

# MODELISATION ET ANALYSE DES PHENOMENES AEROELASTIQUE POUR AILE D'AVION EN MATERIAUX COMPOSITES.

H. ZERROUKI <sup>(a)</sup>, D. BOUTCHICHA <sup>(b)</sup>

<sup>(a)</sup> Université des sciences et de technologie Mohamed Boudiaf, BP 1505, Oran-Algérie, [halimazerrouki519@gmail.com](mailto:halimazerrouki519@gmail.com),

<sup>(b)</sup> Université des sciences et de technologie Mohamed Boudiaf, BP 1505, Oran-Algérie, [boutchicha@hotmail.com](mailto:boutchicha@hotmail.com)

## RÉSUMÉ

Dans la présente étude, le problème d'un phénomène d'aéroélasticité et la stabilité aéroélastique d'une section typique d'aile avion de type NACA 4412.

On présente le flottement comme un phénomène dangereux, qui se termine en générale, par la rupture de l'avion. Il peut être déterminé comme une instabilité dynamique de la structure. Le flottement apparaît suite à une interaction des forces aérodynamiques, élastiques et d'inerties. Il se produit à une vitesse déterminée de vol, qui est appelée vitesse critique du flottement.

L'objectif de notre étude est de calculer la vitesse critique du flottement par une simulation numérique à l'aide du code de calcul ANSYS CFX 14.0 ensuite les résultats sont validés par un essai d'une tranche d'aile sur une soufflerie subsonique.

Les résultats obtenus expérimentalement sont similaires à ceux obtenus par l'approche numérique.

**Mots clés :** Aéroélasticité, aérodynamique, Flottement, Vitesse critique, ANSYS.

## NOMENCLATURE

### Symboles :

$c$  Longueur de la corde, cm

$f_{an}$  Fréquence naturelle calculée

$I_0$  Moment d'inertie par rapport

$f_{num}$  Fréquence naturelle

$K_t$  Coefficient de rigidité de

### Lettres grecques :

$\alpha$  Angle d'incidence

## 1. INTRODUCTION

Les phénomènes d'aéroélasticité peuvent avoir une influence significative sur la conception des véhicules de vol. En effet, ces effets peuvent grandement modifier les exigences de conception qui sont spécifiés pour les disciplines de performance, de charges structurelles, la stabilité de vol et de contrôle. En plus, les phénomènes aéroélastique peuvent introduire des instabilités catastrophiques de la structure qui sont uniques aux interactions aéroélastique.

La prise en compte des effets aéroélastique requiert l'utilisation de méthodes numérique couplant des outils de simulation comme l'ANSYS CFX pour mettre en évidence, par la présentation de l'étude du cas réel traité dans la partie expérimentale.

La présente étude fait partie d'un projet de recherche qui a pour objectif de faire une analyse aéroélastique d'un profil d'aile à l'échelle réduite et de trouver et calculer les limites de l'instabilité et de concevoir des profils aérodynamique qui reste stable dans la plage de vitesse de fonctionnement.

## 2. SIMULATION NUMERIQUE

Notre étude est faite par un code du calcul ANSYS CFX dans sa version 14. Pour effectuer cette étude numérique on a réalisé un calcul qui s'adapte avec la veine d'essai de la soufflerie (figure 1), et on a choisi comme un type de maillage l'hexaèdre qui est représenté dans la figure 2.

- La longueur de la corde = 20cm.
- L'épaisseur = 46cm.

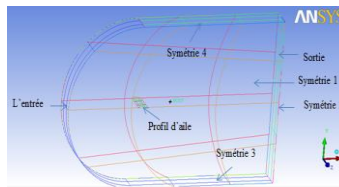


Figure 1. Domaine d'étude

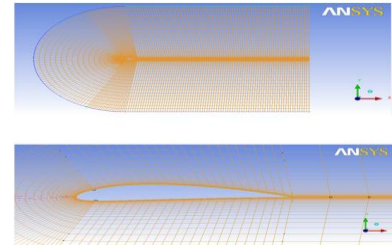


Figure 2. Maillage de domaine d'étude et de l'aile

Pour accomplir cette simulation pour un écoulement laminaire ou turbulent, on introduit les conditions initiales suivantes: la température =25 C° et la pression =1.016 bar, et trois valeurs de vitesse d'entrée 10 m/s, 15 m/s, 20 m/s pour différentes angle d'incidence de 0° à 20° avec un pas de 5 comme des conditions aux limites (Figure 3), ensuite on introduit les équations aérodynamiques qui permettent de calculer les forces et les coefficients aérodynamiques (Figure 4).

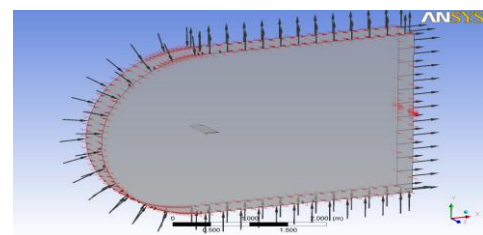


Figure 3. La géométrie.

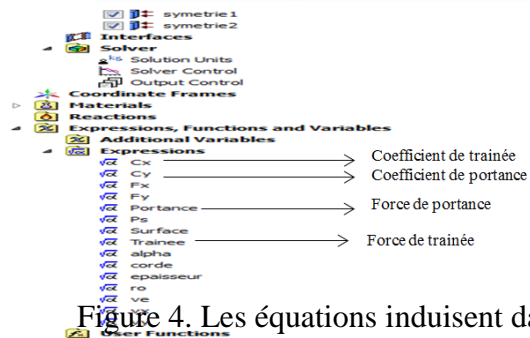


Figure 4. Les équations induites dans le CFX-pre.

## 3. PARTIE EXPERIMENTALE

C'est à partir d'une expérimentation que sont étudiés les phénomènes interaction fluide-structure. Pour cela, nous avons réalisé une aile d'avion de type NACA 4412 en matériaux composites à une échelle réduite (FIGURE 5).

Le but est d'étudier le comportement dynamique d'un L'évolution de l'amplitude de cette fréquence sera suivie dans la profil d'aile, en fonction de la vitesse de l'écoulement, pour des réponse ou excitation par le vent dans la soufflerie angles d'incidence différents. Le profil d'aile est fixé

élastiquement des deux extrémités et plongé dans un écoulement d'air dans une soufflerie subsonique. En variant l'angle d'incidence avec un pas de cinq et pour chaque angle on varie la vitesse de l'air de zéro jusqu'à ce qu'on atteint la vitesse maximale.

Nous analysons avec un analyseur de vibration FFT les spectres temporels et fréquentiels des mouvements produits dans une soufflerie.

Pour faire cette série d'expériences, nous avons réalisé le banc d'essai qui se compose du profil aérodynamique (aile à une échelle réduite), la fixation élastique et le support.



Figure 4. L'aile finale.

**Caractérisation dynamique du banc d'essai par analyse vibratoire**

Pour déterminer la fréquence naturelle de cette l'aile on a composé une chaîne de mesure qui a illustré dans la figure 5. Les signaux d'entrée et de sortie de la structure, respectivement la force d'excitation et la réponse sous forme d'accélération sont traitées par l'Analyseur FFT et donne entre autre la fonction de transfert FRF (Frequency Response Function) qui a présenté dans la figure 6 sous forme graphe.

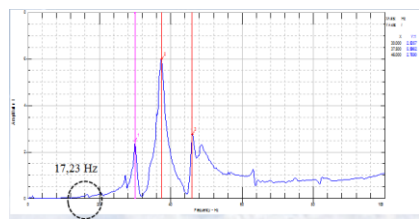
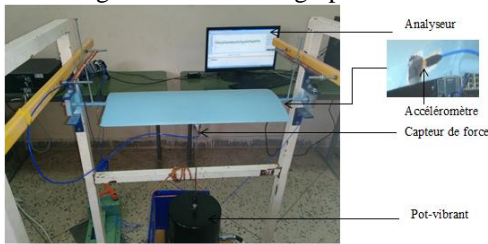


Figure 5. Montage expérimentale.

**6. Fonction de réponse fréquentielle.**

**Détermination de la fréquence naturelle du mode rigide analytiquement.**

Vu la complexité de la géométrie et l'hétérogénéité des matériaux de fabrication le calcul des différents moments d'inerties nécessaires à l'analyse et la raideur de l'aile sont déterminés expérimentalement et sont remplacés dans l'équation 1.

$$f = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{K_t}{I_0}} \quad (1), f = 17,33 \text{ Hz}$$

**Détermination des forces aérodynamique et de la réponse dynamique de la structure dans la soufflerie.**

Pour déterminer les forces aérodynamiques on a réglé à chaque fois une valeur de ΔH (3 valeurs) avec un changement l'angle d'incidence de 0° à 20° par un pas de 5° afin d'obtenir les valeurs de portance et de la trainée comme montre la figure 7 et on a remplacé dans les équations (2), (3) pour obtenir les valeurs des coefficients de trainée et de portance.

La réponse vibratoire de la structure est mesurée à l'aide d'un analyseur de vibrations de la structure grâce à un accéléromètre (capteur) et l'excitation se fait par le vent de la soufflerie.

Pour accéder à ces résultats, on a réalisé un banc d'essai qui a muni d'un support de fixation, (bâti) sur lequel est placé le profil d'aile. Cette structure comporte quatre ressorts placés parallèlement et deux roulements placés à l'extrémité sur le même sens de l'écoulement provenant d'une soufflerie.

Dans l'autre extrémité de la structure on a attaché le capteur dans la position horizontale et perpendiculaire à l'écoulement, les essais ont été effectués sur le profil d'aile en changeant l'angle d'incidence initial et la vitesse de l'écoulement comme montre la figure 8. Un tissu en fibre

Et comme la vitesse d'écoulement est en fonction de la différence de pression ΔH (équation 2), nous avons calculé la variation de pression dans le tube de type ΔH qui correspond aux vitesses allant de 5m/s à 30m/s avec un pas de 5 on et en faisant varier l'angle d'incidence.

$$C_z = \frac{2.F_z}{\rho.V^2.S} \quad (2), C_z: \text{coefficient de portance ; } F_z : \text{force de portance.}$$

$$C_x = \frac{2.F_x}{\rho.V^2.S} \quad (3), C_x : \text{coefficient de trainée ; } F_x : \text{force de trainée.}$$

$$V = \sqrt{\frac{2\rho_{eau}.g.\Delta H}{\rho_{air}}} \quad (4)$$



Figure 7. Détermination des forces aérodynamiques

**4. RESULTATS**

D'après les figures (a), (b) et (c) qui représentent la variation du champ de pression en fonction de la variation l'angle Alpha à l'aide de code de calcul ANSYS CFX, il apparait clair qu'il existe une zone de dépression sur l'extrados du profil pour tous les angles d'incidences avec une nette augmentation de la pression au voisinage du bord d'attaque avec l'augmentation de l'angle d'incidence.

Figure 8. soufflerie



Figure 9. Champ de pression pour différent α

L'écoulement passe autour de profile d'une façon symétrique pour l'angle 0° comme montre la figure 9 (a), est pour les autres différents angles de 5° à 20° les lignes des courants changent sa formes c'est-à-dire la trajectoire de

l'écoulement change aussi leurs vitesse, lorsque on augmente l'angle d'attaque la vitesse des lignes de courant diminue à la surface de intrados plus moins que l'extrados et on remarque aussi qu'il y a une zone de recirculation dans le cas de Alpha est égale 10.

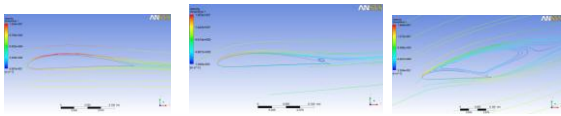


Figure 10. Lignes de courant pour différent  $\alpha$

La figure (11) (a) (b) représente l'interprétation graphique des résultats numériques et expérimentaux de la variation des coefficients aérodynamiques ( $C_z$ ,  $C_x$ ) en fonction de l'angle d'incidence.

D'après ces graphes, on peut noter que:

- Le coefficient de la traînée  $C_x$  et de la portance  $C_z$  augmentent lorsque l'angle d'incidence augmente.
- Le coefficient de frottement  $C_x$  max atteint sa valeur maximale pour l'angle  $20^\circ$  et une valeur minimale pour l'angle  $0^\circ$ .

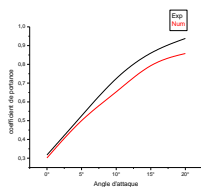
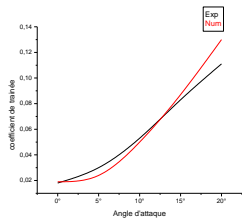
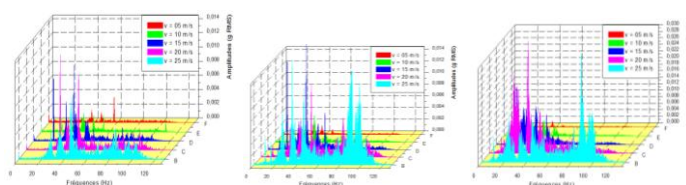


Figure 11. Les caractéristiques aérodynamiques du profil d'aile d'avion

La figure 12 illustre la variation des amplitudes en fonction des fréquences pour des différentes vitesses et pour chaque angle (a), (b) et (c) qui sont obtenu à partir d'une expérience au niveau de la soufflerie.

Dans cette expérience on a suivi les trois premières fréquences qui sont montre dans la figure 6, tel que on a remarqué que la première fréquence reste sensiblement constante pour la vitesse inférieure à 15 m/s mais elle augmente légèrement aux alentours de 20m/s.

La deuxième fréquence décroît jusqu'à 15m/s puis elle se relève au voisinage de 20m/s, tandis que la troisième fréquence reste relativement constante puis elle chute au alentours de 20 m/s la courbe se redresse.



(a)  $\alpha = 0^\circ$

(a)  $\alpha = 14^\circ$

(a)  $\alpha = 25^\circ$

FIGURE 12. (a), (b), (c) Evolution des amplitudes relatives en fonction des fréquences

D'après ces derniers graphes on a extrait les deux graphes de la figure 13 qui sont donne une remarque importante pour les deux fréquences  $f_1$  et  $f_2$  tel que, ils sont augmenté et se sont rapproché de la troisième fréquence qui est baissé considérablement vers la vitesse d'écoulement de 20m/s. Et d'après les études d'aéroélasticité deux modes qui se rapprochent excite l'un l'autre et donnent lieu à une instabilité vibratoire qui provoque le phénomène aéroélastique connu sous le nom de flottement.

La vitesse qui correspond s'appelle la vitesse de flottement. C'est un phénomène a des conséquences catastrophiques sur la structure et la sécurité des passagers.

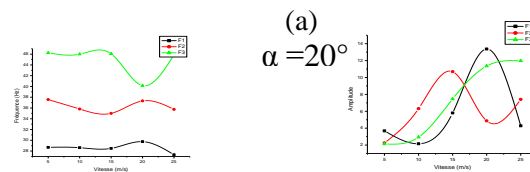


FIGURE 13: Variation de la fréquence (a) et de l'amplitude (b) en fonction de la vitesse d'écoulement

### 5. CONCLUSIONS

Le présent travail montre une bonne concordance entre les résultats numériques et expérimentaux qui montrent que la modélisation de notre système est bonne.

En plus cette étude nous a permis de comprendre l'impact de l'angle d'incidence sur les paramètres aérodynamiques du profil et considérer l'angle usuel du vol, un changement important de la distribution de pression autour du profil, ce qui engendre une variation des forces agissant sur ce profil, ces études d'aéroélasticité on constate deux modes qui se rapprochent excite l'un à l'autre et donnent lieu à une instabilité vibratoire qui provoque le phénomène aéroélastique connu sous le nom de flottement.

### REFERENCES

- [1] Laurent STAINER : Aéroélasticité (aéro 016), 2007. P (7-8).
- [2] Dewey H.Hodges; G. Alvin Pierce: Introduction to structural dynamics and aeroelasticity, campridge aerospace series 2001.
- [3] FUNG, Y.C: An introduction to the theory of aeroelasticity, Dover, New-York, 1993.
- [4] F. Coube, N. Ortner, modes numériques pour l'aéroélasticité des surfaces de contrôle des avions, thèse de doctorat de l'université de Toulouse 2009. P (6-14).
- [5] HOMAS Andriane : Identification des coefficients de couplage aéroélastique d'une section de pont en soufflerie, mémoire d'Ingénieur, Université de Liège 2005. P (19).
- [6] Roudakov.V-L : Aéroélasticité, édité par le ministère de l'enseignement supérieur de l'URSS.
- [7] HASING, H, J: An Approximate True Damping Solution of the Flutter Equation by determinant iteration, Nov 1979.
- [8] Subsonic Wind Tunnel, user guide. TQ education and training LTd 2004.