



**HAL**  
open science

## Nano drone bioinspiré à ailes vibrantes

Marguerite de la Bigne, Mathieu R Colin, Sofiane Ghenna, Eric Cattan,  
Grondel Sébastien, Olivier Thomas

► **To cite this version:**

Marguerite de la Bigne, Mathieu R Colin, Sofiane Ghenna, Eric Cattan, Grondel Sébastien, et al..  
Nano drone bioinspiré à ailes vibrantes. 25e Congrès Français de Mécanique, Aug 2022, Nantes,  
France. hal-04281724

**HAL Id: hal-04281724**

**<https://hal.science/hal-04281724v1>**

Submitted on 13 Nov 2023

**HAL** is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.

# Dimensionnement d'un nanodrone bioinspiré à ailes vibrantes

M. DE LA BIGNE<sup>a,b</sup>, M. COLIN<sup>b</sup>, S. GHENNA<sup>a</sup>, E. CATTAN<sup>a</sup>,  
S. GRONDEL<sup>a</sup>, O. THOMAS<sup>b</sup>

a. Univ. Polytechnique Hauts-de-France, CNRS, Univ. Lille, UMR 8520 IEMN, F-59313, Valenciennes, France, marguerite.de\_la\_bigne@ensam.eu, sofiane.Ghenna@uphf.fr, eric.Cattan@uphf.fr sebastien.grondel@uphf.fr  
e. Arts et Metiers Institute of Technology, LISPEN, HESAM Université, F-59000 Lille, France, mathieu.r.colin@gmail.com, Olivier.THOMAS@ensam.eu

## Résumé :

*Cet exposé montre les derniers travaux sur le dimensionnement d'un nanodrone bio-inspiré à ailes vibrantes. Cette étude s'intègre à un projet qui a pour objectif de faire décoller le plus petit drone au monde. Son originalité réside dans les techniques de fabrication utilisées, puisque le drone est réalisé par micro-fabrication ce qui offre comme avantage d'avoir des tailles et une masse plus petites que toutes les autres conceptions existantes. Des études antérieures ont permis d'aboutir à une génération de drone générant une force de portance capable de compenser son poids, mais pas suffisante pour décoller. Ici, on présentera le dimensionnement d'une nouvelle génération, qui se base sur une méthode d'optimisation à paramètres localisés et simple à mettre en œuvre.*

## Abstract :

*This presentation shows the latest work on the design of a bio-inspired nanodrone with vibrating wings. This study is part of a project that intends to make the smallest drone in the world take off. Its originality lies in the manufacturing technique used, since the drone is manufactured by micro-fabrication which allows it to have a weight and size smaller than all other existing designs. Previous studies have resulted in a generation of a drone that generates a lift force capable of compensating for the weight of the drone but not sufficient for take-off. Here we present the design of a new generation, based on a simple and more efficient optimization method based on lumped parameters.*

**Mots clefs : Microfabrication, combinaison modale , bio-inspiré, structure vibrante**

## 1 Introduction

Des études réalisées sur les vols des insectes ont permis de montrer que la force de portance sur des ailes vibrantes est produite lorsque le mouvement de celle-ci est une combinaison de mouvements de

battement et de torsion en quadrature de phase [2]. En se basant sur ce résultat, actuellement, seulement deux équipes de recherche ont réussi à faire décoller un nanodrone, celle de R.Wood [7] et celle de Y.Zou [6], mais leurs prototypes sont plus lourds et plus grands que les nôtres [3] qui, étant fabriqués par micro fabrication, sont capables d'atteindre des tailles de 22 mm d'envergure pour un poids de 22 mg [3]. En effet, des travaux antérieurs, au sein de nos équipes, ont abouti à une première génération de prototype reproduisant le mouvement des ailes d'insectes [3], mais générant une force de portance seulement égale à son poids. Nos drones sont munis d'un actionneur électromagnétique, placé au centre du prototype, qui le fait rentrer en vibration, dans le but d'induire le mouvement combiné de battement et de torsion des ailes. Leur dimensionnement se fait grâce à une optimisation paramétrique, qui a pour objectif de répartir sur la structure la masse et la raideur afin d'obtenir la combinaison modale souhaitée avec le plus d'amplitude possible. On parle donc ici de l'étude d'un système à paramètres distribués. Or l'optimisation de ce type de géométrie est complexe, car il faut prendre en compte un nombre important de variables, entre 15 et 20. L'enjeu de cet exposé est de présenter une nouvelle génération de drone, qui cette fois-ci se base sur une autre méthode de dimensionnement, à partir d'un modèle à paramètres localisés à 2 et 3 degrés de libertés, afin de faciliter son optimisation. Dans un premier temps, on expliquera les modèles qui ont été utilisés pour le dimensionnement, puis on se concentrera sur l'optimisation, à l'aide d'éléments finis, de deux parties du drone.

## 2 Représentation élémentaire d'une aile de nanodrone

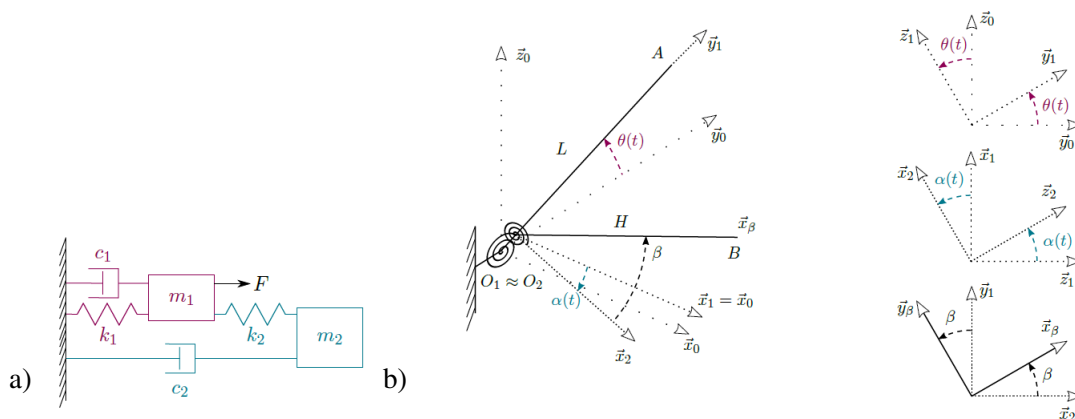


FIGURE 1 – a) Modèle élémentaire d'une aile de nanodrone b) Schéma d'une aile bio-inspirée

Le choix a été fait de représenter le mouvement d'une aile de drone par un modèle à paramètres localisés. Ainsi l'aile du prototype a été modélisée, comme deux barres rigides symbolisant les bords de fuite et d'attaque (respectivement poutre de longueur  $L$  et  $H$  sur la figure 1.b), normalement liées par une membrane ici négligée. Elles sont toutes deux reliées au bâti par des ressorts circulaires. On a cherché à trouver une équivalence entre ce modèle et celui d'un modèle masse ressort à 2 ou 3 degrés de liberté, comme le montre la figure 1.a) [1]. L'objectif est de déterminer des critères de dimensionnement grâce au modèle mécanique simple de masse ressort, puis de dimensionner l'aile du prototype, en s'appuyant sur les relations d'équivalence, obtenues par analogie.

### 2.1 Dynamique du modèle masse ressort

Dans la figure 1.a)), les masses symbolisent les bords de fuite ( $m_2$ ) et d'attaque ( $m_1$ ) du drone, soumis à une force harmonique  $F \cos(\Omega t)$ , d'amplitude  $F$  et de pulsation  $\Omega$ . Les ressorts et amortisseurs ont

pour but de représenter des liaisons souples à l'origine des nervures des ailes et l'amortissent de l'air. Ce sont ces liaisons qui vont se déformer et transmettre le mouvement aux ailes du drone. Il est nécessaire d'avoir le mouvement de flexion en quadrature de phase avec celui de torsion car c'est ce mouvement particulier qui produit une force de portance maximale [4]. Le critère principal consiste à trouver les paramètres pour lesquels l'amplitude du mouvement de l'aile est maximale à la fréquence de quadrature de ces deux modes.

Les équations du mouvement du modèle, avec  $k_1$  et  $k_2$  (selon la figure 1.a)) symbolisant les raideurs des liaisons souples,  $c_1$  et  $c_2$  des constantes d'amortissement visqueux, sont

$$\begin{aligned} m_1 \ddot{x}_1 + c_1 \dot{x}_1 + (k_1 + k_2)x_1 - k_2 x_2 &= F \cos(\Omega t), \\ m_2 \ddot{x}_2 + c_2 \dot{x}_2 + k_2(x_2 - x_1) &= 0, \end{aligned} \quad (1)$$

où  $x_1(t)$  correspond au battement du bord d'attaque et  $x_2(t)$  au déplacement relatif du bord de fuite. On peut donc définir  $x_r = x_2 - x_1$  le mouvement de torsion.

Pour mieux comparer l'influence des différentes masses, on définit les paramètres suivants :

$$\mu = \frac{m_2}{m_1}, \quad \omega_{0,i} = \sqrt{\frac{k_i}{m_i}} \quad \text{et} \quad \xi_i = \frac{c_i}{2m_i \omega_{0,i}}, \quad (2)$$

où,  $\mu$  est le rapport de masse,  $\omega_{0,i}$  et  $\xi_i$  respectivement, la pulsation propre et l'amortissement, de la masse  $i$  avec  $i \in [1, 2]$ . En adimensionnant les équations (1) par rapport à la première masse, on obtient :

$$\begin{aligned} \ddot{\bar{x}}_1 + 2\xi_1 \dot{\bar{x}}_1 + (1 + \mu \bar{\omega}^2) \bar{x}_1 - \mu \bar{\omega}^2 \bar{x}_2 &= \cos(\bar{\Omega} \bar{t}), \\ \ddot{\bar{x}}_2 + 2\xi_2 \dot{\bar{x}}_2 + \bar{\omega}^2 (\bar{x}_2 - \bar{x}_1) &= 0, \end{aligned} \quad (3)$$

avec  $\bar{\omega} = \frac{\omega_{0,2}}{\omega_{0,1}}$ ,  $\bar{t} = \omega_{0,1} t$  et  $\bar{x} = \frac{k_1 x}{F}$ . Ainsi, comme cela a été expliqué auparavant, le but de cette modélisation est de d'identifier les critères tel que l'amplitude est maximale quand  $x_1$  est en quadrature de phase avec  $x_2$ . Les équations (3) sont exprimées dans le domaine fréquentiel. Les amplitudes complexes,  $X_1$  et  $X_r$ , de battement  $\bar{x}_1(t)$  et de torsion  $\bar{x}_r(t)$ , s'écrivent :

$$\begin{aligned} X_1(\bar{\Omega}) &= \frac{\bar{\omega}^2 - \bar{\Omega}^2 + 2j\xi_2 \bar{\omega} \bar{\Omega}}{D(\bar{\Omega})}, \\ X_r(\bar{\Omega}) &= \frac{\bar{\Omega}^2 - 2j\xi_2 \bar{\omega} \bar{\Omega}}{D(\bar{\Omega})}, \end{aligned} \quad (4)$$

avec  $D(\bar{\Omega})$  tel que,

$$D(\bar{\Omega}) = \bar{\Omega}^4 - 2j(\xi_1 + \bar{\omega}\xi_2)\bar{\Omega}^3 - (1 + (1 + \mu)\bar{\omega}^2 + 4\xi_1\xi_2\bar{\omega})\bar{\Omega}^2 + 2j\bar{\omega}(\xi_1\bar{\omega} + \xi_2(1 + \mu\bar{\omega}^2))\bar{\Omega} + \bar{\omega}^2. \quad (5)$$

À partir des équations (4), les amplitudes complexes  $X_1(\bar{\Omega})$  et  $X_r(\bar{\Omega})$  du système masse ressort modélisant une aile de nanodrone sont tracées en fonction de  $\Omega$  sur la figure 2. On constate que la quadrature entre  $X_1$ , le déplacement de la première masse, et  $X_r$ , le déplacement représentant la torsion de l'aile, se situe au niveau d'une antirésonance, quand  $\bar{\Omega} = 1$ . Ainsi à la fréquence d'excitation du nanodrone (celle de la quadrature), on a un déplacement du bord d'attaque qui est très faible par rapport à celui du bord de fuite. On va donc sélectionner un jeu de paramètres qui augmente de façon optimal l'amplitude

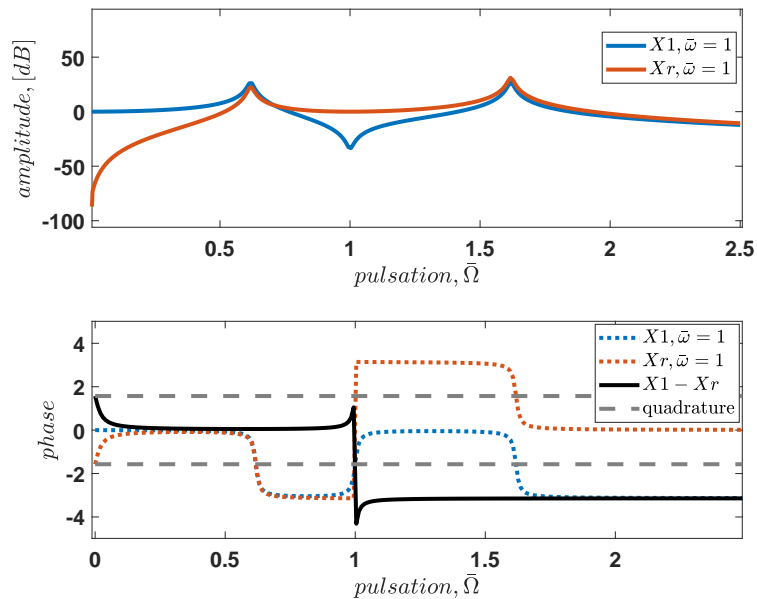


FIGURE 2 – Amplitude et phase en fonction de la pulsation des amplitude complexe  $X_r$  et  $X_1$  du système masse ressort

à l'antirésonance, cela est mis en évidence sur la figure 3, ainsi :

- $\mu$  doit être le plus petit possible, d'où  $m_1 > m_2$ . Cela implique que le bord d'attaque du drone soit beaucoup plus massif que le bord de fuite.
- $\xi \ll 1$  et  $\bar{\omega} = 1$ , ce qui donne  $\omega_{0,1} = \omega_{0,2}$ . Ces conditions servent à établir des critères sur le dimensionnement des ressorts qui correspondent à des liaisons souples.

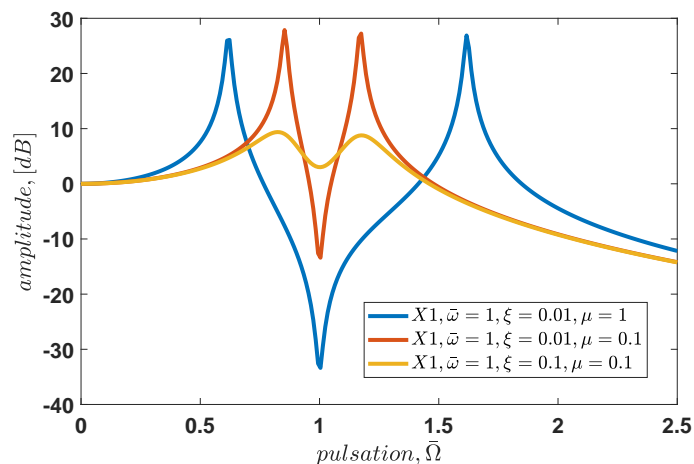


FIGURE 3 – Amplitude de déplacement de la masse 1, pour différentes valeurs des paramètres

Des critères de dimensionnement ayant été obtenus, on s'intéresse dans le paragraphe suivant à un modèle, plus représentatif de la géométrie du drone, composé de barres et de ressorts circulaires.

## 2.2 Modèle avec des solides rigides et des ressorts

On se base sur le modèle défini dans la figure 1 b). L'angle  $\beta$  est celui de l'aile, il est fixe et a été choisi en s'appuyant sur la forme des ailes d'insecte [1]. De plus,  $\theta(t)$  et  $\alpha(t)$ , représentent respectivement l'angle du bord d'attaque et de fuite de l'aile par rapport au bâti (voir figure 1.a)), on peut les relier

aux paramètres  $x_1(t)$  et  $x_2(t)$  de la partie précédente par les relations suivantes :  $x_r = -\alpha H \cos(\beta)$  et  $x_1 = \theta H \cos(\beta)$ . Les matrices de masse  $\mathbf{M}$  et de raideur  $\mathbf{K}$  du modèle sont calculées à partir des énergies cinétiques des barres ainsi que des énergies potentielles des ressorts [1]. On obtient :

$$M = \begin{pmatrix} \frac{L^2}{H^2 \sin^2(\beta)} \frac{m_{p1}}{3} + \frac{m_{p2}}{3} & \frac{m_{p2}}{3} \\ \frac{m_{p2}}{3} & \frac{m_{p2}}{3} \end{pmatrix}, \quad (6)$$

et

$$K = \begin{pmatrix} \frac{\Gamma_1}{H^2 \sin^2(\beta)} & 0 \\ 0 & \frac{\Gamma_2}{H^2} \end{pmatrix}, \quad (7)$$

où  $\Gamma_1$  et  $\Gamma_2$  sont les raideur des ressort circulaire. Les valeurs équivalentes au modèle simplifié du paragraphe 2.1 sont identifiées grâce aux équations (6) et (7). Ainsi on obtient pour le système étudié :

$$\mu = \sin^2(\beta) \frac{b_2 h_2 H^3}{b_1 h_1 L^3}, \quad \omega_{0,1} = \sqrt{\frac{3\Gamma_1}{m_{p1} L^2}} \quad \text{et} \quad \omega_{0,2} = \sqrt{\frac{3\Gamma_2}{m_{p2} H^2}}, \quad (8)$$

avec  $b_1$ ,  $h_1$ ,  $h_2$  et  $b_2$  respectivement les largeurs et épaisseurs du bord d'attaque et du bord de fuite. Il est donc possible de faire l'analogie entre un modèle à paramètres localisés de type masse ressort et une représentation d'aile bio-inspirée.

On peut donc dimensionner la nouvelle génération de drone en s'appuyant sur les critères déterminés dans la partie 2.1, en calculant les masses et les raideurs équivalentes des différents éléments du prototype. De plus, les ressorts circulaires seront réalisés par des liaisons souples.

### 3 Optimisation de la géométrie

Une géométrie du drone à été conçue, en s'appuyant sur la figure 1.b. Les ailes sont supportées par deux nervures, qui sont le bord d'attaque (en violet sur la figure 4.a) et le bord de fuite (en bleu). Chacun d'entre eux est relié au bâti (poutre centrale grise) par des liaisons souples (bleu et violet claire). Grâce aux paragraphe 2, les dimensions de ces éléments ont été calculées à partir des formules analytiques de raideur, de poutre pour les nervures et de plaque pour les liaisons. Or la petite liaison à la base du bord de fuite (bleu claire sur la figure 4.b), elle n'a pas une géométrie triviale. Une étude a donc été réalisée en élément fini, avec l'aide du logiciel Abaqus, pour dimensionner cette partie.

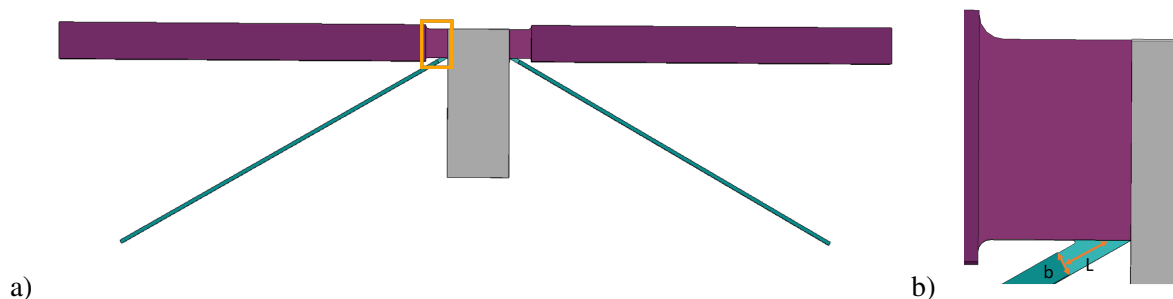


FIGURE 4 – a) La géométrie globale b) Zoom de la liaison souple à la base du bord de fuite

### 3.1 Dimensionnement de la liaison souple

N'ayant pas de formule analytique de raideur pour ce style de géométrie, l'équation de résistance des matériaux  $M = \Gamma\theta$  est utilisée.  $M$  est le moment induit en bout de pièce, lorsqu'elle est soumise à un angle  $\theta$  (voir la figure 5) et  $\Gamma$  sa raideur. On fait donc varier, la longueur  $L$  et la largeur  $b$  de la liaison

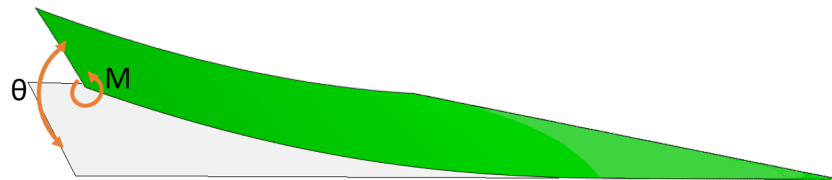


FIGURE 5 – Petite liaison souple soumise à un angle  $\theta$

(figure 4.b). Pour chaque couple de valeur  $(b, L)$  on calcule par élément fini le moment  $M$  correspondant. Celui-ci est ensuite comparé à la valeur optimale obtenue lors de l'étude du système à 2 degrés de liberté (paragraphe 2.1). Pour une épaisseur fixée de  $e = 0.02$  mm, on obtient la figure 6. Le graphique 6, nous

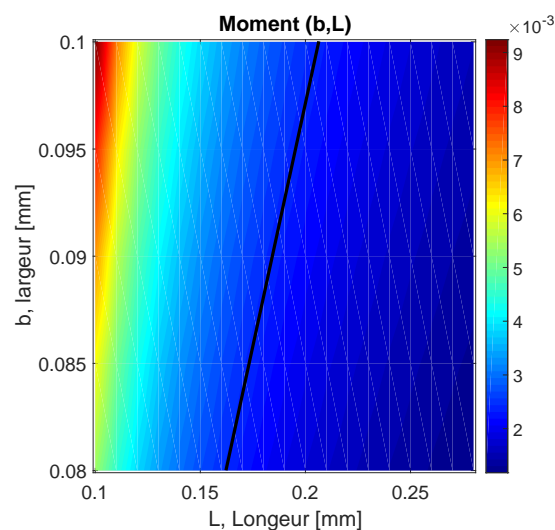


FIGURE 6 – Moment de flexion en [N/mm] en fonction de  $L$  et  $b$

permet de voir les géométries possibles de la liaison. La valeur souhaitée est représentée sur la figure 6 par le trait noir. Ainsi tout les points  $(L, b)$  ayant un moment supérieur à celui de référence se trouvent à gauche (couleur chaude) du trait alors que ceux ayant un moment inférieur se trouvent à droite (couleur froide). Par conséquent, tous les points d'intersection entre le plan coloré et la droite noire sont des dimensions potentielles pour la liaison. Or, pour une répartition des contraintes optimale, le choix a été fait de prendre la même largeur que celle du bord de fuite (dont la liaison est la base), ainsi  $b = 0.1$  mm et d'après la figure 6 on a  $L = 0.195$  mm.

### 3.2 Dimensionnement de la poutre centrale

Les modèles de dimensionnements du drone définis dans le paragraphe 2 se concentrent sur les ailes, c'est pourquoi une étude supplémentaire a été réalisée pour adapter la géométrie de la poutre centrale, sur

laquelle l'actionneur est fixé. Ses dimensions doivent concorder avec celle de l'aimant, ayant un rayon  $r_{aimant} = 1.5$  mm, par conséquent la valeur de  $b$  (figure 7) a été fixée à  $b = 1.7$  mm. Le paragraphe 2

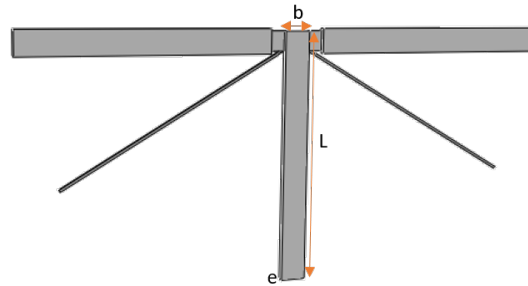


FIGURE 7 – Géométrie du prototype

a permis de montrer que la fréquence de fonctionnement se trouve au niveau d'une antirésonance. En rapprochant la résonance du mode de battement de celle de torsion, l'amplitude, sur la plage d'utilisation, peut être augmentée. C'est dans cette logique que la poutre centrale a été optimisée. Les 4 premiers modes du drone ont été étudiés, par éléments finis, en fonction de l'épaisseur et de la longueur de la poutre centrale (respectivement  $e$  et  $L$  sur la figure 7). Ces modes sont les suivants : battement symétrique, battement asymétrique (figure 8) puis torsion symétrique et torsion asymétrique (figure 11). Asymétrique signifie que les ailes sont en opposition de phase, tandis que pour le mode symétrique elles sont en phase. Pour cette étude, on a fixé des épaisseurs, qui assurent une fabrication simple et efficace.

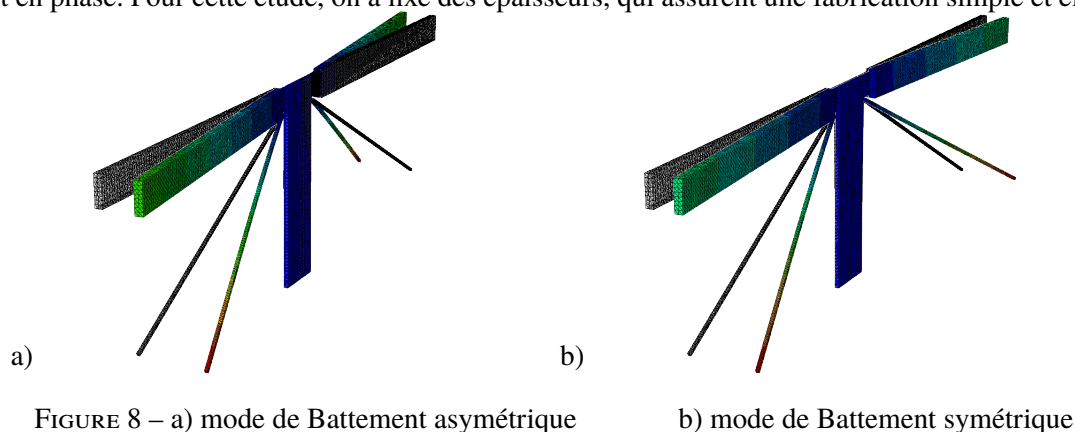
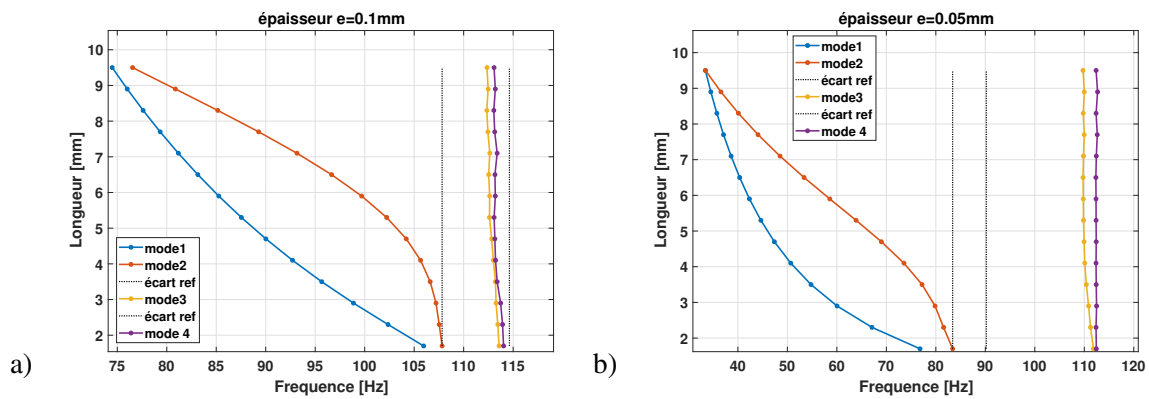
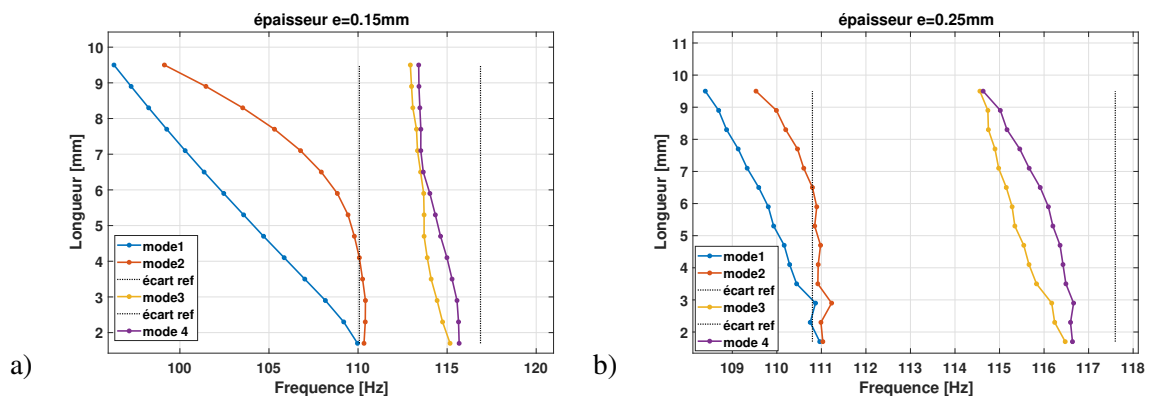


FIGURE 8 – a) mode de Battement asymétrique

b) mode de Battement symétrique

Pour chacune d'entre elles, on obtient les figures 9 et 10, sur lesquelles l'observation des déformées modales permet d'identifier que les deux premiers modes, 1 et 2, de chaque figure sont des modes de battement alors que les deux derniers, 3 et 4, sont des modes de torsion. L'objectif est de rechercher les valeurs pour lesquelles le mode de battement symétrique est le plus proche possible de celui de torsion symétrique sans avoir de mode asymétrique entre les deux. C'est pourquoi, à la vue des graphiques, deux points sont retenus : ( $e = 0.15$  mm,  $L = 3.8$  mm) et ( $e = 0.15$  mm,  $L = 7.1$  mm), car ils ont le plus petit écart entre le mode de battement et celui de torsion. Or les courbes des deux premiers modes de battement, restent sur les 4 figures assez éloignées l'une de l'autre. Par contre, notamment pour les épaisseurs de  $e = 0.1$  mm et de  $e = 0.15$  mm, les deux modes 3 et 4, de torsion, se rejoignent puis se repoussent. Ce phénomène expliqué dans de nombreux articles [5] montre un changement de la nature du mode. En effet par exemple ici, on passe d'un mode de torsion symétrique à un mode de torsion asymétrique. Il est donc essentiel d'identifier les modes pour s'assurer de bien comparer un mode de battement symétrique avec un mode de torsion symétrique. Seul le mode 3 va être étudiés, car les modes



FIGURE 9 – Fréquence des 4 premiers modes en fonction de  $L$  pour a)  $e = 0.1$  mm et b)  $e = 0.05$  mmFIGURE 10 – Fréquence des 4 premiers modes en fonction de  $L$  pour a)  $e = 0.15$  mm et b)  $e = 0.25$  mm

de battement ne s'interchangent pas, au vu des courbes, et une identification a permis de montrer que le mode 2 est un mode de battement symétrique.

### 3.2.1 Identification des modes

Les modes que nous cherchons à identifier sont les modes de torsion symétrique et asymétrique. Les déformées modales (figure 11) indiquent, que c'est le mouvement du bord de fuite du drone qui régit la nature de ces modes. Ainsi, pour les identifier, il suffit d'ajouter le déplacement des bords de fuite.

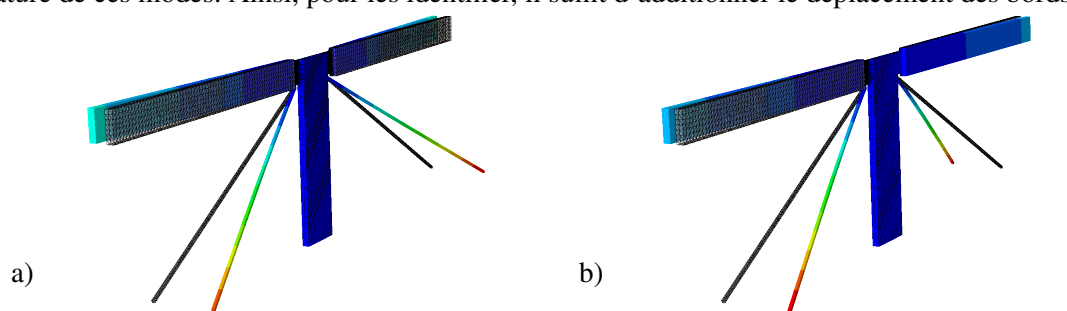


FIGURE 11 – a) mode de Torsion symétrique

b) mode de Torsion asymétrique

En effet si le mouvement est symétrique, il sera deux fois plus grand que lorsqu'il est asymétrique. Sur la figure 12, les dimensions pour lesquels le mode 3 est symétrique, sont en rouge et en bleu, lorsque ce dernier est asymétrique.

Les dimensions retenues sont : épaisseur,  $e = 0.15$  mm ; Largeur,  $b = 1.7$  mm ; Longueur,  $L = 7.1$  mm, car l'autre cas considéré correspond à une torsion asymétrique.

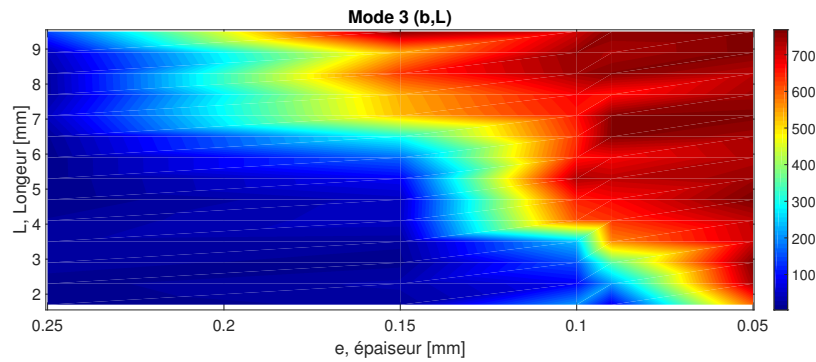


FIGURE 12 – Somme du déplacement des bords de fuite en fonction de l'épaisseur et de la longueur de la poutre

## 4 Conclusion

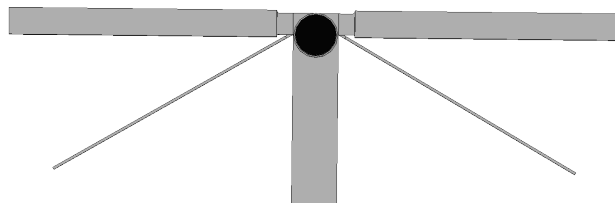


FIGURE 13 – Géométrie finale avec l'aimant en noir sur l'image

Un modèle simple a servi à trouver des critères pour prédimensionner la nouvelle génération de drone. Puis ces géométries ont été optimisées par des études plus approfondies réalisées par éléments finis,

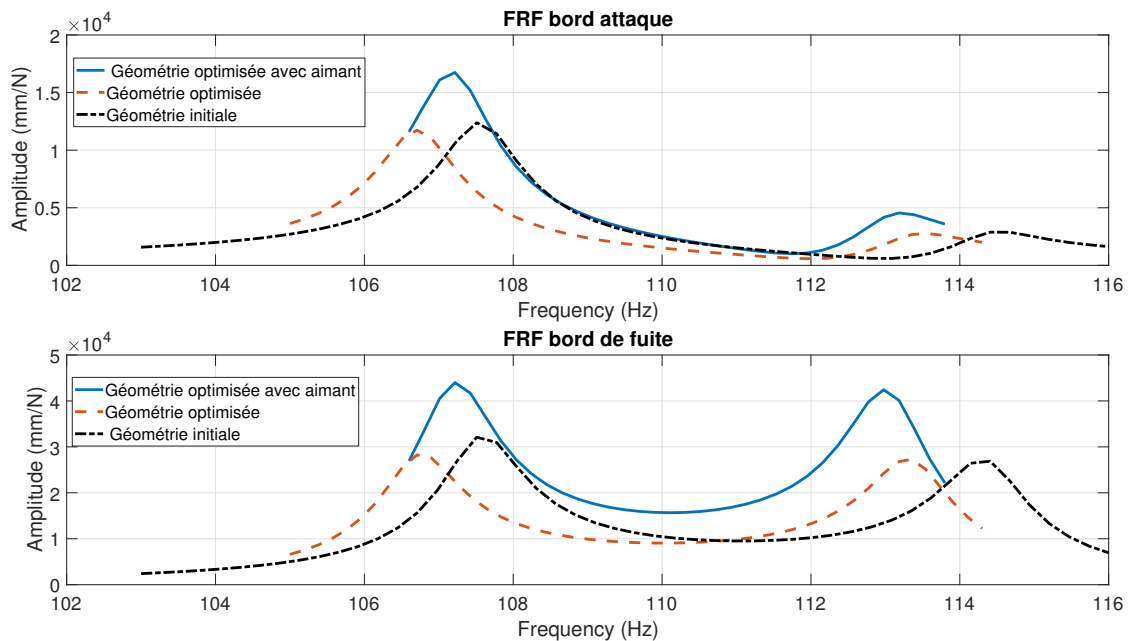


FIGURE 14 – FRF du bord d'attaque (en haut) et de fuite (en bas) pour différentes optimisations de la géométrie

dans le but d'obtenir une amplitude maximale à la quadrature (là où la force de portance du drone est

maximale). L'optimisation a été validée grâce à une fonction de réponse en fréquence (FRF), calculé par éléments finis (figure 14). Dans ce graphique, 3 géométries sont comparées. La géométrie initiale en noir, qui était la géométrie obtenue en se basant sur les critères des modèles à paramètres localisés, puis la géométrie avec la poutre centrale et la petite liaison optimisées (en orange), et pour finir cette même géométrie avec l'intégration de l'actionneur, qui est dans notre cas un aimant est collé au centre de la poutre centrale, comme illustré sur la figure 13. Les tracés de la figure 14 montrent d'une part, que l'intégration de l'aimant rapproche les modes propres de battement et de torsion et, d'autre part, qu'on a une légère augmentation du mouvement du bord d'attaque à la quadrature. La géométrie est donc validée et on remarque en outre que ses performances sont améliorées par l'intégration de l'aimant.

La méthode de dimensionnement de la nouvelle génération de drones, basée sur un modèle dynamique à paramètres localisés à deux dimensions couplées à une optimisation réalisée par éléments finis, permet donc de développer des drones plus facilement et rapidement en se basant sur un nombre moins important de paramètres.

## Références

- [1] Colin.M, Conception d'un nano-drone à ailes vibrantes. Thèse, HESAM Université, 2021.
- [2] Dickinson, M. H. et F. T. Muijres, The aerodynamics and control of free flight manoeuvres in *Drosophila*, *Philosophical Transactions of the Royal Society B : Biological Sciences* 371.1704, 2016.
- [3] Faux, D., Thomas, O., Cattan, É., and Grondel, S, Two modes resonant combined motion for insect wings kinematics reproduction and lift generation, *EPL* 121.6, 2018.
- [4] Fry, S. N., Sayaman, R., and Dickinson, M. H., The Aerodynamics of Free-Flight Maneuvers in *Drosophila*, *Science* 300.5618, 495–498, 2003
- [5] N.C. Perkins, C.D. Mote, Comments on curve veering in eigenvalue problems, *Journal of Sound and Vibration* 106, 451-463,1986.
- [6] Zou, Y., W. Zhang, S. Zhou, X. Ke, F. Cui et W. Liu, Monolithic fabrication of an insect-scale self-lifting flapping-wing robot, *Micro & Nano Letters* 13.2, 267-269, 2018.
- [7] Wood, R. J., Liftoff of a 60mg flapping-wing MAV, *IEEE/RSJ. International Conference on Intelligent Robots and Systems 2007*, San Diego, CA, USA,1889-1894, 2007.