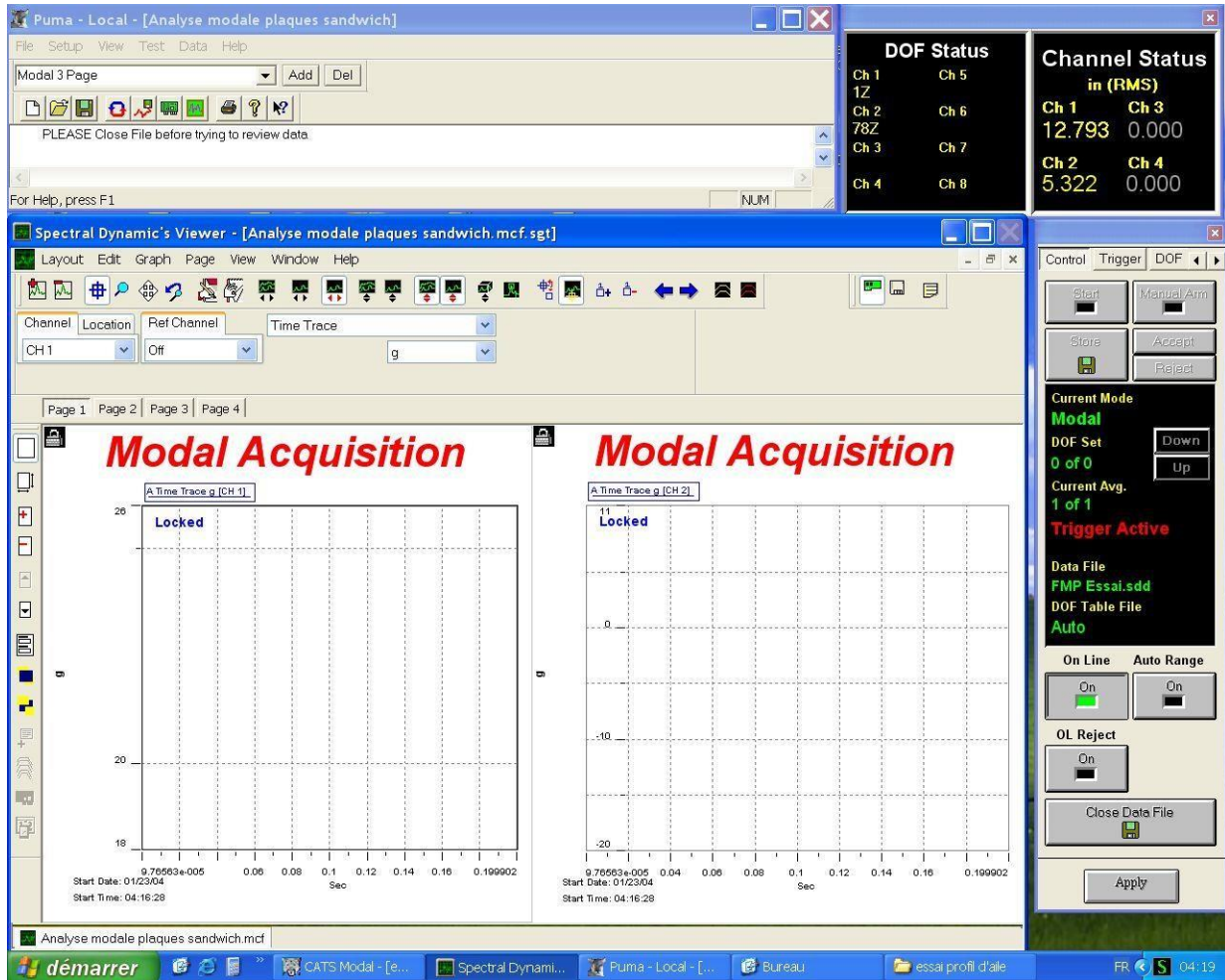


Figure II.20. interface final après la configuration .

➤ DETERMINATION DES PARAMETRE MODAUX

La première étape de la détermination des paramètres modaux consiste à modéliser géométriquement la structure à étudier. Donc il faut définir les coordonnées de chaque point pour se rapprocher le plus possible de la forme de l'aile.

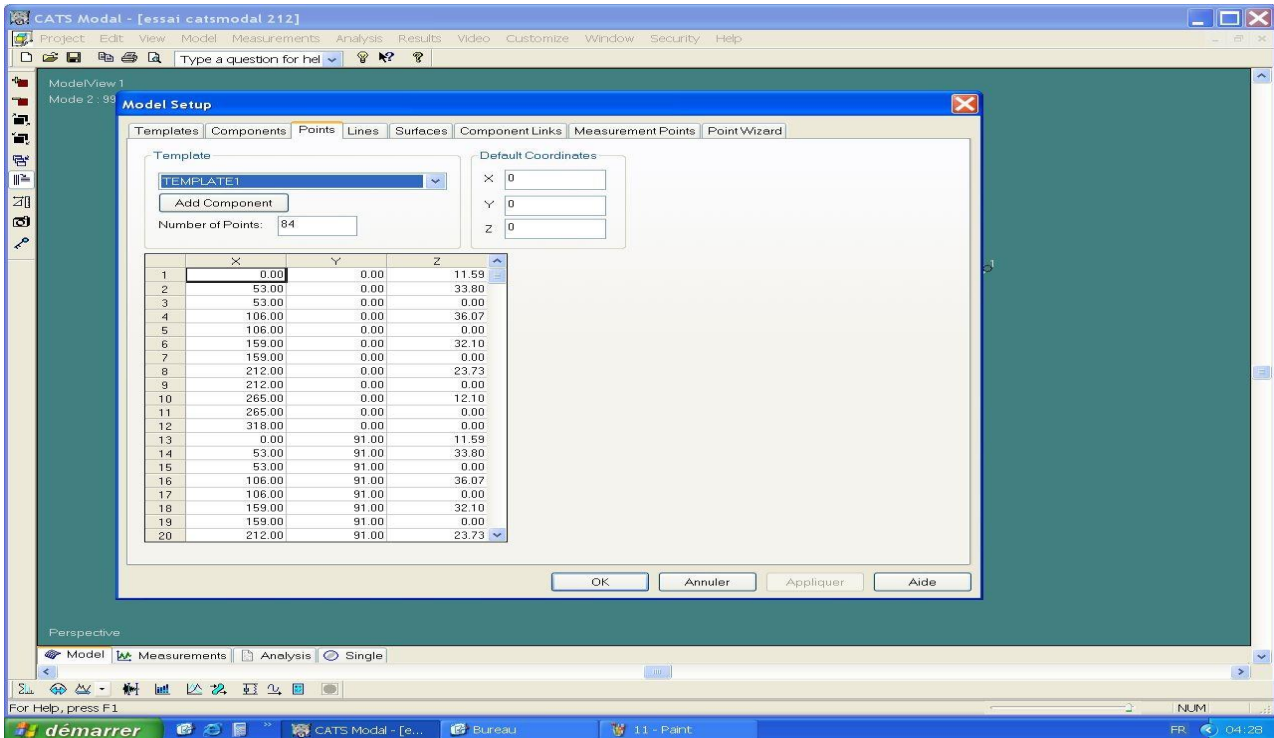


Figure II.21. Importation des coordonnées

➤ IMPORTATION DES FICHIERS FRFs

Cette étape consiste à importer les fichiers des FRF calculées par le logiciel PUMA et d'assigner chacune de ces fonctions aux pointes correspond.

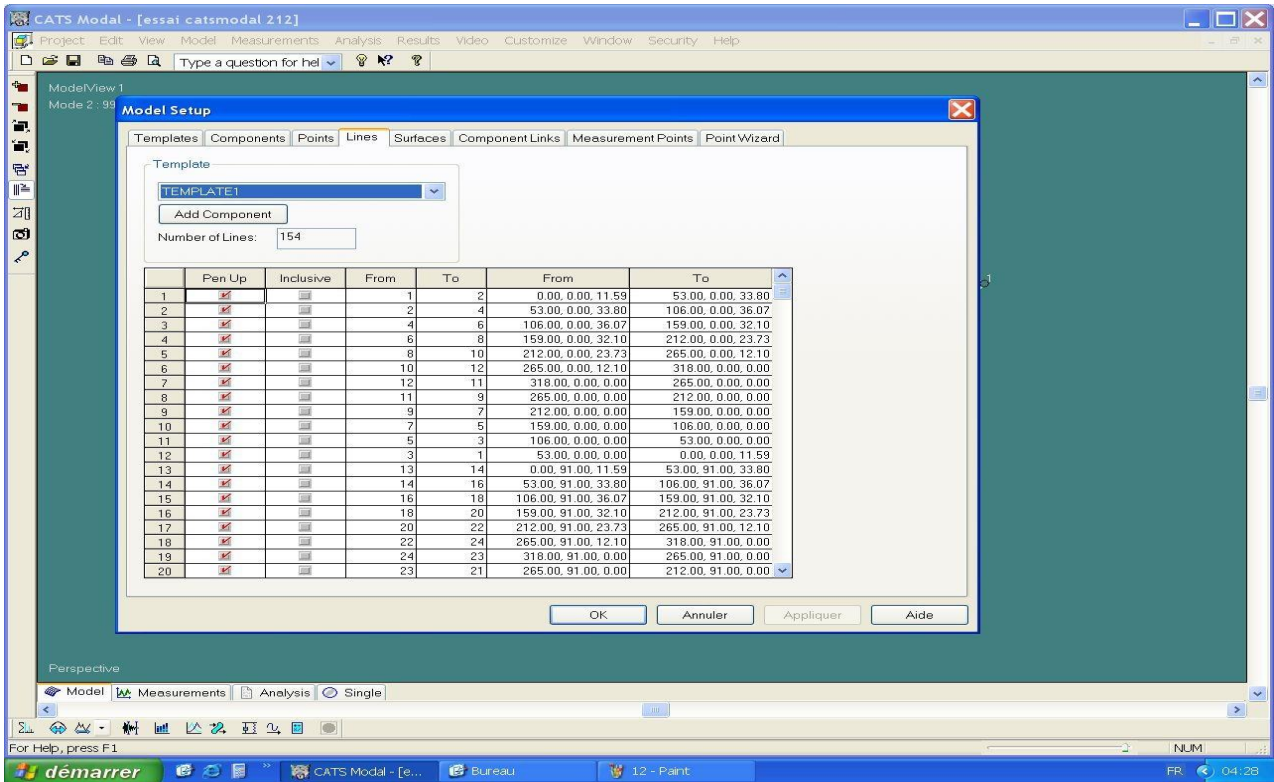


Figure II.22. Relier les points avec les lignes pour une meilleur visualisation.

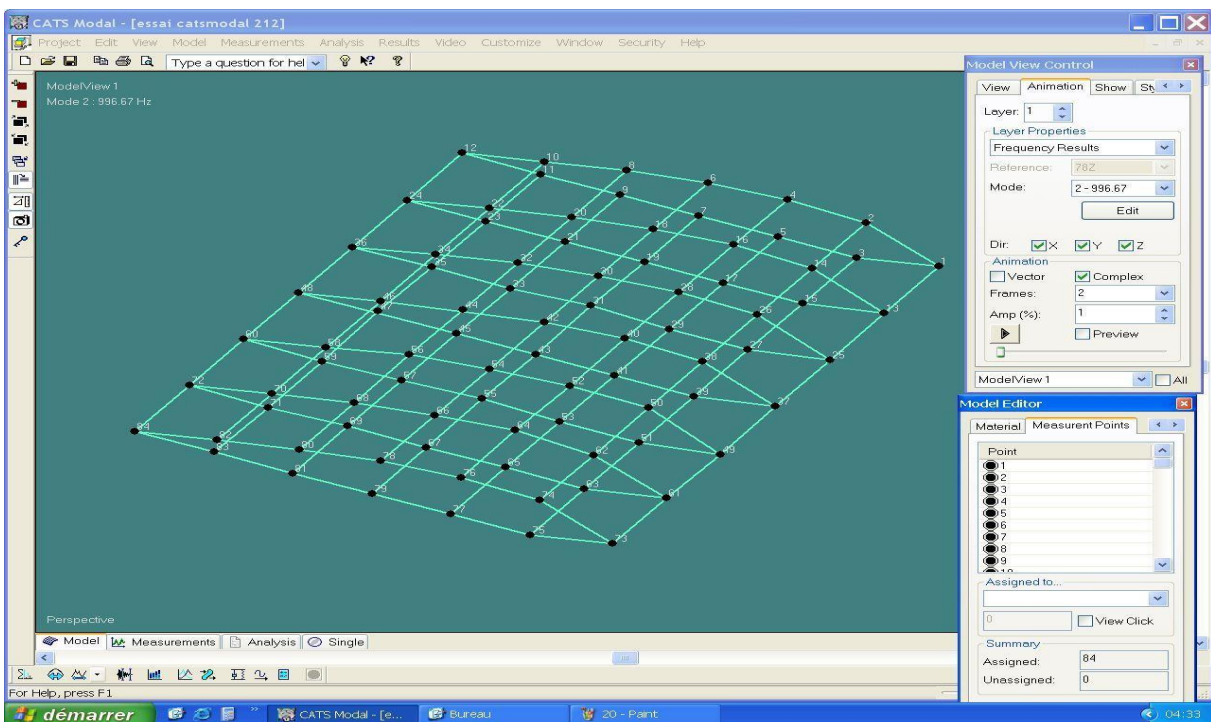


Figure II.23. La forme finale de l'aile « prête pour la modélisation ».

➤ Lissage des courbes

Afin de déterminer les pics des FRFs par les méthodes disponibles sous le logiciel CATSMODAL, l'étape de lissage consiste à redessiner ces fonctions d'une manière à faciliter l'extractions de modes propre d'après ces pics.

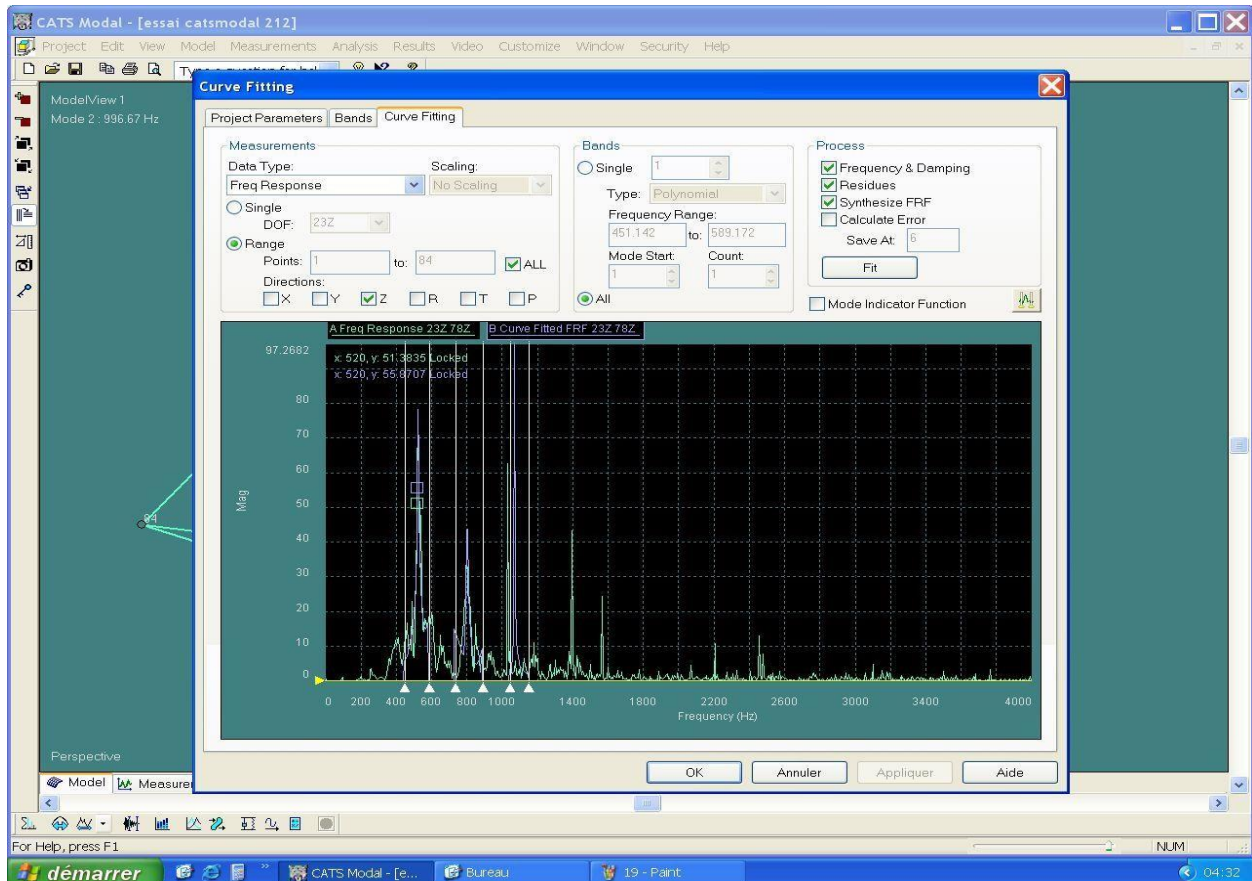


Figure II.24. Lissage des courbes

Après avoir reconstruit les courbes des FRFs, nous avons utilisé la technique polynomiale pour la détermination des fréquences propres.

II.5. Analyse numérique

D'après la conception qui a été déjà fait dans la partie précédente il faut utiliser la même géométrie pour analyse numérique.

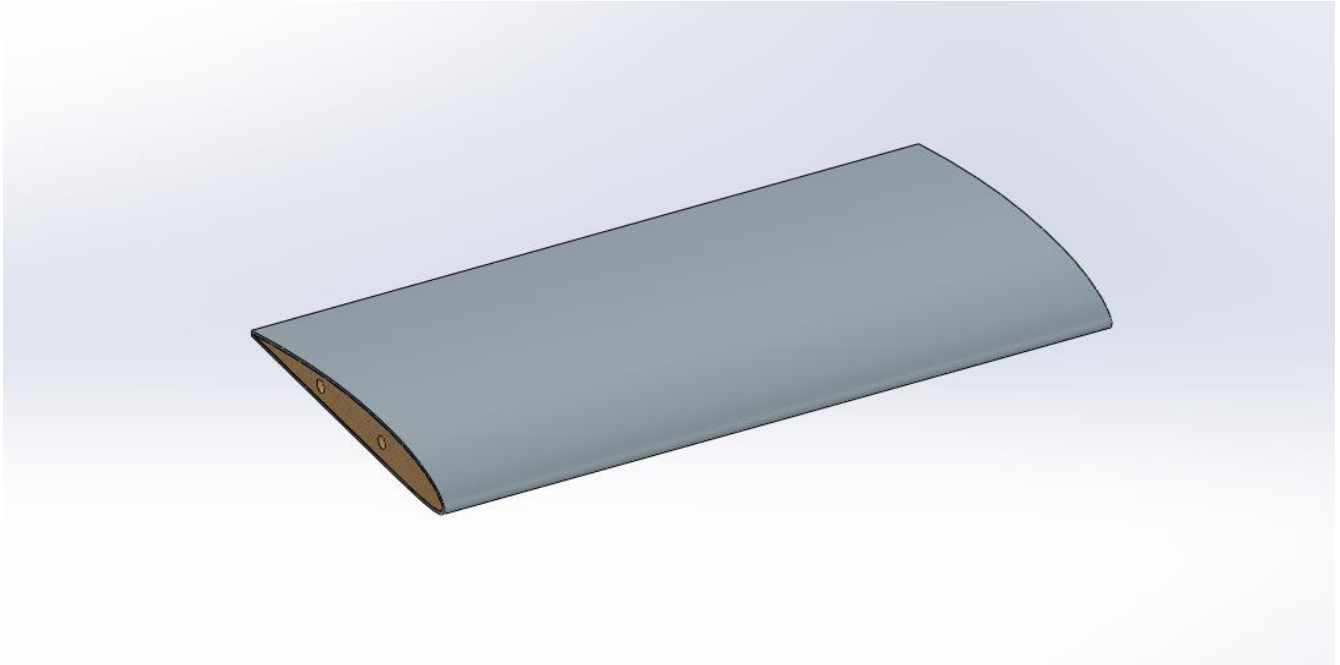


Figure II.25. Conception de l'aile

II.5.1. Réalisation de la mise en données du problème

La réalisation complète d'une simulation de ce problème (analyse des différents fréquences propres et de visualiser les modes qui correspond à chaque fréquence) s'effectue après un passage successif dans les modules intégrés dans le code de calcul ABAQUS suivant :

- Part,
- Property,

- Assembly,
- Step,
- Load,
- Mesh.

II.5.2. Module part

C'est dans ce module qu'est définie la géométrie des entités du modèle, comme on a déjà fait la conception de ce modèle dans SOLIDWORKS donc il faut juste importez le fichier de conception dans l'ABAQUS.

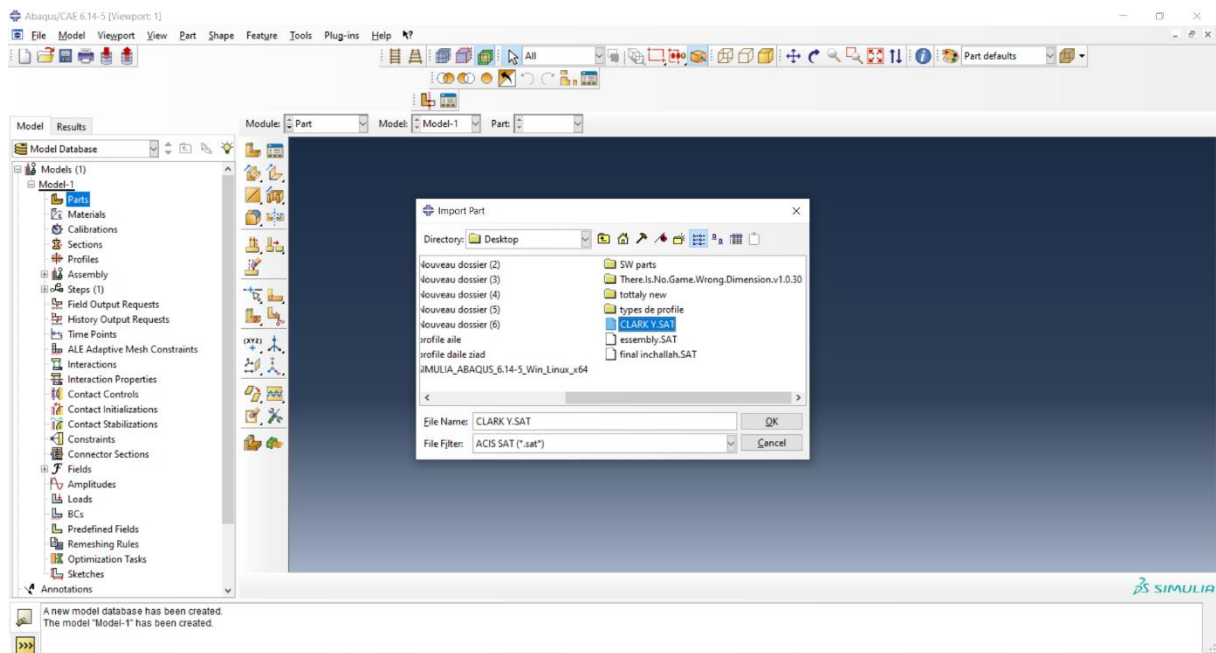


Figure II.26. Importation de fichier « CLARK Y.SAT »

II.5.3. Module Property

- Cliquez sur l'icône Create Material
- Entrez dans le champ Name FibreDeVerre
- Cliquez sur General sélectionnez Density
- Entrez 2.44^e-007 sur la ligne Mass density
- Cliquez sur Mechanical sélectionnez Elasticity et Elastic
- Entrez 2000000 sur la ligne Young's Modulus,
- Entrez 0.4 sur la ligne Possion's ratio
- Cliquez sur OK,

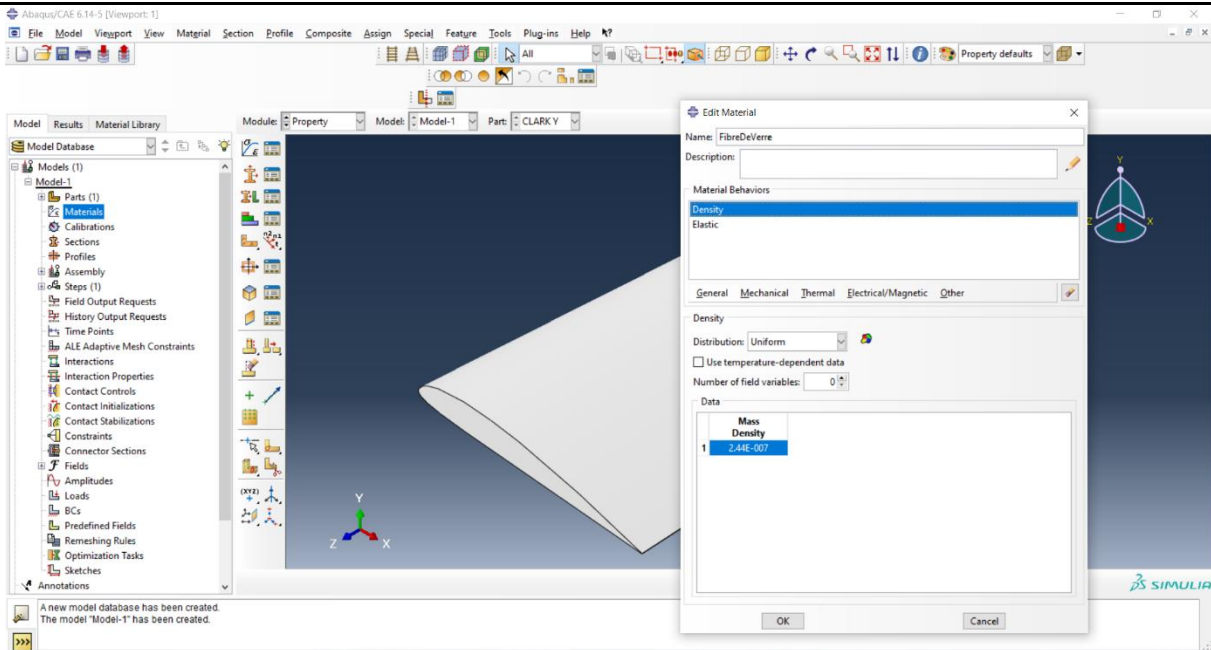


Figure II.27. Définition des propriétés « Mass-Density »

II.5.4. Création de la section

- Cliquez sur l'icône Create section ;
- Entrez dans le champ Name : sec1 ;
- Cliquez sur Shell, puis Homogeneous, ensuite sur Continue ;
- Cliquez sur OK.

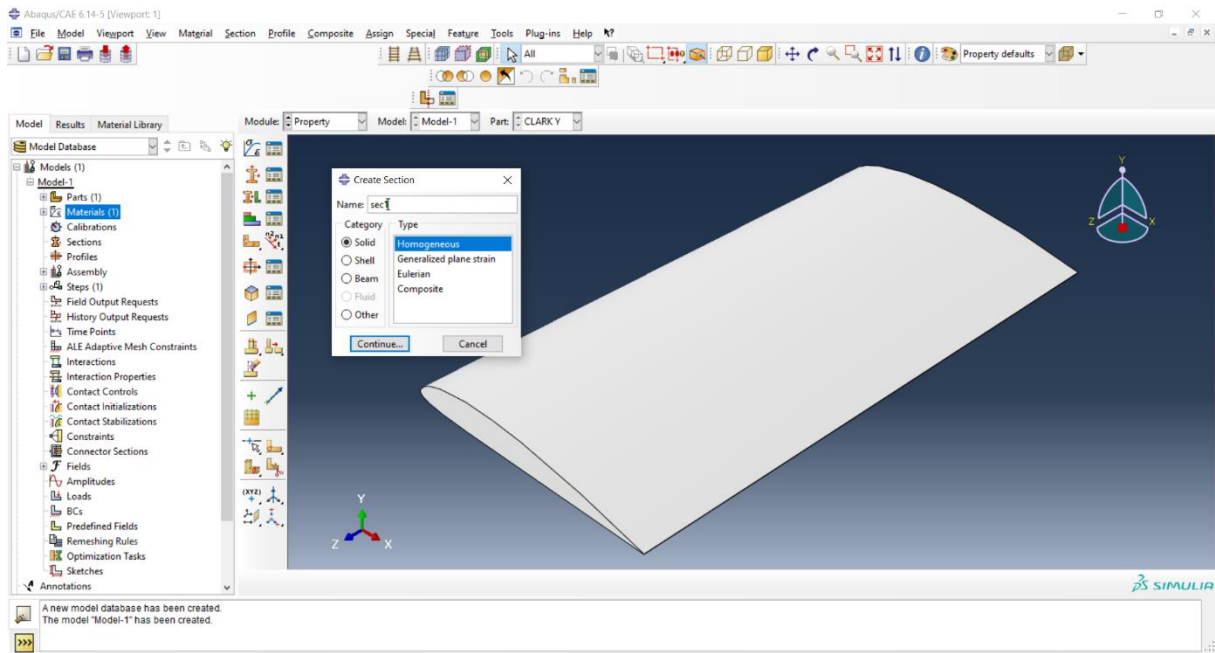


Figure II.28. La création des sections.

Application de la section

- Sélectionnez dans la barre de menu à côté de Part,
- Cliquez sur l’icône Assign Section,
- Cliquez sur la fenêtre graphique, puis sur Done,
- Puis sur OK,

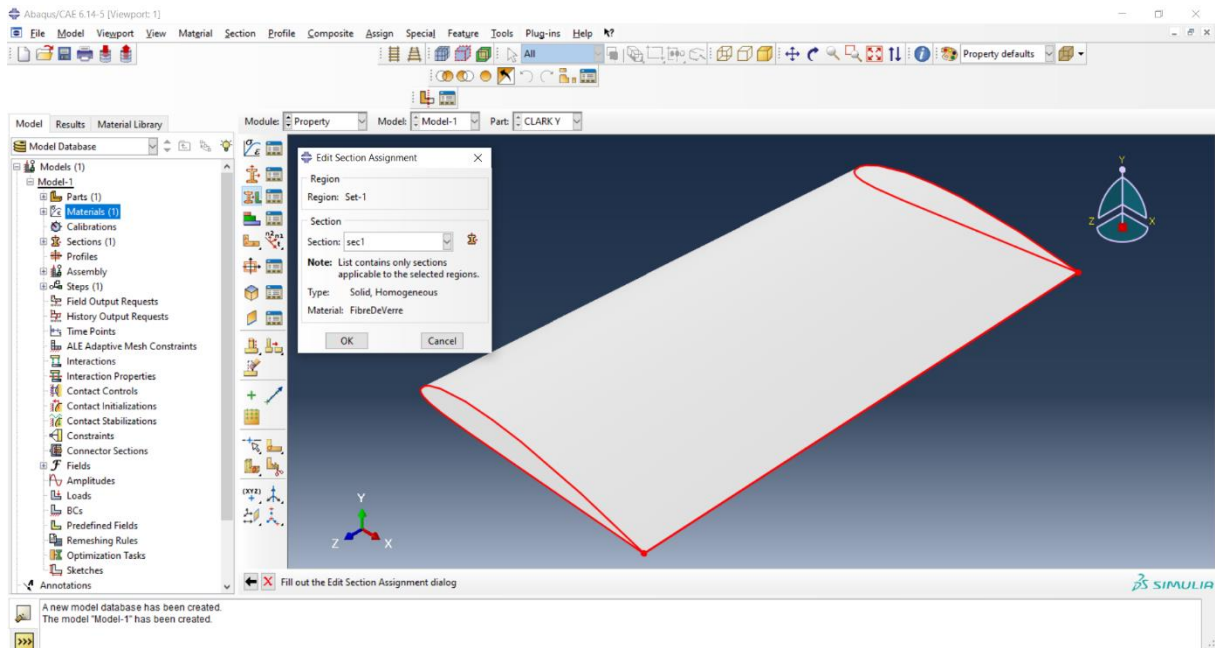


Figure II.29. Application de la section.

II.5.5. Module Assembly

Dans ce module, il s'agit de créer une (voire plusieurs) instance(s), à partir des entités que vous avez définies dans le module Part. Ces instances seront celles que vous manipulerez par la suite dans le modèle. Création de l'instance Sélectionnez plaque 1 dans la liste et cliquez sur OK.

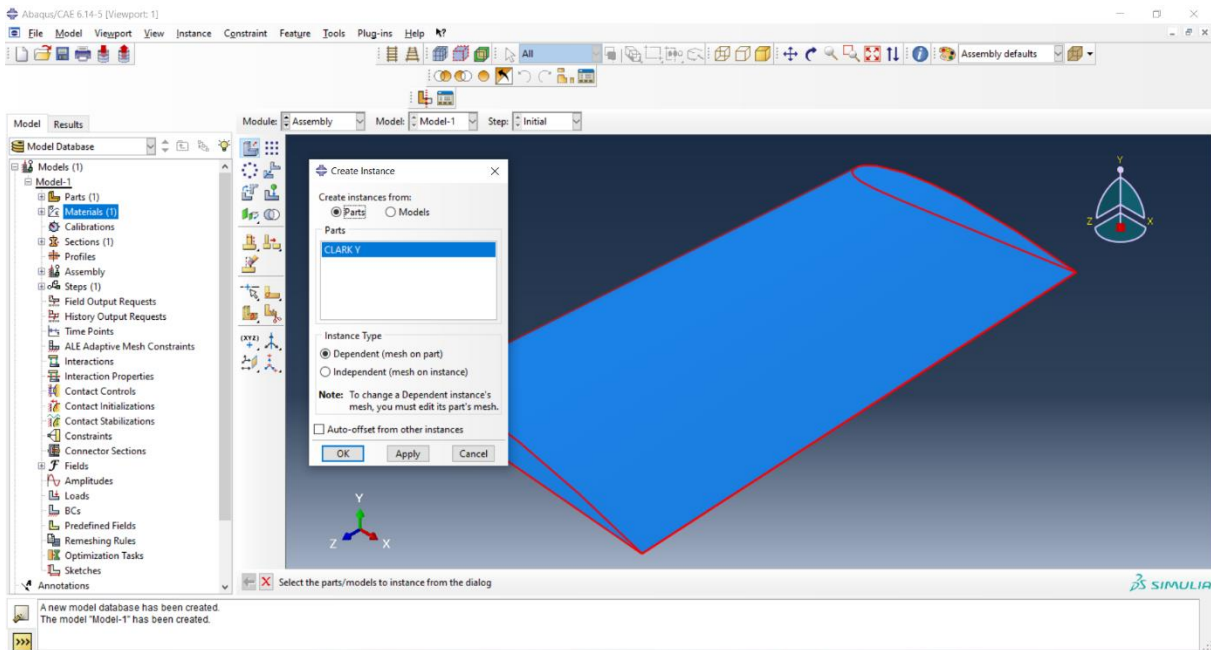


Figure II.30. Création de l'instance.

- Cliquez sur l'icône Create Step ;
- Entrez dans le champ Name : FirstStep ;
- Cliquez dans la liste linear perturbation ,sélectionnez frequency ;
- Cliquez sur Continue.

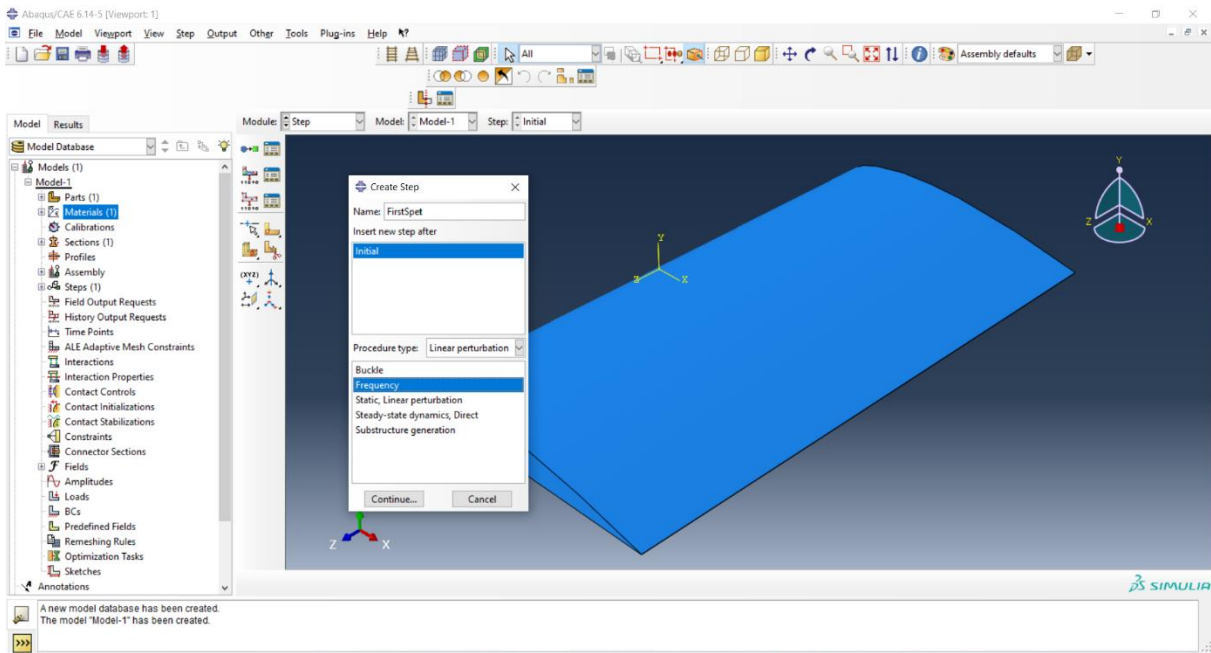


Figure II.31. Step creation linear perturbation frequency .

- Entrez dans le champ MAX frequency of interest 2000 cycles/time ;
- Cliquez sur Ok.

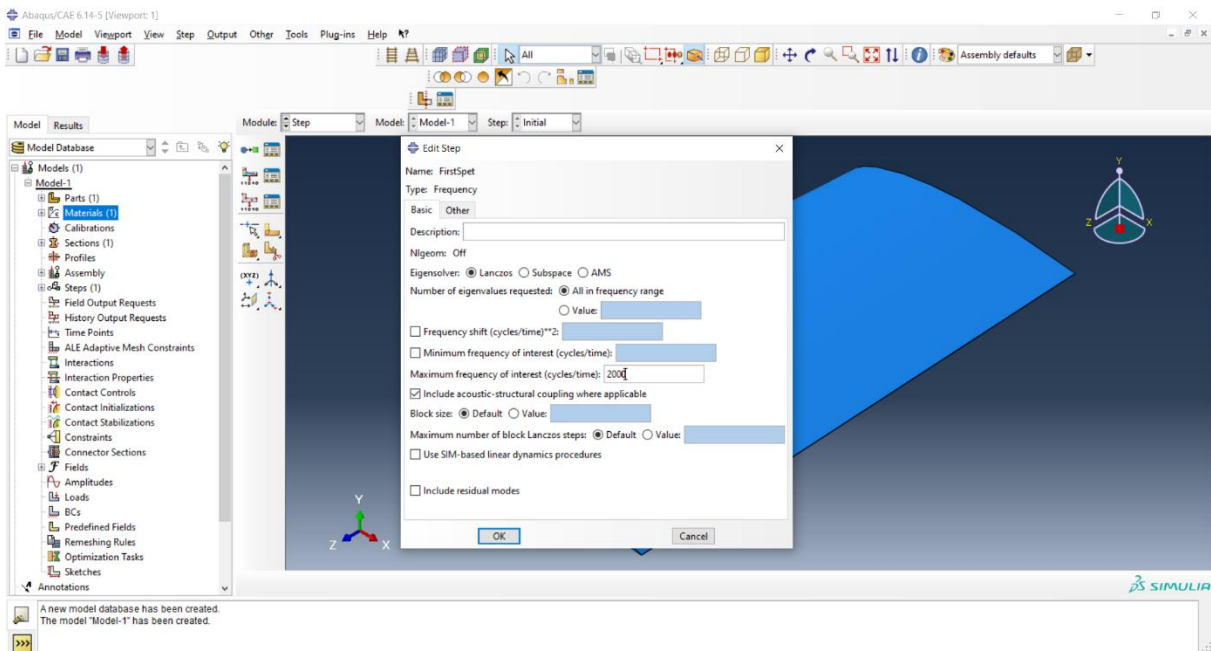


Figure II.32. Définir la fréquence maximal .

II.5.6. Module Load

- Cliquez sur l'icône Create Boundary Condition ;
- Entrez dans le champ Name : BC-1 ;
- Vérifiez que pour la ligne Step l'item soit sur initial (Step-1) ;
- Sélectionnez dans la liste Category, Mechanical et dans la liste Types for selected step, Symmetry/Antisymmetry/Encastre ;
- Cliquez sur Continue ;
- Sélectionnez dans la fenêtre graphique le bord gauche d'aile ;
- Cliquez sur Done.

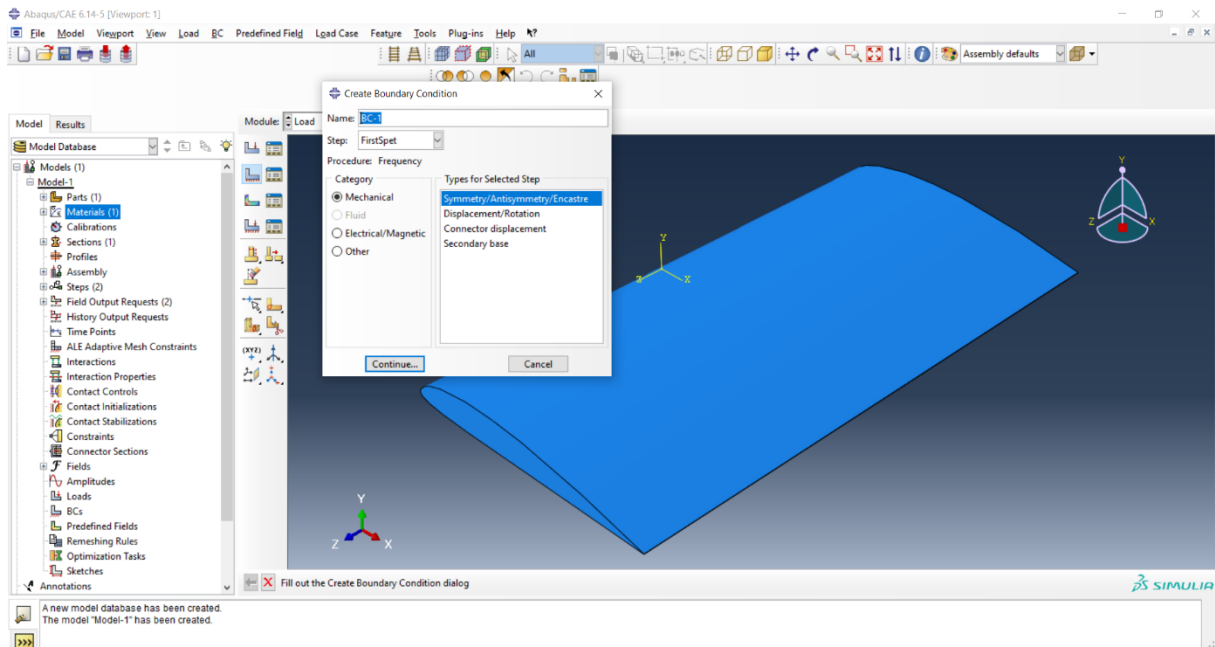


Figure II.33. Create Boundary conditions.

- Sélectionnez dans la liste ENCASTRE ;
- Cliquez sur OK.

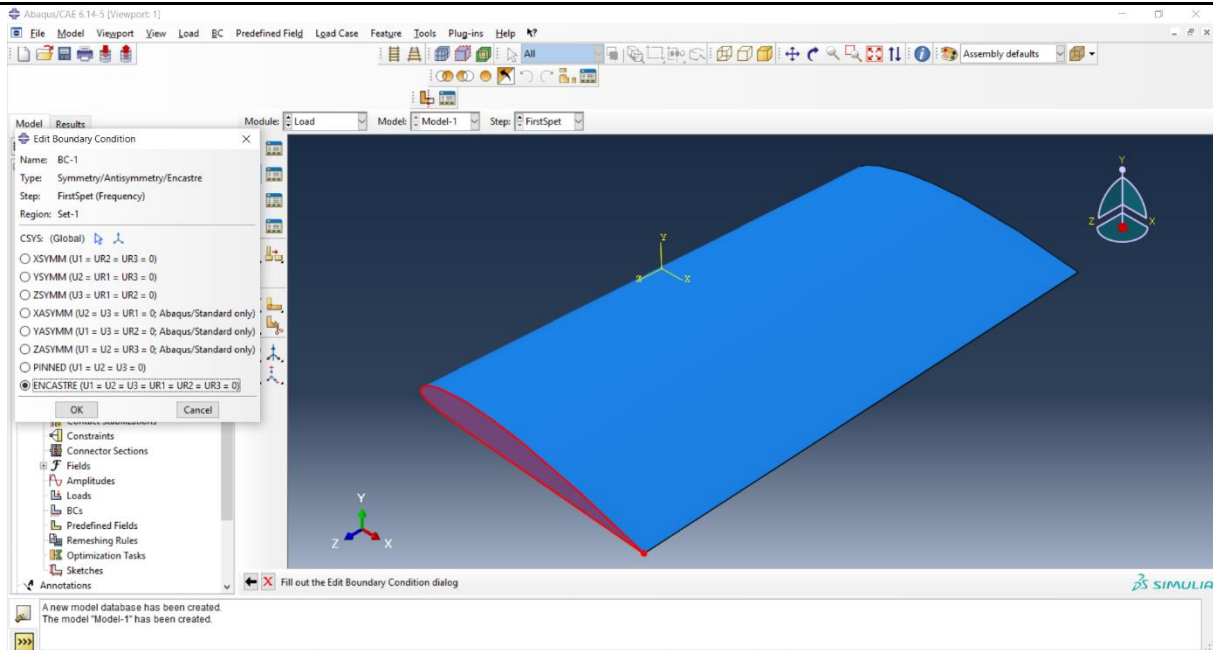


Figure II.34. Définir la face d’encastrement.

II.5.7. Module Mesh

- Cliquez sur l’icône Mesh ;
- Cliquez sur l’icône Seed Part Instance ;
- Sélectionnez dans la fenêtre graphique, puis cliquez sur Done ;
- Entrez sur la ligne Global size element (approximate) : 10 et tapez Entrée au clavier.

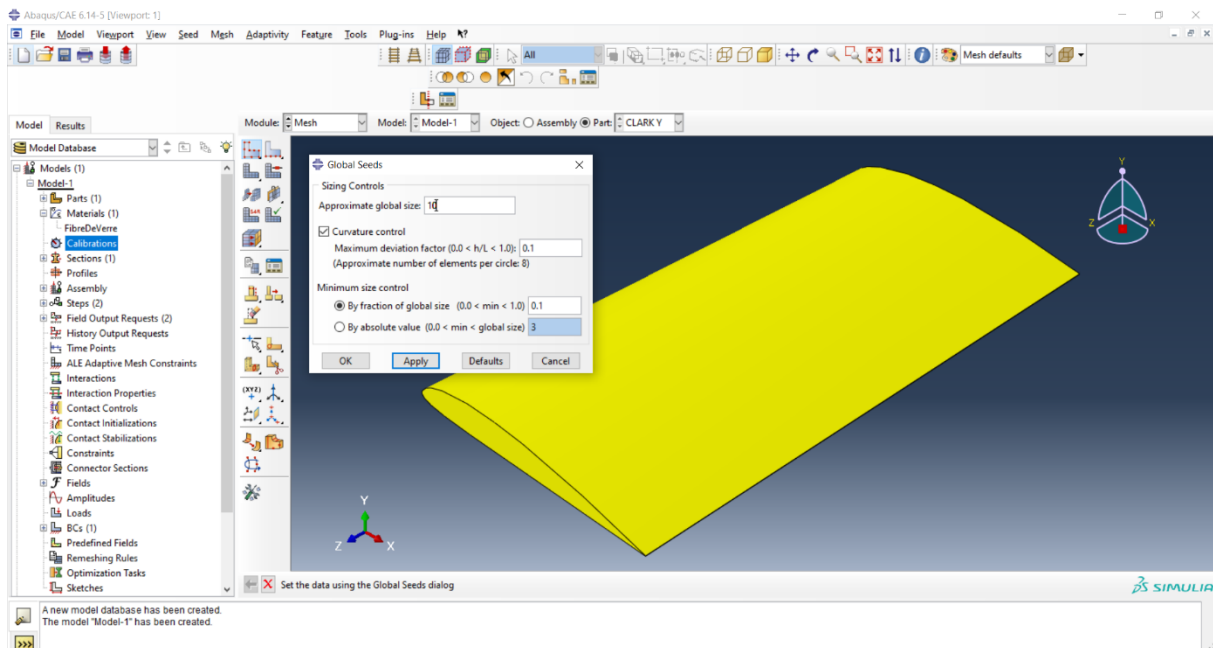


Figure II.35. Paramètre de Maillage

- A partir de la barre de menu, sélectionnez Mesh→Instance ;
- Pour mailler la pièce, cliquez sur Yes.

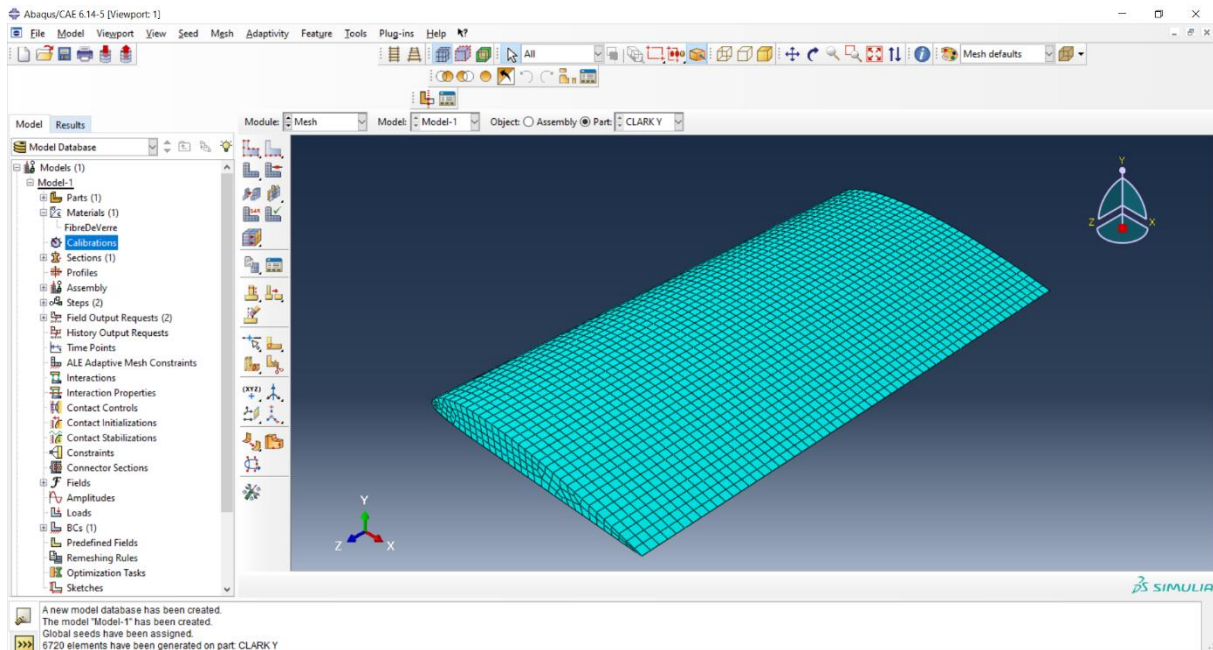


Figure II.36. Maillage du modèle

II.5.8. Module Job

- Cliquez sur l'icône Create Job ;
- Entrez dans le champ Name : job-1(par exemple) ;
- Cliquez sur Continue, puis sur OK .

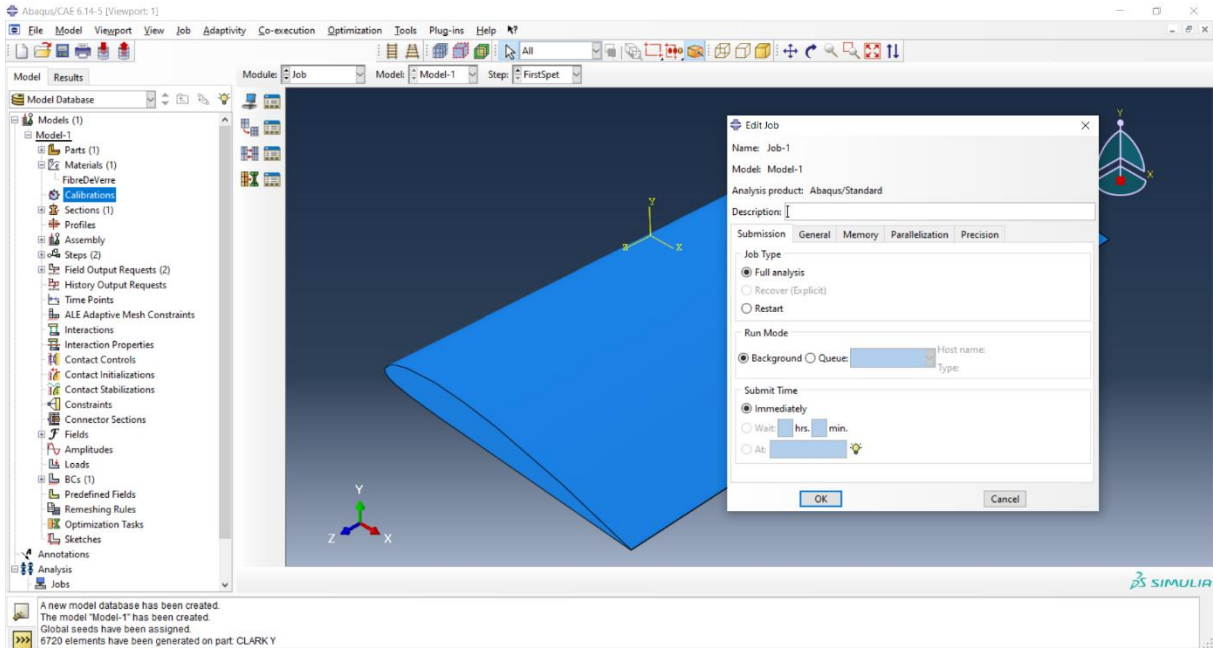


Figure II.37. Création et lancement d'un calcul

➤ Cliquez sur l'icône Job Manager → submit → results ;

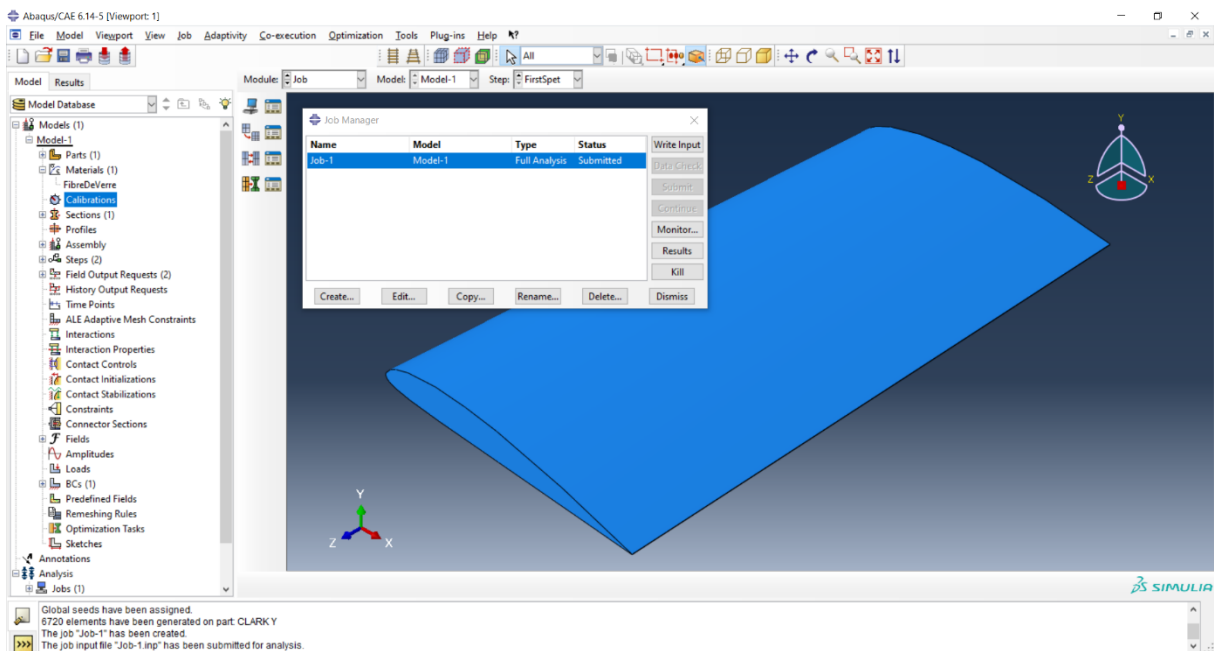



Figure II.38. Soumettre le calcul

II.5.9. Module Visualisation

Cliquer sur l'outil  dans la boîte à outils. ABAQUS/CAE affiche la déformée du modèle.

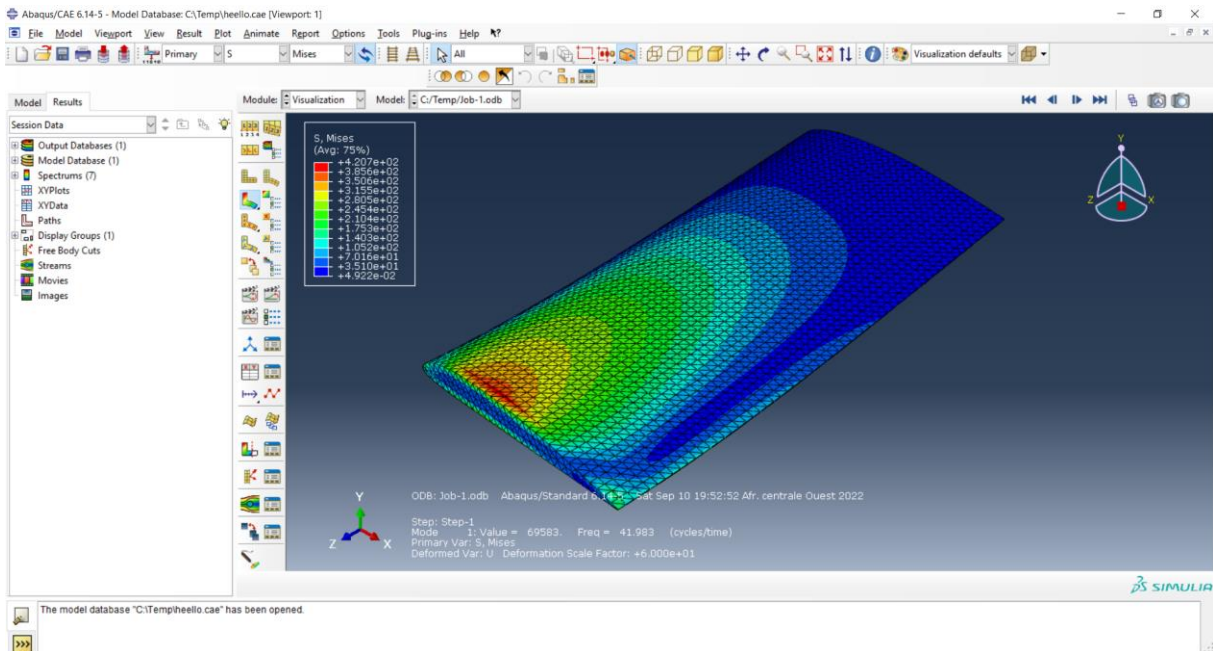


Figure II.39. Fenêtre de visualisation pour les différent mode

II.6. Conclusion

Le chapitre commence par les procédure de la conception d'un aile d'avion à l'aide d'un logiciel de conception nommé SolidWork, le travail consiste à extraire le G-code de profil d'aile au moyen de ce logiciel en suit, ce dernier a été exporté à la machine de découpage à fil chaud pour réaliser la forme de l'aile, diverses opérations de renforcement et perfectionnement sont réalisées, afin d'obtenir la forme voulue de l'aile.

Pour effectuer l'analyse modale, l'aile est subdivisée en 84 points en forme matricielles à des distances entre les points.

Deux logiciels PUMA , CATS MODAL sont utilisés pour obtenir des fréquences propres et des formes modales.

A la fin de ce chapitre, au moyen de logiciel Abaqus on a accompli la simulation de l'aile d'avion.

CHAPITRE 3 : ANALYSE COMPARATIVE

CHAPITRE III : ANALYSE COMPARATIVE

III.1. Introduction

le présent chapitre, concerne-la présentons des différents résultats obtenus à partir de l'étude expérimentale , de l'analyse numérique et de discuter tout ce que déjà obtenu dans le chapitre précédent, ainsi que de faire la comparaison de ces résultats.

III.2. Présentation des résultats

D'après les résultats des fréquences du premier et deuxième et troisième mode, les valeurs de fréquence obtenues est présenter dans le graph ci-dessous.

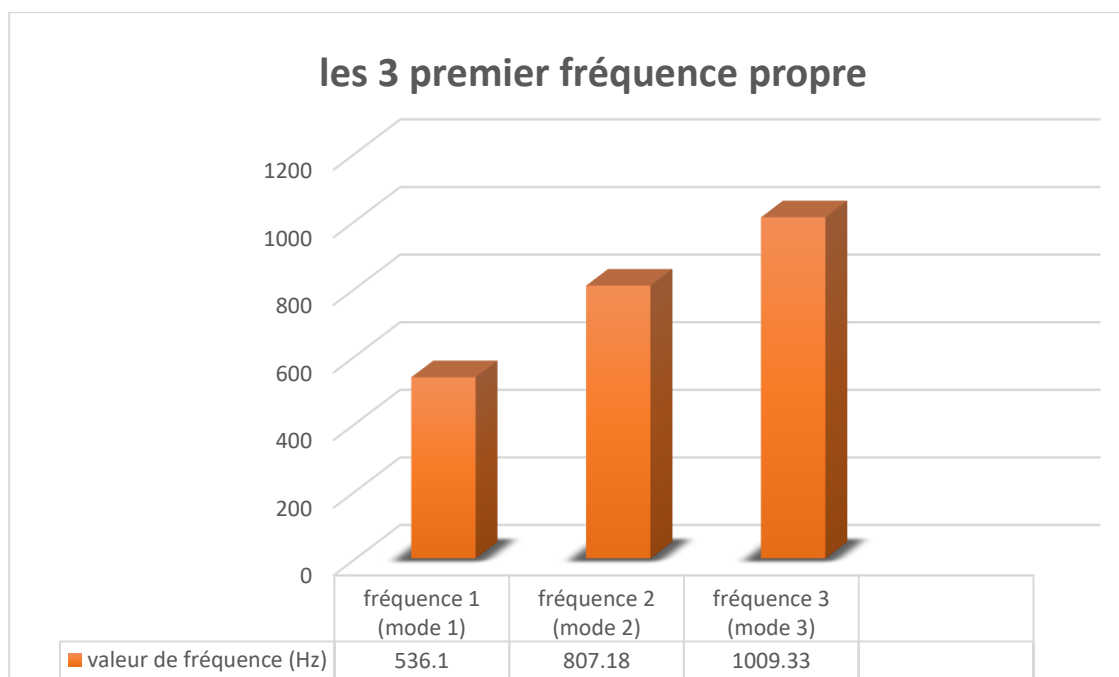


Figure III.1. Présentation des fréquences

III.2.1. Les modes propres expérimentalement

D'après le graphe précédent et les figures ci-dessous, on remarque que chaque fréquence propre est associée à un mode propre et avec le programme CATSMODAL on peut visualiser les déformations de ces trois modes.

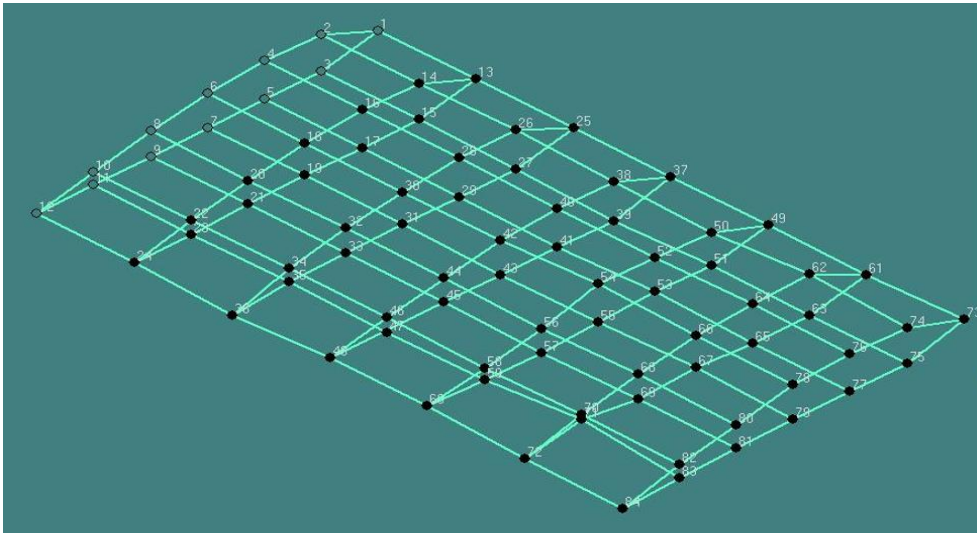


Figure III.2. Mode 1 (536.1 Hz)

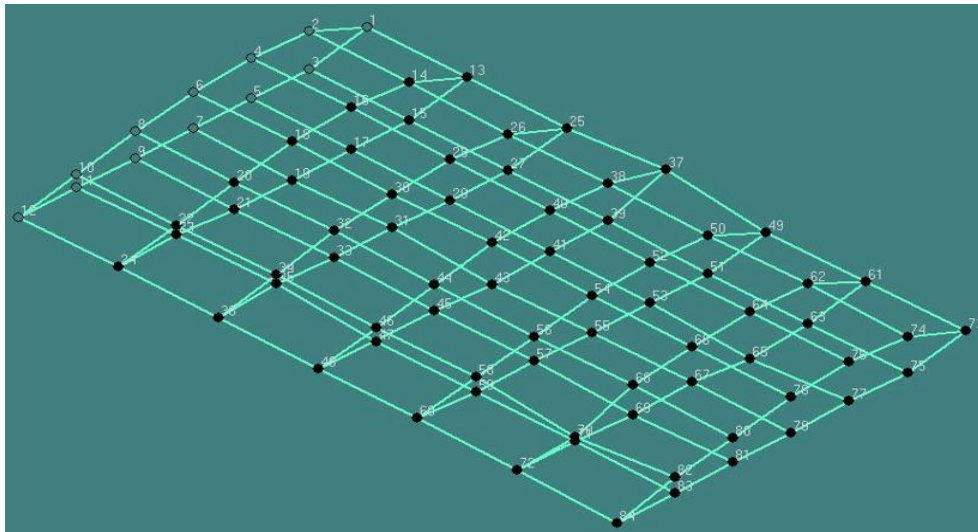


Figure III.3. Mode 2 (807.18 Hz)

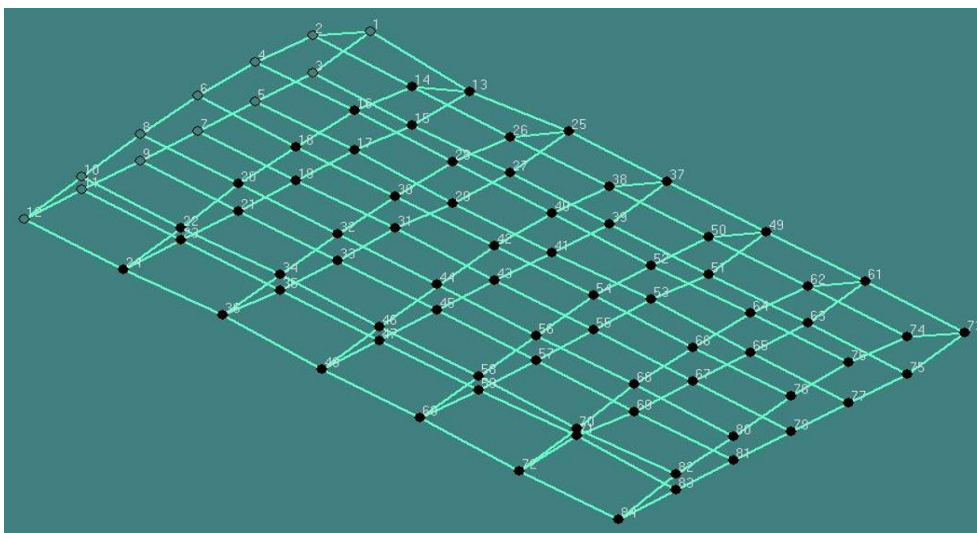


Figure III.4. Mode 3 (1009.33 Hz)

III.3. Les modes propres numériquement

Les résultats obtenus en analyse numérique sont :

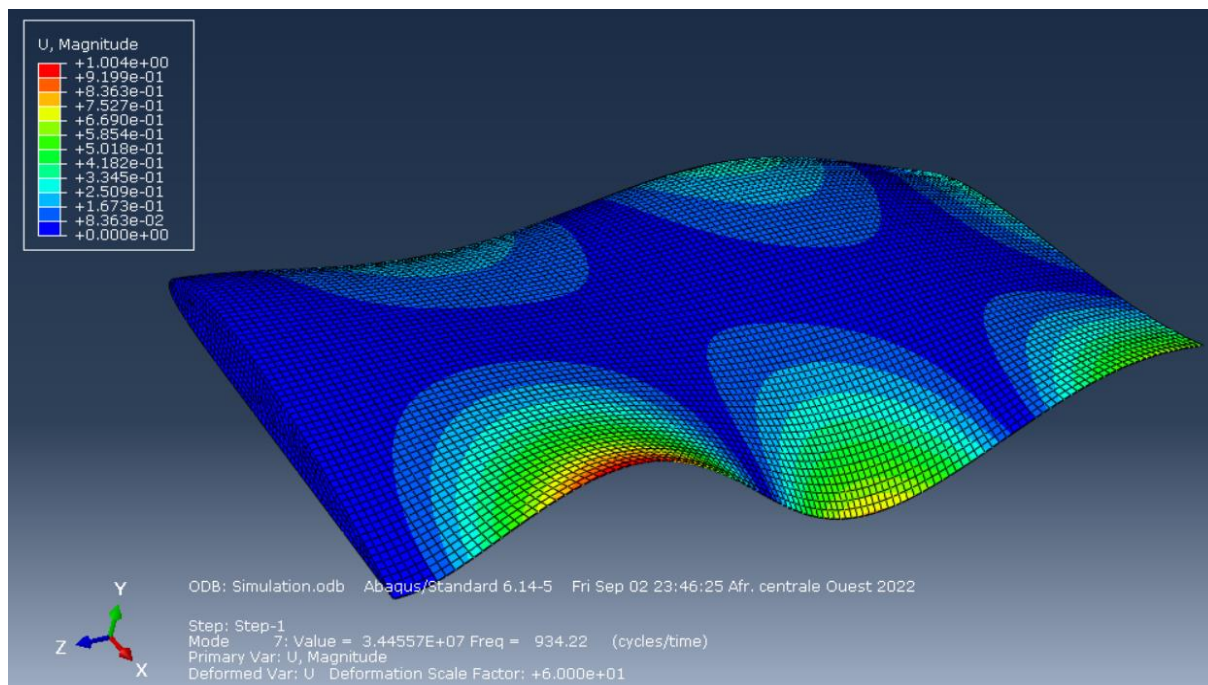


Figure III.5. Mode 1 (538.74 Hz)

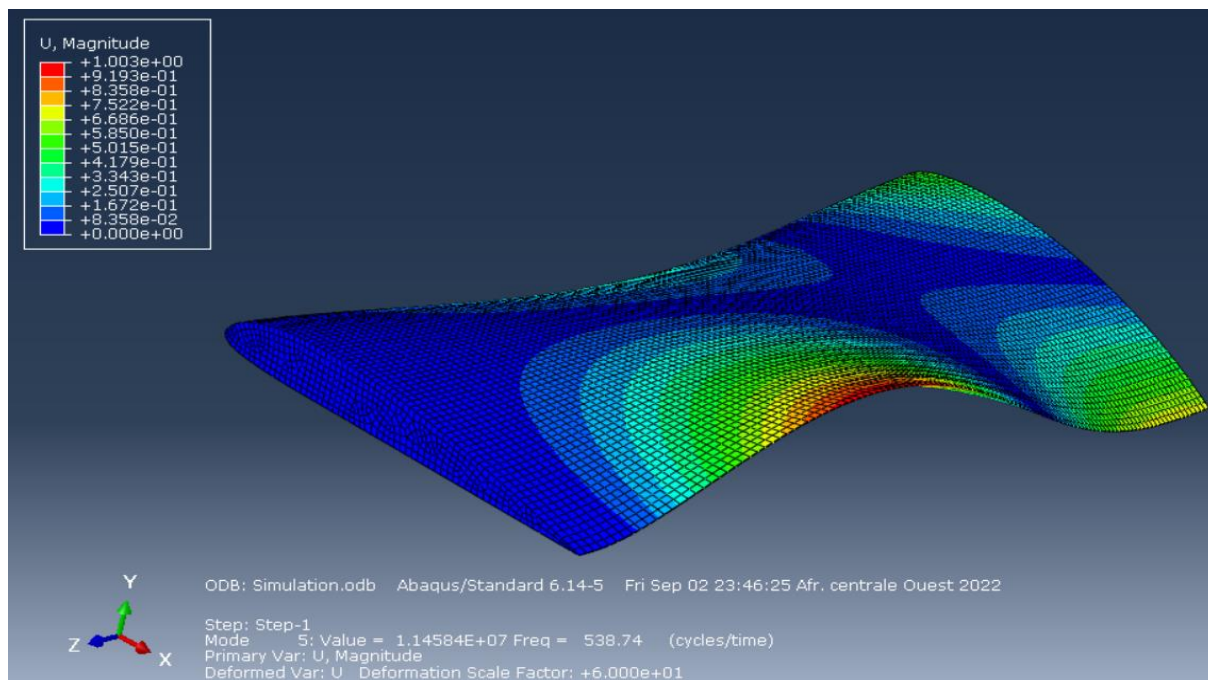


Figure III.6. Mode 2 (934.22 Hz)

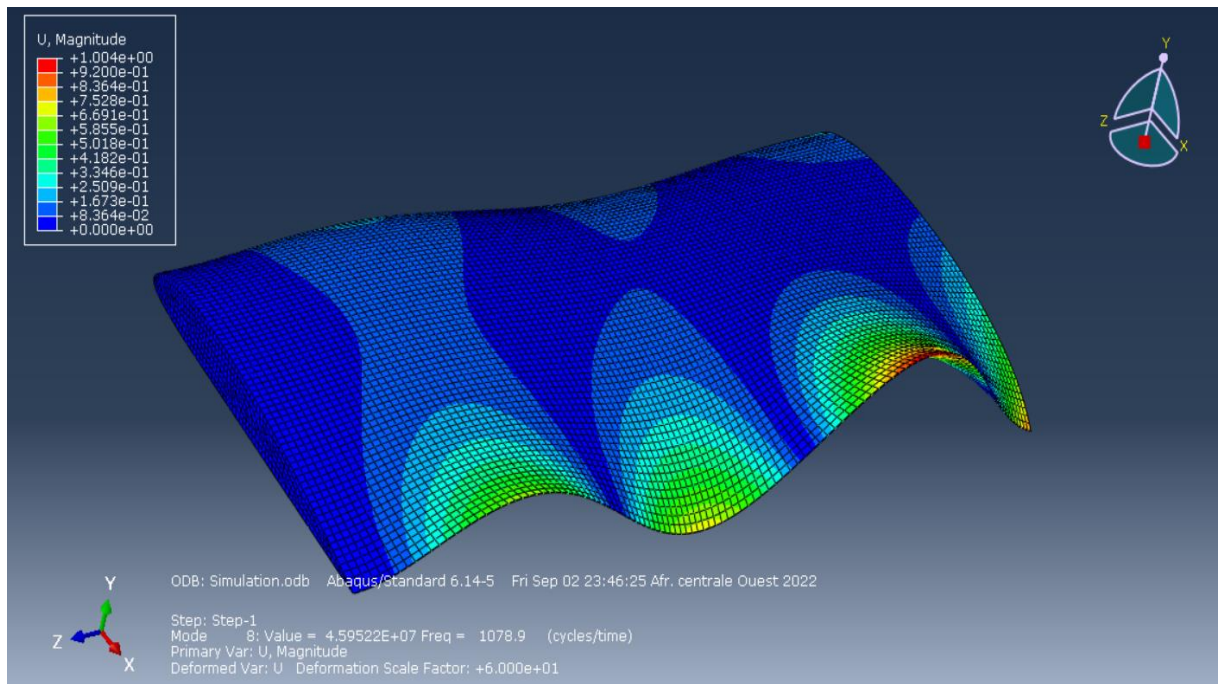


Figure III.7. Mode 3 (1078.9 Hz)

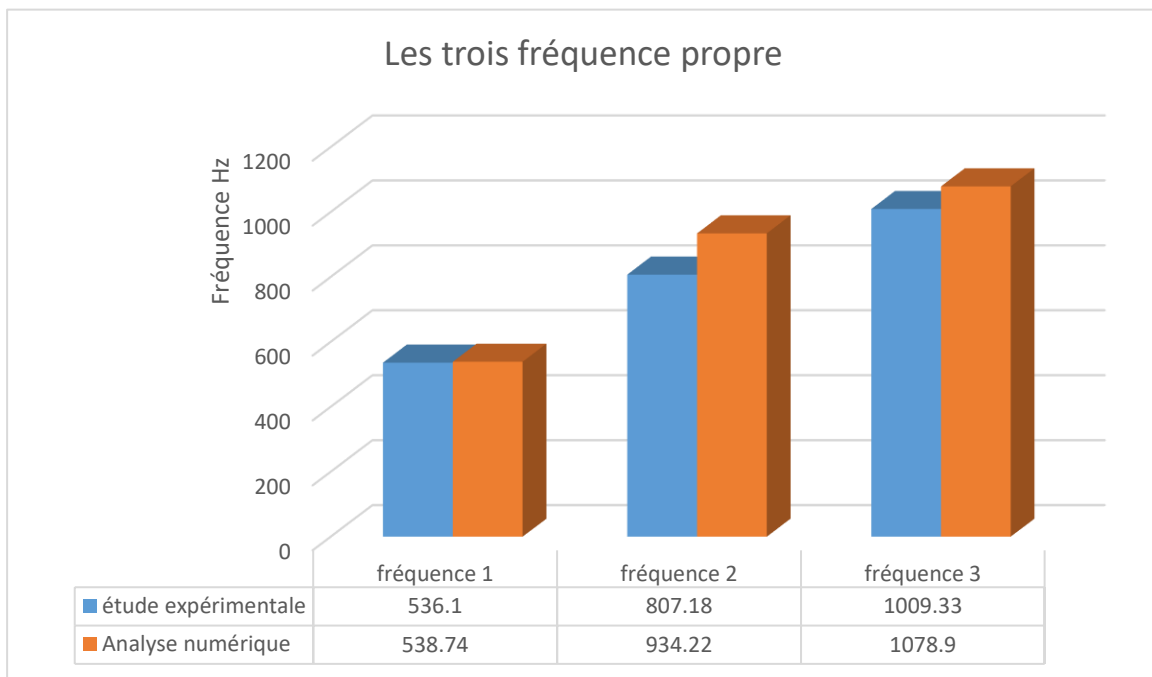


Figure III.8. Résultats des études expérimentales et numérique

III.4. Discussion

Les résultats de la méthode expérimentale sont comparés à ceux de obtenus par l'approche numérique. Pour notre cas, les trois premiers modes propres sont considérés.

Les résultats expérimentaux et numériques pour les trois premiers modes sont présentés dans la figure(III.8). Nous remarquons une différence entre les résultats obtenus. Cette différence est généralement liée au choix de l'embout, qui dépend du matériau utilisé.

On peut dit que les trois modes sont des modes composés montre principalement une combinaison linéaire de deux modes en même temps (flexion/torsion).en d'autres mots il ya une contribution d'un mode de flexion et un autre en torsion ,

III.5. conclusion

A partir de deuxième chapitre, d'après la comparaison qui a été réalisée, on constate que les résultats de l'analyse numériques et expérimentales sont presque identiques, par exemple, la première fréquence d'analyse numérique 538,74 Hz, est à peu près égale à la fréquence obtenue par l'étude expérimentale qu'est de 536,1 Hz.

C'est vrai que ces résultats ne sont pas vraiment Just. mais d'autre part, il faut prendre en considération que on a toujours un pourcentage d'erreurs qui joue un rôle très important dans les étude expérimentale ,à cause de la précision énorme de l'environnement de simulation.

CONCLUSION GENERALE

Conclusion générale

L'analyse modale est une méthode très rapide et peu coûteuse d'essai non destructif de structures pour leur identification dynamique. En effet, de tous les mouvements de déformation de certains points d'une structure soumise à des efforts vibratoires, l'analyse modale permet de visualiser son comportement et de déterminer tous les paramètres de la vibration : fréquence propre, les modes de déformation.

Ce travail est consacré à faire des expérimentations sur un profil d'aile d'avions de type Clark y, pour effectuer l'analyse modale on a passé par plusieurs étapes, tout d'abord une étude bibliographique a été menée sur l'aérodynamique (les force exercer sur l'aire, les type des profil d'ailes selon la forme, les martiaux composite), ensuite en à passer à la partie pratique de ce travail (la conception est la réalisation sur la machine CNC), les résultats de réalisation étaient bons, puis nous amener la forme finale de profil d'aile par processus de renforcement .

Des essais vibratoires a été fait pour effectuer pour l'analyse modale à l'aide de deux logiciel (PUMA, CATSMODAL), ces opérations permis d'obtenir les déformer modale est les fréquences propres pour comparer avec les résultats de simulations qu'est fait par programme Abaqus,

En utilisant des simulations informatiques et des tests numériques, il est possible de modéliser et de prédire le comportement du système dans différentes conditions sans avoir à construire des prototypes physiques. Cela peut permettre de réduire le temps et les coûts de développement en éliminant la nécessité de construire des prototypes coûteux pour tester différents scénarios. De plus, les tests numériques peuvent être utilisés pour optimiser la conception du produit en identifiant les zones à problèmes potentielles avant la construction de prototypes physiques.

Bibliographie

- [1] du Puy de Goyne, Thierry, Plays, Yves, Lepourry, Patrick, Besse, Jacques, Initiation à l'aéronautique, Cépaduès-Éditions, Toulouse, 1995, 176 pages, ISBN 2.85428.372.4.
- [2] Michael J. Kroes, James R. Rardon, Aircraft Basic Science, 7th ed., Glencoe/McGraw-Hill, 1993, 413 pages, ISBN 0-02-801814-1.
- [3] Gilbert KLOPFSTEIN, L'air et l'avion, Institut du transport aérien, Paris, 1995, 226 pages, ISBN 2-908537-12-5.
- [5] Profil (aéronautique): définition et explications. (n.d.). Techno-Science.net. Retrieved September 12, 2022, from <https://www.techno-science.net/definition/9445.html4>
- [6] Profil d'aile. (n.d.). Dictionnaires Et Encyclopédies Sur "Academic." Retrieved September 12, 2022, from <https://fr-academic.com/dic.nsf/>
- [7] TH. Faur « Aérodynamique Appliquée » Travaux Dirigés 2009. Université Pierre et Marie Curie–Paris 6 École Normale Supérieure de Cachan.
- [8] KUETHE, A. M. & CHOW, C. Y. (1998) Foundations of Aerodynamics – Bases of Aerodynamic Design , 5 th edition, John Wiley & Sons : un livre général qui aborde également les écoulements compressibles
- [9] KLOPFSTEIN, G., 2008. Comprendre l'avion - Tome 2 : Mécanique du vol. p.15.
- [10] Pierre Rebuffet, «Aérodynamique Expérimentale». Deuxième Edition, Paris et Liège Librairie Polytechnique, 1950.
- [11] SCHENCK S . A Vibrations Equilibrage sur site , Applications à la maintenance conditionnelle Février 1994
- [12] Rodríguez-Laiz, A. (2019, October 22). Les quatre forces. AERTEC. Retrieved September 15, 2022,
- [13] Cengel / Cimbala, « Mécanique des fluides : Ecoulements Externes », Université de Québec, 2009. □

- [14] CHERRAD Adel Eddine, « Etude de l'écoulement transsonique autour d'un obstacle », thèse université de Batna, 2012
- [15] « Initiation à l'aéronautique » T. du PUY de GOYNE, Y. PLAYS, P. LEPOURRY, J. BESSE
- [16] SAMIR Khene, « Mécanique des fluides », publications de l'université Badji Mokhtar, Annaba, 2000
- [17] Analyse modale expérimentale des structures par excitation acoustique à référence unique François Lafleur¹, Marc Thomas², Frédéric Laville² 1criq (centre de recherche industrielle du Québec).
- [18]] SYS 855 Vibroacoustique Étude de l'A.M.E. Analyse Modale Expérimentale Marc Thomas, ing., Ph.D. Professeur Département de génie mécanique ETS
- [19] Piranda J., Analyse modale expérimentale, Techniques de l'Ingénieur, Traité bruit et vibration, 2001.
- [20] Structural testing; Modal analysis and simulation “**Brüel & Kjær**
- [21] technique de l'ingénieur A410. Vibration.
- [22] Richard Taillet, Loïc Villain et Pascal Febvre, Dictionnaire de physique, Bruxelles, De Boeck, 2013, p. 297.
- [23] Ensta – cours MS 204 dynamique des systèmes mécaniques: ondes et vibrations.
- [24] Technique de l'ingénieur R 6180 / Analyse modale expérimentale par Jean PIRANDA Professeur à l'Université de Franche-Comté, Laboratoire de Mécanique Appliquée R. Chaléat.
- [25] GAY, D. Matériaux composites. 3e édition. Paris : Hermès, 1991. 569 p.
- [26] Reinhart, T.J. & Clements, L.L. « Introduction to composites. » Dans: Engineered materials handbook - Volume 1: Composites. Ohio, USA: ASM International, p. 27- 34, 1993.
- [27] Gürdal, Z., Haftka, R.T., & Hajela, P. « Design and optimization of laminated composite materials. » Canada: Wiley-Interscience Publication, 352 p, 1999.
- [28] V. Reynaud, G. Subra, M. calderini, « Les matériaux composites », ENSCM, 1993.

[29] Michel Dupeux, « Aide-mémoire science des matériaux », Dunod, Paris, 2004.

[30] Hashin, Z., Rosen, B.W., Humphreys, E.A., Newton, C. & Chatterjee, S. « Fiber composite analysis and design: Composite materials and laminates, Volume I. » Washington D.C., USA: Federal Aviation Administration, N° DOT/FAA/AR-95/29- I, 339 p, 1997.

[31] Kim, J.K. & Mai, Y.W. « Engineered interfaces in fiber reinforced composites. » Pays-Bas: Elsevier Science Ltd., 416 p. ISBN 0080426956, 1998.

[32]. Archambault R., Getting more out of vibration signals using the logarithmic scale, 1e IMMDC, 1989, p 568.

Site-web:

[33]https://www.alliantech.com/gb/categorypost?id_owl_blog_post=249&rewrite=utilisation-marteaux-dimpact&category_parent=70