



**Thèse de doctorat**

**Pour obtenir le grade de Docteur de l'Université de  
VALENCIENNES ET DU HAINAUT-CAMBRESIS**

**Spécialité micro et nanotechnologies, acoustiques et télécommunications**

**par Damien FAUX.**

**Soutenue le 19/02/2018, à Valenciennes**

**Ecole doctorale :**

Sciences Pour l'Ingénieur (SPI)

**Equipe de recherche, Laboratoire :**

Institut d'Electronique, de Micro-Electronique et de Nanotechnologie/Département  
d'Opto-Acousto-Electronique (IEMN/DOAE)

**Couplage modal pour la reproduction de la cinématique d'une  
aile d'insecte et la génération de portance d'un nano-drone  
bio-inspiré**

### **Composition du jury**

#### **Président**

M. Bernard LEGRAND, Directeur de recherche, LAAS, Toulouse

#### **Rapporteurs**

M. Emmanuel FOLTÊTE, Professeur des universités, ENSMM / Femto-ST, Besançon

M. Olivier DOARÉ, Enseignant chercheur HDR, ENSTA ParisTech / IMSIA, Palaiseau

#### **Examineur**

M. Sébastien PROTHIN, Chercheur/Ingénieur, ISAE, Toulouse

#### **Directeurs de thèse**

M. Éric CATTAN, Professeur des universités, UVHC / IEMN, Valenciennes

M. Sébastien GRONDEL, Professeur des universités, ENSIAME / IEMN, Valenciennes

M. Olivier THOMAS, Professeur des universités, ENSAM / LSIS, Lille

#### **Membre invité**

Mme Rose-Marie SAUVAGE, Responsable scientifique, DGA, Paris



*À mes grands-pères,*



*C'est un avion ? ! C'est un oiseau ? ! Non, c'est Superm...  
C'est un OVMI !*

*Un passant*



# Remerciements

Cette page est sans nul doute celle qu'il m'est le plus difficile d'écrire car, même si elle est paradoxalement en ouverture de cet ouvrage, elle symbolise la fin de l'aventure que furent ces années de thèse. Ces remerciements ne sont évidemment pas exhaustifs mais les absents se reconnaîtront et ne sont pas oubliés pour autant.

Je tiens tout d'abord à remercier les membres du jury, qui ont accepté de juger ce travail et sans qui cette thèse n'aurait pu être conclue dans les règles de l'art. J'exprime ainsi toute ma reconnaissance aux rapporteurs MM. Emmanuel Foltête et Olivier Doaré qui ont accepté d'assumer cette tâche, parfois fastidieuse, de relecture minutieuse. Cette reconnaissance s'étend bien naturellement aux examinateurs MM. Sébastien Prothin et Bernard Legrand, ainsi qu'à Mme. Rose-Marie Sauvage qui, en tant que tutrice DGA, m'a soutenu tout au long de ce travail.

Ce travail de thèse n'aurait pu se dérouler sans l'encadrement de MM. Éric Cattan, Sébastien Grondel et Olivier Thomas que je ne saurais suffisamment remercier de m'avoir accordé leur confiance. Éric, merci pour ces nombreuses heures passées à mes côtés au cours des diverses campagnes expérimentales, pour ta présence lors du congrès SMASIS et ta patience face à la tête de mule que j'ai pu être. Sébastien, merci pour ta bienveillance, d'avoir su canaliser mes réflexions quand mes pensées partaient "à la grosse" tous azimut, et pour toutes ces discussions sur fond de science-fiction ainsi que tes savoureux jeux de mots. Olivier, merci pour ton exigence, parfois déstabilisante mais qui m'a permis de progresser et d'évoluer, pour ces journées passés à s'émerveiller devant la "redoutable" efficacité du vibromètre, et de m'avoir toujours aidé à prendre le recul qui me faisait parfois défaut. Trouver un langage commun à toutes vos compétences et personnalités fut une tâche ardue mais passionnante, et je ne peux que vous exprimer toute ma gratitude pour tous ces moments qui ont parsemé ces années de thèse.

Je voudrais aussi remercier les directeurs des laboratoires de l'IEMN et de l'IEMN-DOAE, Lionel Buchillot et Jamal Assaad, ainsi que le directeur du LSIS, Olivier Gibaru, d'avoir permis mon accueil.

Un grand merci également à tous les participants du projet ANR-Clearflight qui m'ont soutenu et encouragé tout au long de ce travail : Marie Zwingelstein-Colin, Caroline Soyer, Samuel Dupont, Michael Bocquet, Christophe Delebarre, Michel Maurer et Romain Viard.

Je souhaite ensuite remercier toutes ces personnes qui m'ont apporté leur soutien, leur aide et leur expertise : Thierry Tison qui nous a prêté son vibromètre et son temps pour d'inoubliables essais avec les prototypes placés dans la chambre à vide, Bruno Mialon pour le prêt de ladite chambre à vide, Jean-Bernard Paquet pour l'apport de son expertise sur l'étude des phénomènes aérodynamiques, Pascal Tilmant pour ces précieux conseils sur les procédés de photolithographie, Elisabeth Galopin et David Guerin pour leur aide sur les dépôts de parylène, et Frédéric Rivart

---

pour le temps passé à m'épauler sur la mise en place des différents bancs de mesures.

Je souhaite également remercier chaleureusement mes collègues doctorants, stagiaires et amis. Thomas Vanneste, qui m'a formé lors de mon arrivée et m'a transmis toute son expertise sur le sujet tout en répondant aux nombreuses interrogations que je pouvais avoir. Pablo Fernandez, pour son travail de stage et son aide inestimable pour le développement du modèle de couplage aérodynamique. Antoine Cribellier, qui m'a aidé à défricher les possibilités de modélisation des phénomènes aérodynamiques. Pierre-Yves Bloqueau et Charles Kerynck, pour leur travail de stage sur les méthodes d'optimisations. Le Anh Doan, pour cet esprit d'émulation amené par cette question de savoir lequel de nous ferait décoller son prototype en premier. Mohamed Bentefrit, Tan Nguyen, Kätlin Rothlaid et Barbara Larfarge, pour tous ces moments de complicité.

J'aimerais remercier aussi Pierre-Emmanuel Mangin, sans qui le goût et le plaisir de la recherche ne m'auraient peut-être jamais contaminé, ainsi que tous mes anciens collègues et amis de l'ESTACA : Benoit Sagot, Philippe Cuvelier, Cherif Larouci, Amine Mehel et Emmanuel Grunn.

Enfin un immense merci à ma famille pour leur soutien indéfectible et leurs conseils et idées, certes à la pertinence scientifique parfois limitée mais à l'humour sans bornes. Pour finir, je tiens tout particulièrement à remercier mes parents d'avoir toujours été à mes côtés, dans les plus difficiles comme dans les meilleurs moments de ma vie. Merci.

*Sur le papier  
L'encre est déposée  
Des mots et des pensées  
Y sont liés  
Un décor se déploie  
Dans ce liquide noir et froid  
Une thèse est peu à peu dessinée  
Mais soudain tout s'évanouit  
L'encre s'est figée  
L'ouvrage est achevé  
Mais lorsque l'on le lit  
C'est dans notre esprit  
Que tout reprend vie*



# Table des matières

<b>Introduction générale</b>	<b>1</b>
<b>1 Du vol de l'insecte aux drones bio-inspirés</b>	<b>5</b>
1.1 Mécanique du vol de l'insecte . . . . .	5
1.1.1 Cinématique de l'aile . . . . .	5
1.1.2 Phénomènes aérodynamiques . . . . .	8
1.1.3 Flexibilité et mécanismes résonants . . . . .	10
1.2 Etat de l'art sur les drones bio-inspirés . . . . .	11
1.3 Défis autour des nano-drones bio-inspirés . . . . .	16
1.3.1 Défis de conception . . . . .	16
1.3.2 Problématiques de vol . . . . .	17
1.3.3 Localisation dans l'espace . . . . .	18
1.3.4 Applications . . . . .	19
1.4 Cadre de l'étude . . . . .	19
<b>2 Du projet OVMI au couplage modal</b>	<b>21</b>
2.1 Genèse et évolution du projet OVMI . . . . .	21
2.1.1 Dimensionnement et sélection des matériaux . . . . .	22
2.1.2 Principe d'actionnement et sélection de l'actionneur . . . . .	24
2.1.2.1 Etat de l'art des moyens d'actionnement . . . . .	24
2.1.2.2 Principe d'actionnement et évolution de la conception	26
2.1.3 Concept de résonance et torsion passive des ailes . . . . .	28
2.1.4 Evolutions successives et limites du projet OVMI . . . . .	30
2.2 Nouvelle orientation : couplage modal sur une aile flexible . . . . .	31
2.3 Bilan . . . . .	34
<b>3 Procédés de fabrication</b>	<b>35</b>
3.1 Structure du prototype en résine SU-8 . . . . .	35
3.2 Membranes des ailes en Parylène C . . . . .	39
3.3 Assemblage . . . . .	44
3.4 Conclusions sur la physionomie des nouveaux prototypes . . . . .	48
<b>4 Optimisation de la cinématique</b>	<b>51</b>
4.1 Modélisation . . . . .	51
4.1.1 Problème continu . . . . .	52
4.1.2 Analyse modale . . . . .	54
4.1.3 Fonctions de Réponse en Fréquence . . . . .	57
4.1.4 Nœud entre trois poutres . . . . .	58
4.2 Application à une aile de type "L" . . . . .	60

4.2.1	Modèle . . . . .	60
4.2.2	Analyse modale . . . . .	62
4.2.3	Conclusions de l'analyse modale . . . . .	63
4.2.4	Fonction de Réponse en Fréquence . . . . .	65
4.2.5	Influence des paramètres géométriques . . . . .	66
4.3	Optimisation numérique . . . . .	70
4.4	Concl. sur l'optimisation de la cinématique . . . . .	73
<b>5</b>	<b>Validation expérimentale de la cinématique</b>	<b>75</b>
5.1	Protocoles expérimentaux . . . . .	75
5.1.1	FRF et déformées opérationnelles en petite amplitude . . . . .	75
5.1.2	Cinématique en grande amplitude . . . . .	77
5.1.3	Quantification des effets aérodynamiques . . . . .	78
5.2	Résultats : évolution des prototypes . . . . .	80
5.2.1	Prototype de type "L Wing" . . . . .	80
5.2.2	Prototypes de types "F Wing" / "Nostromo" . . . . .	83
5.2.3	Prototype de type "Batwing" . . . . .	85
5.2.4	Prototypes de types "Wind Rider" / "Spider" . . . . .	88
5.3	Concl. sur la cinématique expérimentale . . . . .	90
<b>6</b>	<b>Génération de portance</b>	<b>93</b>
6.1	Interactions fluide/structure . . . . .	93
6.1.1	Modélisation des forces aérodynamiques . . . . .	94
6.1.1.1	Régime stationnaire . . . . .	94
6.1.1.2	Régime instationnaire . . . . .	95
6.1.1.3	Mouvement sinusoïdal . . . . .	96
6.1.1.4	Modélisation des efforts . . . . .	97
6.1.2	Couplage fluide/structure : évaluation qualitative . . . . .	99
6.1.2.1	Orientation de la normale unitaire . . . . .	99
6.1.2.2	Forces de portances et de trainée . . . . .	100
6.1.2.3	Implémentation numérique . . . . .	101
6.1.3	Estimation de la portance . . . . .	102
6.1.3.1	Estimations physiques . . . . .	102
6.1.3.2	Estimation de portance en fonction de la fréquence . . . . .	104
6.1.4	Conclusions sur le modèle de couplage aérodynamique . . . . .	105
6.2	Validation expérimentale . . . . .	105
6.2.1	Banc de mesure . . . . .	106
6.2.2	Mesures de portance . . . . .	109
6.2.2.1	Prototype de type "F Wing" . . . . .	109
6.2.2.2	Prototype de type "Batwing" . . . . .	111
6.2.2.3	Prototype de type "Spider" . . . . .	113
6.2.3	Discussion et conclusions . . . . .	115
	<b>Conclusions et perspectives</b>	<b>117</b>
	<b>Annexes</b>	<b>131</b>
A	Caractéristiques de la résine SU-8 . . . . .	131
B	Caractéristiques de la résine Omnicoat . . . . .	133
C	Caractéristiques du Parylène . . . . .	133

# Table des figures

FIGURE 1.1	Comparaison entre les fréquences de battement et les masses de différentes espèces volantes [8] . . . . .	6
FIGURE 1.2	Exemples de différentes catégories d'insectes volants [13] : a) lépidoptère, b) anisoptère, c) hyménoptère, d) diptère. . . . .	6
FIGURE 1.3	Description de la cinématique d'une aile d'insecte : (a) Trajectoire de l'aile représentée à l'aide d'une section de l'aile (en rouge) avec le bord d'attaque symbolisé par les points ; (b) Suivi de cette section d'aile au cours des battements avant et arrière démontrant leur mouvement de translation et illustrant l'inversion de l'inclinaison induite par la pronation et la supination interprétées comme des mouvements de rotation ; (c) Evolutions du battement et de la rotation de l'aile au cours du temps [16, 17]. . . . .	7
FIGURE 1.4	Vortex produits par une aile d'insecte lors de son battement [25]. Les vortex générés par le bord d'attaque sont montrés en bleus tandis que ceux induits par le bord de fuite sont tracés en rouge. . . . .	9
FIGURE 1.5	Illustration du vortex de bord d'attaque tel que décrit par [23].	10
FIGURE 1.6	Photographie d'une aile d'insecte [29]. . . . .	10
FIGURE 1.7	Dimensions de divers objets et espèces volantes [43]. . . . .	12
FIGURE 1.8	Comparaison des proportions de différents prototypes de nano et micro-drones [5, 6, 7, 46]. . . . .	13
FIGURE 1.9	Schéma d'illustration du prototype "Robobee" [7]. . . . .	15
FIGURE 1.10	Schéma d'illustration selon une vue en coupe d'un thorax de deux principales méthodes d'actionnement observées chez les insectes : a) actionnement direct avec muscles reliés aux ailes, b) actionnement indirect avec muscles uniquement liés au thorax. . . . .	15
FIGURE 1.11	Défis à relever autour des nano-drones bio-inspirés . . . . .	16
FIGURE 2.1	Propriétés mécaniques des différents matériaux envisagés pour la composition des membranes des ailes [35, 36] ayant conduit au choix du Parylène C [94]. . . . .	23
FIGURE 2.2	Comparaisons des actionneurs connus à l'échelle MEMS (cercles noirs) et à l'échelle macroscopique (cercles verts) en termes de fréquence et déplacement [93]. . . . .	24
FIGURE 2.3	Schéma de principe de l'actionnement des ailes d'un prototype OVMI avec vue de dessus des liaisons au thorax. . . . .	26
FIGURE 2.4	a) Schéma de principe de l'actionneur électromagnétique développé pour le prototype OVMI, b) Représentation schématique du nombre de spires et d'enroulements d'une bobine. . . . .	27

FIGURE 2.5	Aile flexible dont la cinématique est la combinaison d'un mouvement de battement et d'un mouvement torsion. . . . .	28
FIGURE 2.6	Réponse en fréquence d'un système masse-ressort-amortisseur à un degré de liberté avec mouvement imposé. Amplitude et phase de la torsion de l'aile $\varphi$ , relatives au mouvement de battement imposé $\theta$ . . . . .	29
FIGURE 2.7	Présentation du concept de couplage en quadrature. Déformées modales théoriques d'un prototype : (a) battement et (b) torsion. Amplitude et phase des réponses en fréquences théoriques d'un prototype : (c) amplitude des coordonnées modales de (1) battement et (2) torsion ; (3) amplitude de leur superposition ; phases en (d) battement (1) et de torsion (2) et leur différence (4). Suivi du mouvement du bout de l'aile vu selon le profil $Y$ (dans le plan $(X, Z)$ ) : résonances de (e) battement et (f) torsion, (g,h) mouvements de quadrature de phase. . . . .	33
FIGURE 3.1	Schéma du procédé de photolithographie utilisé pour la fabrication de la structure de l'OVM (liaisons, squelette des ailes et thorax) . . . . .	36
FIGURE 3.2	Dépôt de résine SU-8 par "spincoating" : a) Substrat, fixé à la tournette, sur lequel est déposée la résine, b) Substrat avec couche de résine étalée à l'épaisseur désirée. . . . .	37
FIGURE 3.3	Procédé d'insolation : a) Exemple de masque (zoom) illustrant la géométrie d'un prototype (à droite) ainsi qu'une marque d'alignement (à gauche), b) Résultat de l'insolation sur une couche de résine SU-8 (prototype visible dans la zone jaune à droite et marque d'alignement à sa gauche). Les zones blanches (a) et transparentes (b) correspondent aux parties qui ne disparaîtront pas lors du développement. . . . .	37
FIGURE 3.4	Procédé de développement : a) Substrat développé présentant les structures de SU-8 révélées, b) Zoom sur une structure de prototype révélée. . . . .	38
FIGURE 3.5	Mesures des épaisseurs de résine SU-8 déposées le long du rayon du substrat . . . . .	39
FIGURE 3.6	Schéma du procédé mis en place pour le dépôt et la gravure des membranes en Parylène C. . . . .	40
FIGURE 3.7	Dépôt d'un film de Parylène C : a) Schéma du procédé, b) Evolution de la pression à l'intérieur de la chambre au cours du dépôt. . . . .	41
FIGURE 3.8	Dépôt d'un film de Parylène C : a) Echantillon sur lequel a été déposé un film de Parylène C de 400 nm (reflets irisés), b) Zoom sur un prototype recouvert de ce film. . . . .	41
FIGURE 3.9	Dépôt d'un masque protecteur de résine AZ4562 : a) Echantillon après révélation de la résine AZ4562 (zones gris foncé), b) Zoom sur un prototype dont les ailes en sont recouvertes. . . . .	42

FIGURE 3.10 Détection de fin d'attaque lors du procédé de gravure plasma : a) Relevé caméra du positionnement du spot laser, b) Evolution du signal d'interférométrie permettant la détection de fin d'attaque (fin de l'oscillation indiquant le changement d'indice de réfraction). . . . .	42
FIGURE 3.11 Gravure plasma : a) Echantillon après gravure, b) Zoom sur un prototype dont les ailes ont été gravées. . . . .	43
FIGURE 3.12 Retrait du masque de résine AZ4562 : a) Echantillon suite à un bain d'acétone, b) Zoom sur un prototype présentant ces ailes en Parylène C gravé. . . . .	43
FIGURE 3.13 Prototype après lift-off non-assemblé . . . . .	44
FIGURE 3.14 Photographie des différents composants constituant un prototype d'OVMi : a) support de bobine, b) bobine, c) structure du prototype, d) aimant. . . . .	44
FIGURE 3.15 Schéma du procédé de photolithographie utilisé pour la fabrication du support de bobine du nano-drone OVMi. . . . .	45
FIGURE 3.16 Schéma de la structure d'un prototype de nano-drone OVMi assemblée à son support de bobine avec agrandissement des plots et encoches de centrage assurant l'alignement. . . . .	46
FIGURE 3.17 Schéma des éléments de centrage intégrés a) sur le tergum de la structure pour accueillir l'aimant et b) sur le support de bobine pour recevoir la bobine. . . . .	46
FIGURE 3.18 Illustration des différents points de collage solidarissant les différents éléments composant le prototype OVMi : a) collage du support de bobine sur la structure via les plots de centrage, b) collage de la bobine sur son support via les colonnes de centrage, c) collage de l'aimant sur le tergum via l'anneau de centrage, d) collage des fils d'alimentation de la bobine sur le thorax. . . . .	47
FIGURE 3.19 Prototype de nano-drone OVMi d'envergure 22 mm pour un poids total de 22 mg . . . . .	48
FIGURE 3.20 Schéma descriptif en vue éclatée des différents éléments d'un prototype de nano-drone OVMi et graphique de répartition des masses (Structure : ailes/thorax/tergum de 9 mg et support de bobine de 3 mg, actionnement : bobine de 4 mg et aimant de 6 mg) . . . . .	49
FIGURE 4.1 Schéma d'aile en "L" modélisée par un assemblage de deux poutres d'Euler-Bernoulli en flexion ( $w$ ) et torsion ( $\varphi$ ) . . . . .	52
FIGURE 4.2 Schéma d'un assemblage élémentaire de trois poutres utilisé pour la modélisation complète de la structure d'un prototype. . . . .	58
FIGURE 4.3 Schéma d'une aile de type "L" avec liaisons et actionnement . . . . .	61
FIGURE 4.4 Déformées modales en flexion (poutres déformées) et torsion (variations de couleur) des 10 premiers modes de la structure d'aile de type "L" (structure non-déformée en trait pointillé) . . . . .	64

FIGURE 4.5	Simulation d'une aile de type "L" avec liaisons et actionnement. Déformées modales en a) battement et b) torsion (structure non-déformée en trait pointillé). FRF d'un point de la structure en bout de bord d'attaque : c) amplitudes des coordonnées modales de (1) battement et (2) torsion et (3) amplitude de la superposition de ces modes ; d) phases en battement (1) et torsion (2) ainsi que leur différence (4). . . . .	65
FIGURE 4.6	Etude paramétrique menée sur l'aile de type "L" avec liaisons et actionnement : évolution des fréquences du mode de battement et du mode de torsion en fonction de la longueur de la corde. . . . .	66
FIGURE 4.7	Etude paramétrique menée sur l'aile de type "L" avec liaisons et actionnement : a) schéma des paramètres géométriques utilisés ; évolutions de b) la fréquence du mode de battement, c) la fréquence du mode de torsion et de d) leur écart fréquentiel en fonction de la longueur de la corde $H$ (ordonnées) et de sa position $x$ (abscisses) (zones optimales en pointillés). . . . .	67
FIGURE 4.8	Simulation d'une aile de type "L inversé". Déformées modales en a) battement et b) torsion (structure non-déformée en trait pointillé). FRF d'un point de la structure en extrémité de bord d'attaque : c) amplitudes des coordonnées modales de (1) battement et (2) torsion et (3) amplitude de leur superposition ; d) phases en battement (1) et torsion (2) ainsi que leur différence (4). . . . .	69
FIGURE 4.9	Schéma descriptif des paramètres géométriques du modèle structurel utilisés pour l'optimisation. . . . .	71
FIGURE 4.10	Descriptif des différents critères d'optimisation appliqués sur les FRFs (1) du mode de battement, (2) du mode de torsion et leur (3) différence de phase : (a) proximité d'une fréquence cible $f_{cible}$ , (b) rapprochement des deux fréquences de quadratures de phase $f_{quad1}$ et $f_{quad2}$ , (c) amplification équivalente des deux modes et (d) maximisation de l'amplitude de battement. . . . .	72
FIGURE 5.1	Illustration du dispositif de mesure mis en place pour l'acquisition des FRFs d'un prototype et des déformées opérationnelles associées : a) vue générale et b) zoom sur le prototype. . . . .	76
FIGURE 5.2	a) Schéma et b) illustration du dispositif de mesure (vu du dessus) mis en place pour l'enregistrement de la cinématique des ailes d'un prototype en grande amplitude. . . . .	77
FIGURE 5.3	Photographie d'un prototype placé dans la chambre à vide employée pour quantifier l'influence de la pression environnante sur son comportement dynamique. . . . .	78
FIGURE 5.4	Evolution de la réponse en fréquence d'un prototype en fonction de la pression environnante : a) représentation 2D de l'évolution des FRFs en fonction de la pression, b) comparaison de différentes FRFs obtenues pour différentes pressions (dégradé du bleu pour les plus faibles pressions au rouge pour la pression atmosphérique). . . . .	79
FIGURE 5.5	Evolution a) du facteur qualité et b) de la première fréquence de résonance d'une aile en fonction de la pression environnante . . . . .	80

FIGURE 5.6 Schémas d'illustration et photographies des différentes générations de prototypes de nano-drone OVMI : a) prototype de type "L Wing", b) prototype de type "F Wing", c) prototype de type "Nostromo", d) prototype de type "Batwing", e) prototype de type "Wind Rider", f) prototype de type "Spider". . . . . 81

FIGURE 5.7 Comparaison calculs/essais pour un prototype de type "L Wing" : a) déformée opérationnelle du mode expérimental de battement, b) déformée opérationnelle du mode expérimental de torsion, c) FRFs théorique (courbe rouge) et expérimentale (courbe bleue) sur un point du bord d'attaque, modes antisymétriques signalés par des ellipses pointillées. . . . . 82

FIGURE 5.8 Comparaison calculs/essais pour un prototype de type "F Wing" : a) déformée opérationnelle du mode expérimental de battement, b) déformée opérationnelle du mode expérimental de torsion, c) FRFs théorique (courbe rouge) et expérimentale (courbe bleue) sur un point du bord d'attaque. . . . . 83

FIGURE 5.9 Rendu image par image d'un enregistrement à la caméra rapide pour un prototype de type "F Wing" à une fréquence d'actionnement de 130 Hz. Membrane de l'aile suivie colorée en rouge, position initiale de la corde en pointillés bleus, position actuelle de la corde en pointillés oranges, l'inversion d'inclinaison se produisant autour des séquences 1 et 4. . . . . 84

FIGURE 5.10 Comparaison calculs/essais pour un prototype de type "Batwing" : a) déformée opérationnelle du mode expérimental de battement, b) déformée opérationnelle du mode expérimental de torsion, c) FRFs théorique (courbe rouge) et expérimentale (courbe bleue) sur un point du bord d'attaque. . . . . 86

FIGURE 5.11 Rendu image par image d'un enregistrement à la caméra rapide pour un prototype de type "Batwing" à une fréquence d'actionnement de 120 Hz. Membrane de l'aile suivie colorée en rouge, position initiale de la corde en pointillés bleus, position actuelle de la corde en pointillés oranges, l'inversion d'inclinaison se produisant autour des séquences 1 et 4. . . . . 87

FIGURE 5.12 Comparaison calculs/essais pour un prototype de type "Spider" : a) déformée opérationnelle du mode expérimental de battement, b) déformée opérationnelle du mode expérimental de torsion, c) FRFs théorique (courbe rouge) et expérimentale (courbe bleue) sur un point du bord d'attaque. . . . . 89

FIGURE 5.13 Rendu image par image d'un enregistrement à la caméra rapide pour un prototype de type "Spider" à une fréquence d'actionnement de 190 Hz. Membrane de l'aile suivie colorée en rouge, position initiale de l'extrémité de l'aile en pointillés bleus, position actuelle de l'extrémité de l'aile en pointillés oranges, l'inversion d'inclinaison se produisant autour des séquences 1 et 5. . . . . 90

FIGURE 6.1 Paramétrisation de la déformation d'une surface élémentaire d'aile . . . . . 99

FIGURE 6.2 Paramétrisation de l'aile pour l'implémentation numérique. . 102

FIGURE 6.3	Illustration de la répartition des efforts aérodynamiques (module de la force totale) sur l'aile au cours du mouvement : faible concentration d'effort en vert, forte concentration d'effort en rouge et aile non-déformée en gris. . . . .	103
FIGURE 6.4	Force de portance (courbe bleue) moyennée sur une période de battement en fonction de la fréquence et FRF associée au mouvement (courbe verte), fréquences de quadrature indiquées par des traits verticaux oranges. . . . .	104
FIGURE 6.5	Schéma de principe du banc de mesure de portance développé et basé sur la mesure du déplacement par laser d'une poutre en laiton sur laquelle est collé le prototype. . . . .	106
FIGURE 6.6	Courbe de calibration force/déplacement de la poutre en laiton utilisée pour la mesure de portance (mesures en bleu et régression linéaire associée en trait pointillé). . . . .	107
FIGURE 6.7	Calibration vibratoire de la poutre en laiton utilisée pour la mesure de portance. Courbe orange : FRF en déplacement de la poutre en laiton (avec prototype inactif) ; courbe bleue : FRF d'un prototype. . . . .	108
FIGURE 6.8	a) Exemple de signal temporel de portance mesuré avec un prototype de type "Spider" actionné à 190 Hz et b) spectre fréquentiel associé. . . . .	109
FIGURE 6.9	a) FRF et b) mesures expérimentales de portance en fonction de la fréquence avec "fitting" polynomial (courbe orange) sur un prototype de type "F Wing". . . . .	110
FIGURE 6.10	Rendu image par image d'un enregistrement à la caméra rapide pour un prototype de type "F Wing" à une fréquence d'actionnement de 132 Hz. Membrane de l'aile suivie colorée en rouge, position initiale de la corde en pointillés bleus, position actuelle de la corde en pointillés oranges, l'inversion d'inclinaison se produisant autour des séquences 1 et 4. . . . .	111
FIGURE 6.11	a) FRF et b) mesures expérimentales de portance en fonction de la fréquence avec "fitting" polynomial (courbe orange) sur un prototype de type "Batwing". . . . .	112
FIGURE 6.12	Rendu image par image d'un enregistrement à la caméra rapide pour un prototype de type "Batwing" à une fréquence d'actionnement de 120 Hz. Membrane de l'aile suivie colorée en rouge, position initiale de la corde en pointillés bleus, position actuelle de la corde en pointillés oranges, l'inversion d'inclinaison se produisant autour des séquences 1 et 4. . . . .	113
FIGURE 6.13	a) FRF et b) mesures expérimentales de portance en fonction de la fréquence avec "fitting" polynomial (courbe orange) sur un prototype de type "Spider". . . . .	114
FIGURE 6.14	Rendu image par image d'un enregistrement à la caméra rapide pour un prototype de type "Spider" à une fréquence d'actionnement de 190 Hz. Membrane de l'aile suivie colorée en rouge, position initiale de l'extrémité de l'aile en pointillés bleus, position actuelle de l'extrémité de l'aile en pointillés oranges, l'inversion d'inclinaison se produisant autour des séquences 1 et 5. . . . .	115



---

FIGURE P.1	Photographie d'un prototype de type "Nite Owl" aux ailes découplées avec deux actionneur électromagnétiques. . . . .	120
FIGURE P.2	Schéma (à gauche) et réalisation (à droite) de la carte de contrôle développée pour le nano-drone OVMI. . . . .	120
FIGURE A.1	Abaque d'épaisseurs en fonction de la vitesse de rotation d'une tournette pour différentes viscosité de résines SU-8. . . . .	132
FIGURE C.1	Formules des différents types de Parylène. . . . .	133
FIGURE C.2	Formules des différents états du Parylène au cours du dépôt.	134

# Liste des tableaux

TABLE 1.1	Table de comparaison des caractéristiques de différents micro et nano-drones . . . . .	14
TABLE 2.1	Propriétés mécaniques des résines SU-8 séries 2000 en comparaison de celles des veines d'une aile d'insecte [35, 36, 93]. . . . .	22
TABLE 4.1	Caractéristiques géométriques des poutres utilisées pour la simulation d'une aile de type "L" (cf. Fig. 4.3) . . . . .	62
TABLE A.1	Propriétés mécaniques des résines SU-8 séries 2000 utilisées. . .	131
TABLE A.2	Temps de recuit doux en fonction de l'épaisseur déposée. . . .	131
TABLE A.3	Temps de recuit doux en fonction de l'épaisseur déposée. . . .	132
TABLE A.4	Temps de recuit post-exposition en fonction de l'épaisseur déposée. . . . .	133

# Introduction générale

De tout temps, la nature s'est révélée être une source de fascination pour l'Homme, son incroyable diversité et l'efficacité de son évolution ayant permis de créer des êtres parfaitement adaptés à leur environnement et dotés de capacités exceptionnelles. De surcroît, elle nous a aussi bien souvent inspiré dans notre développement et nos innovations, et les travaux de thèse présentés ici ne dérogent pas à cette règle.

Les drones volants constituent actuellement un secteur en plein essor, tant en termes de mécanismes de vol que de technologie embarquée, et sont particulièrement sujets à l'expérimentation de concepts bio-inspirés afin de gagner notamment en efficacité.

Un intérêt particulier est porté à ce qu'ils puissent être employés pour un large éventail d'applications, c'est pourquoi la DARPA (Defense Advanced Research Projects Agency) a initié dans les années 1990 le développement de micro-drones pour des utilisations de type reconnaissance [1]. En choisissant de définir cette nouvelle catégorie de drones [2] par une envergure et un poids inférieurs respectivement à 15 cm et 20 g ainsi que des caractéristiques d'une portée de 10 km pour une autonomie de l'ordre de 20 à 60 minutes, de nouvelles formes d'objets volants ont émergé. Les voilures fixes, alors largement répandues, ce sont donc vues progressivement remplacées dans ces applications par des solutions originales reposant sur des voilures rotatives ou battantes.

Face à la nécessité d'avoir à disposition des objets capables d'opérer dans des environnements clos et exigus, la DARPA a également proposé de restreindre ces spécifications [3] vers une envergure maximale de 7.5 cm pour un poids inférieur à 10 g tout en garantissant une capacité de vol stationnaire. De ces dernières spécifications est ainsi apparue une nouvelle catégorie d'objets volants : les nano-drones.

Pour répondre à ce défi, les regards se sont alors tournés vers les mécanismes de vol des insectes ainsi que vers ceux de certains oiseaux, puisqu'ils font montre d'impressionnantes capacités de vol à ces échelles. En raison de leur faible taille et de leur mode de propulsion spécifique basé sur l'utilisation d'ailes battantes, les colibris continuent d'intriguer les chercheurs et font l'objet de nombreuses études [4].

Le concept d'ailes battantes ayant déjà démontré son efficacité sur certains micro-drones [5, 6], plusieurs projets de nano-drones à ailes battantes cherchant à reproduire la cinématique des ailes de l'insecte ont également vu le jour et sont actuellement en cours de développement. Deux catégories émergent et se distinguent principalement du point de vue de l'actionnement utilisé.

Le prototype "Robobee" [7], qui est à l'heure actuelle le nano-drone le plus avancé, est particulièrement représentatif de la première catégorie. Ces prototypes s'appuient sur un actionnement direct de l'aile à l'aide d'un mécanisme de transmission et de transformation du mouvement de l'actionneur.

De l'autre côté, la seconde catégorie cherche à s'affranchir de tout mécanisme en se reposant sur l'exploitation du comportement vibratoire de la structure de l'aile afin de reproduire de manière passive la cinématique de l'insecte. Cette catégorie propose donc que la transmission et la transformation du mouvement de l'actionneur s'effectue à partir de la mise en vibration de l'aile.

Le prototype d'Objet Volant Mimant l'Insecte (OVMI), développé au sein de l'Institut d'Electronique de Microélectronique et de Nanotechnologie (IEMN) et étudié dans ces travaux de thèse, se veut porteur de cette dernière catégorie.

L'enjeu de cette recherche est de parvenir à fabriquer une structure d'aile artificielle flexible dont le comportement dynamique présente des modes propres de vibrations la déformant de telle manière que leur couplage puisse permettre de reproduire la cinématique observée sur une aile d'insecte et ainsi de générer de la portance.

Ainsi le premier chapitre de ce manuscrit s'attachera, à travers une étude bibliographique, à la description et la compréhension de la mécanique du vol de l'insecte, puis aux différents micro et nano-drones développés ces dernières années afin d'appréhender les diverses solutions technologiques qu'ils proposent. Ensuite, un tour d'horizon des différents verrous scientifiques et technologiques à lever sera donné.

Le deuxième chapitre présentera le prototype de nano-drone OVMI en détaillant l'historique du projet, les différents principes développés et leurs évolutions, et surtout en introduisant le concept innovant de couplage modal choisi dans cette étude.

Le troisième chapitre exposera les procédés de microtechnologie élaborés et précisera les améliorations apportées pour la fabrication de ces prototypes.

Le quatrième chapitre se concentrera sur la cinématique du prototype. La modélisation employée et les simulations qui en découlent serviront à mettre en lumière les phénomènes et paramètres à optimiser pour parvenir à mettre en œuvre ce couplage modal.

Le cinquième chapitre exposera alors les protocoles expérimentaux mis en place pour valider ces conclusions théoriques sur la cinématique suivis des résultats obtenus avec différentes générations de prototypes.

Le sixième et dernier chapitre se focalisera sur la génération de la portance pour des prototypes d'OVMI. En particulier, le modèle de couplage fluide-structure développé pour estimer numériquement la portance générée par une cinématique d'aile calculée sera décrit. Cette partie sera suivie de la présentation du banc de mesure de portance et des résultats obtenus sur celui-ci pour les différentes générations de prototypes OVMI.

Enfin, nous terminerons par une conclusion et les perspectives proposées pour ce travail.

Ces travaux sont financés par la Région Hauts-de-France, la Direction Générale de l'Armement, l'ANR Clear-Flight (ANR-13-ASTR-0012) ainsi que le programme RENATECH. Ils s'effectuent en étroite collaboration entre l'IEMN, le campus de Lille d'Arts et Métiers ParisTech (ENSAM), l'Office Nationale d'Etudes et de Recherches Aérospatiales (ONERA), la société Thurmelec et l'Ecole Nationale Supérieure d'ingénieurs en Informatique, Automatique, Energétique, Mécanique et Electronique (ENSIAME).



# Chapitre 1

## Du vol de l'insecte aux drones bio-inspirés

### 1.1 Mécanique du vol de l'insecte

#### 1.1.1 Cinématique de l'aile

Au cours de leur évolution, les insectes volants se sont adaptés afin de développer et perfectionner la mécanique de leur vol, ce qui leur permet aujourd'hui d'afficher d'incroyables capacités de vol tant du point de vue de l'agilité que de la manœuvrabilité. En effet, parmi les différentes espèces volantes observées dans la nature, les insectes montrent sans nul doute les plus impressionnantes performances en termes de vol stationnaire ou de vive accélération, et restent inégalés à ces échelles au niveau du poids et de la taille, comme l'on peut l'observer en Fig. 1.1. On peut également remarquer sur cette figure que la fréquence de battement des ailes est intimement liée à cette échelle et ce suivant une relation de proportionnalité avec la masse, contenue entre  $m^{-1/2}$  et  $m^{-1/6}$  comme montré par les courbes associées. Ainsi, plus le poids de l'espèce volante est faible, plus sa fréquence de battement d'aile est élevée, un moustique présentant des battements d'ailes à près d'1 kHz pour un poids de 1 mg tandis qu'un pélican effectuera à peine un battement d'aile par seconde pour un poids de 10 kg.

La clé de telles performances de vol chez les insectes repose principalement sur le battement de leurs ailes, notamment sur leurs trajectoires particulières ainsi que sur les forces aérodynamiques associées. Cette cinématique spécifique n'est en effet observée que chez ces derniers, les autres espèces volantes, à l'exception du colibri, s'appuyant sur d'autres mécanismes de vol. A titre d'exemple, on peut citer les ornithoptères dont la production de portance est induite par la combinaison de la vitesse d'avance avec un battement d'aile à vitesse constante. La compréhension de cette mécanique du vol de l'insecte a considérablement progressé, et il est à présent bien admis que la portance générée résulte à la fois d'un large panel de mécanismes aérodynamiques non-conventionnels [9] ainsi que de mouvements spécifiques engendrés par les caractéristiques de flexibilité des ailes [10]. En outre, le perfectionnement des technologies telles que les caméras rapides, assurant l'enregistrement de milliers d'images par secondes, a donné la possibilité d'effectuer de grandes avancées dans la description de cette cinématique d'aile [11, 12].

Pour illustrer la grande variété anatomique chez les insectes, on peut entre autres

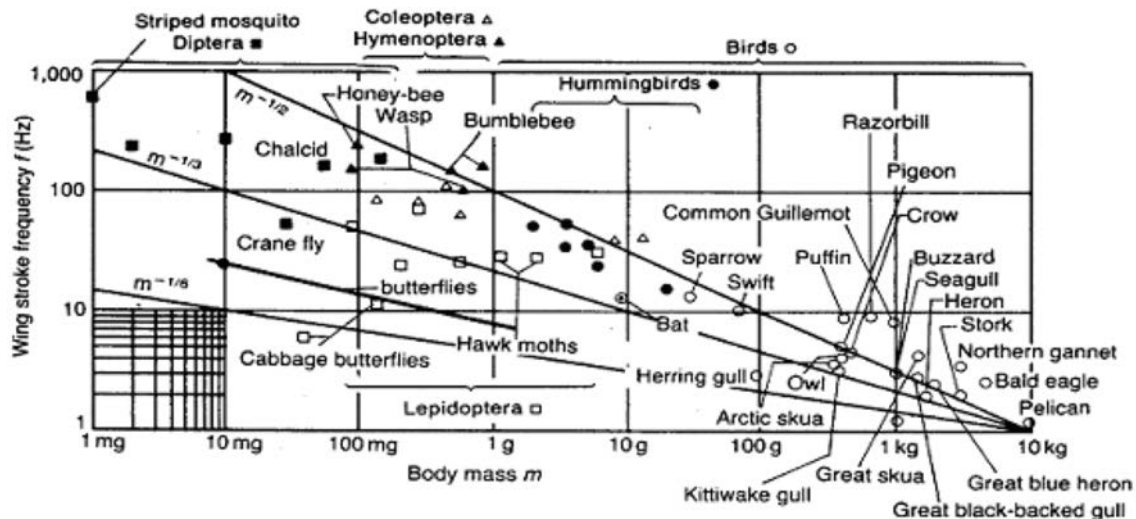


FIGURE 1.1 – Comparaison entre les fréquences de battement et les masses de différentes espèces volantes [8]

énumérer quatre types d'insectes présentant différentes morphologies d'ailes : les lépidoptères (papillons, Fig. 1.2.a), qui se caractérisent par deux paires d'ailes membranées, les anisoptères (libellules, Fig. 1.2.b), constitués de deux paires d'ailes durcies déployées au repos, les hyménoptères (abeilles, guêpes, ..., Fig. 1.2.c), possédant deux paires d'ailes couplées, et les diptères (mouches, moustiques, ..., Fig. 1.2.d), qui ne possèdent qu'une paire d'ailes fonctionnelles. Cette grande diversité est fortement propice au développement de nombreuses applications pour des systèmes bio-inspirés.



FIGURE 1.2 – Exemples de différentes catégories d'insectes volants [13] : a) lépidoptère, b) anisoptère, c) hyménoptère, d) diptère.

Dans ces travaux de thèse, il a été choisi de se concentrer sur la dernière caté-



gorie proposant une unique paire d'aile car la plupart des nano-drones bio-inspirés existants s'appuient sur la mécanique de vol de ces diptères et que l'utilisation de deux paires d'ailes complique fortement la compréhension des phénomènes aérodynamiques mis en jeu. Les fréquences de battement des ailes de ces insectes varient entre 5 Hz et 1 kHz [14] selon la taille et le poids de l'insecte [15].

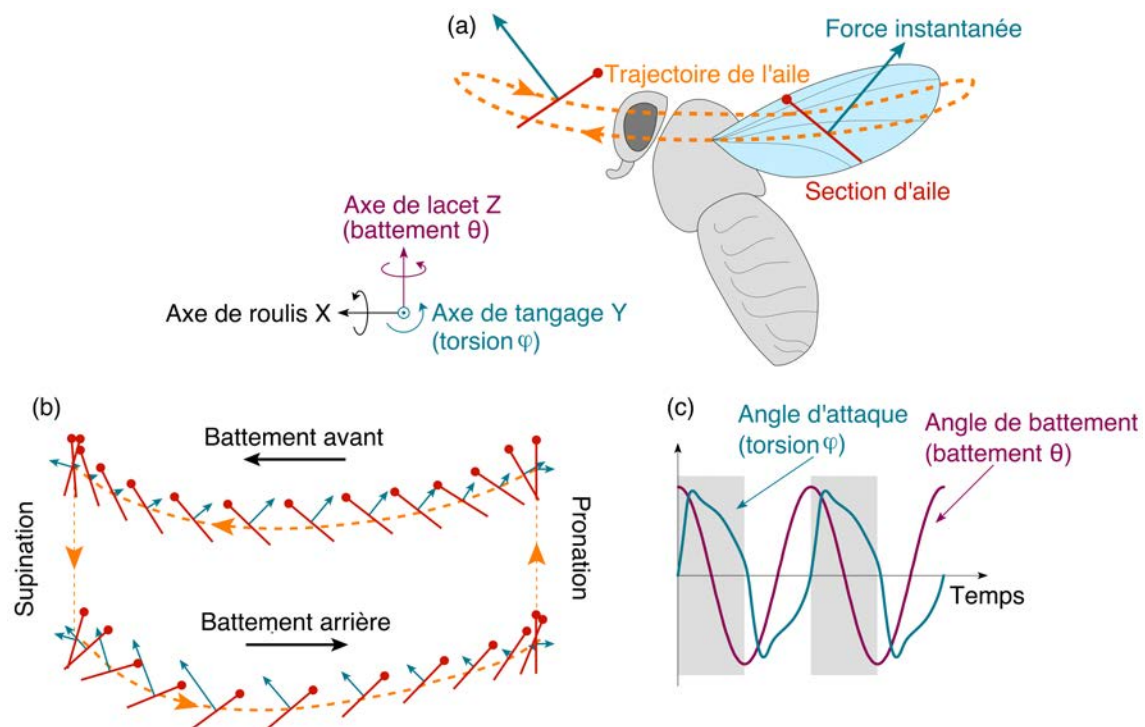


FIGURE 1.3 – Description de la cinématique d'une aile d'insecte : (a) Trajectoire de l'aile représentée à l'aide d'une section de l'aile (en rouge) avec le bord d'attaque symbolisé par les points ; (b) Suivi de cette section d'aile au cours des battements avant et arrière démontrant leur mouvement de translation et illustrant l'inversion de l'inclinaison induite par la pronation et la supination interprétées comme des mouvements de rotation ; (c) Evolutions du battement et de la rotation de l'aile au cours du temps [16, 17].

La cinématique, illustrée en Fig. 1.3 via la trajectoire d'une section de l'aile, est un cycle périodique se décomposant en quatre mouvements élémentaires [18, 19] : le battement avant, la supination, le battement arrière et la pronation. Comme on peut l'observer sur la Fig. 1.3.a/b, les battements avant et arrière sont principalement des mouvements de translation de l'aile dans le plan de battement, tandis que la pronation et la supination correspondent à des mouvements de rotation autour de l'axe de tangage.

Dans le cas d'ailes flexibles, les mouvements de translations induits par les battements avant et arrière peuvent être interprétés comme une flexion du bord d'attaque tandis que les rotations provoquées par la pronation et la supination peuvent être considérées comme une torsion de l'aile. Ainsi, durant chaque battement, l'aile accélère jusqu'à une vitesse constante conservée pendant la première moitié du battement avant de décélérer durant la seconde moitié. A la fin de chaque battement, le mouvement de pronation ou de supination fait rapidement tourner l'aile afin d'inverser

son inclinaison au cours du battement suivant.

En général, l'amplitude d'un battement d'aile est de l'ordre de trois à cinq fois la longueur de la corde de l'aile. De plus, l'angle d'attaque (l'angle d'inclinaison de l'aile) évolue de manière continue au cours d'un demi-battement ainsi que le long de la corde, augmentant progressivement, pour atteindre des valeurs de l'ordre de  $35^\circ$ [20]. Enfin, l'enchaînement particulier de ces différents mouvements peut être assimilé à l'association d'une période de translation et d'une période de rotation de l'aile mis en quadrature de phase, l'une atteignant son amplitude maximale lorsque l'autre s'annule et inversement.

On peut également remarquer que la trajectoire de l'aile au cours d'un cycle de battement suit un parcours incurvé [21], typiquement de la forme d'une banane ou d'un huit. En effet, en basculant son plan de battement et en assymétrisant ses deux demi-battements, l'insecte peut alors voler en avant et en arrière ou encore rester en vol stationnaire. De plus, afin de tourner sur lui-même et de manœuvrer, l'insecte modifie la symétrie de battement entre ses deux ailes. Ces différentes variations de la cinématique s'opèrent quasi-instantanément grâce aux importantes fréquences de battement. Ainsi, dans le cas du vol stationnaire, la plupart des insectes privilégient un plan de battement horizontal tout en conservant une parfaite symétrie du battement.

### 1.1.2 Phénomènes aérodynamiques

Depuis une vingtaine d'années, la compréhension des phénomènes aérodynamiques produits par ces cinématiques spécifiques et permettant le vol de l'insecte a fait l'objet de nombreuses recherches [22, 23, 24, 25]. Le fluide associé est considéré comme incompressible, instationnaire et pour de faibles nombres de Reynolds. Cette considération instationnaire tient au fait que les caractéristiques du fluide et de son écoulement ne peuvent être constantes au cours du temps compte tenu de la cinématique battante impliquée. Pour les insectes de grandes tailles, le nombre de Reynolds, représentant le rapport entre les forces d'inertie et de viscosité du fluide, est de l'ordre 5000 à 10000, on est typiquement en régime turbulent. Tandis que pour les plus petits insectes, il peut atteindre des valeurs de l'ordre de 10, signifiant alors que les forces de viscosité deviennent prédominantes et conduisent à un régime laminaire. Selon la taille et les caractéristiques de l'écoulement environnant, les mécanismes de propulsions sont différents car la nature des forces exercées change. Dans la gamme des nombres de Reynolds définie ici, la propulsion provient d'un transfert de quantité de mouvement au fluide. L'air est accéléré et poussé dans le sillage de l'insecte, le jet ainsi généré le propulsant vers l'avant. On peut distinguer les efforts aérodynamiques ainsi produits en deux forces : la force de portance et la force de traînée. La première est une force perpendiculaire au mouvement traduisant la poussée engendrée par celui-ci, tandis que la seconde est une force assimilée à un effort de frottement s'opposant au mouvement. Ainsi, plus le nombre de Reynolds est faible plus les efforts de traînée deviendront important en comparaison de ceux de portance.

En vitesse de croisière, les performances de propulsion sont donc fortement liées à l'intensité de l'écoulement induit en aval de l'aile. Ce sillage est constitué de vortex émis périodiquement à chaque battement et le comportement de ces derniers dépend de la façon dont l'aile se déplace. La séparation des vortex produits par un battement,

mais toujours à proximité de l'aile, est alors une source potentielle d'amélioration de la portance et de récupération d'énergie pour les insectes [20, 25], particulièrement au niveau du retournement de l'aile comme illustré en Fig 1.4.

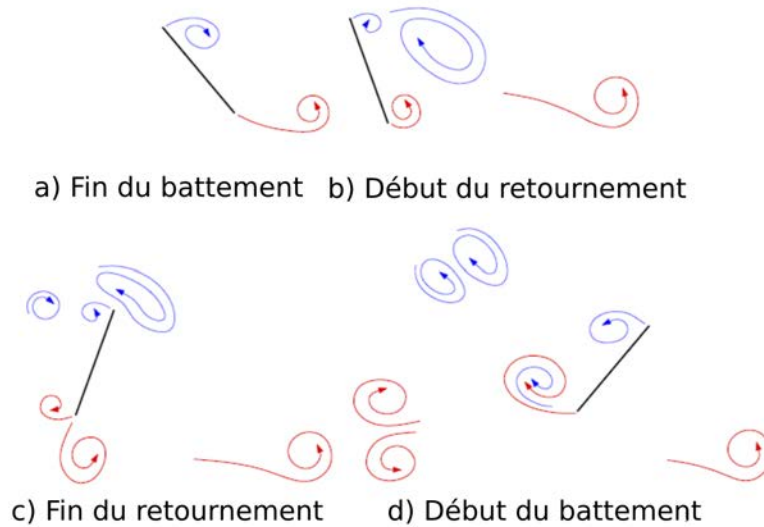


FIGURE 1.4 – Vortex produits par une aile d'insecte lors de son battement [25]. Les vortex générés par le bord d'attaque sont montrés en bleus tandis que ceux induits par le bord de fuite sont tracés en rouge.

On peut également citer les observations de récents travaux menés sur le vol du moustique [26] qui font notamment état de l'utilisation des vortex produits par le bord de fuite quand à l'inverse la plupart des insectes semblent principalement s'appuyer sur ceux générés par le bord d'attaque. Cette caractéristique du moustique semble être liée à ses grandes fréquences de battements qui lui permettent de se servir de ces vortex lors du retournement de ses ailes et démontre l'importance de ces effets dans le vol des insectes.

De plus, comme décrit précédemment, l'aile de l'insecte possède un cycle de battement continu au cours duquel elle accélère, décélère et se retourne. Ainsi, lors de ces phases, le fluide environnant doit également être accéléré et décéléré, ajoutant ainsi une masse additionnelle et générant une force aérodynamique d'inertie opposée au mouvement de l'aile. Ces phénomènes sont dits de masse-ajoutée.

Un autre phénomène dû aux grands angles d'attaques utilisés par les insectes, est créé par la séparation de l'écoulement au niveau du bord d'attaque puis sa reconstitution au niveau du bord de fuite. Ainsi, dans la zone de séparation, un vortex apparaît le long du bord d'attaque comme illustré en Fig. 1.5. Ce vortex, en plus de prévenir des phénomènes de décrochage, sert à augmenter la portance via un effet d'aspiration [27, 28].

Enfin, comme le démontre [19] la cinématique de l'aile et notamment ses caractéristiques en terme d'angle d'attaque et de symétrie du battement ont un impact non-négligeable sur ces différents phénomènes et donc sur les forces de portance et de trainée.

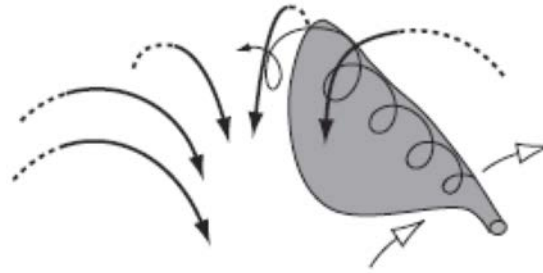


FIGURE 1.5 – Illustration du vortex de bord d'attaque tel que décrit par [23].

### 1.1.3 Flexibilité et mécanismes résonants

Un autre point essentiel à la compréhension du vol de l'insecte concerne le fait que leurs ailes soient constituées d'une membrane fine supportée par différentes veines flexibles, tel qu'illustré en Fig. 1.6. En effet, la flexibilité de cette structure est un des éléments clés des capacités de vol des insectes car cette caractéristique autorise notamment la déformation de l'aile afin d'adapter dynamiquement sa forme au cours du vol [29]. Cependant, le rôle exact de cette particularité sur leurs performances aérodynamiques reste peu clair et controversé.



FIGURE 1.6 – Photographie d'une aile d'insecte [29].

Dans la littérature, plusieurs études [10, 30, 31] apportent la preuve que la flexibilité des ailes de certains insectes les aident à se courber au cours du battement. En outre, il est montré que la production de cette courbure de l'aile pendant le mouvement sert à produire une force de portance plus importante que dans le cas des ailes rigides [32, 33]. A contrario, des simulations récentes menées par [34] révèlent que les performances aérodynamiques des ailes d'insectes diminuent avec l'augmentation de leur souplesse pour de faibles angles d'attaques. Si la flexibilité de la structure d'une aile d'insecte semble être un outil précieux pour adapter et améliorer ses performances aérodynamiques au cours du mouvement, cette caractéristique peut donc être en revanche un désavantage dans le cas de certaines trajectoires d'ailes.

Toutefois, cette propriété de flexibilité n'est pas seulement employée par les insectes à des fins d'optimisation aérodynamique et de modification dynamique de forme. En effet, comme l'évoquent [35, 36] cette caractéristique est également mise à contribution au niveau de leur solidité ou de leur résistance aux chocs en vue de s'adapter à leur environnement. Ce point reste néanmoins encore peu compris.

Un autre sujet suscitant de nombreuses discussions au sein de la communauté concerne les différents mécanismes résonants développés par certains insectes. Diverses études [37, 38, 39, 40] mettent en lumière l'utilisation des fréquences propres de leurs ailes, notamment pour les lépidoptères (papillons) et anisoptères (libellules), afin de produire leur mise en mouvement et assurer leur trajectoire. Cette solution, en reposant sur l'amplification d'un mouvement de faible amplitude, permet alors une faible consommation énergétique. En revanche, d'autres travaux tendent à indiquer que, pour les coléoptères (scarabées) et hyménoptères (abeilles), une fréquence de battement bien différente des fréquences de résonances de la structure de leurs ailes [41, 29] est employée. Il est cependant démontré qu'il existe alors une utilisation d'un mécanisme résonant reposant sur la mise en vibration d'un autre organe tel que le thorax [42]. Par conséquent, le vol de l'insecte ne semble pas reposer sur un unique mécanisme mais bien sur la combinaison de différentes caractéristiques telles qu'une cinématique d'aile spécifique, l'utilisation d'une structure flexible ainsi que sur des mécanismes résonants.

La progression de la compréhension de ce large panel de mécanismes à la base des impressionnantes capacités de vol des insectes a ainsi alimenté l'apparition de nouveaux objets volants de tailles réduites, tels que les nano-drones bio-inspirés.

## 1.2 Etat de l'art sur les drones bio-inspirés

En parallèle de la compréhension du vol de l'insecte, on a vu se développer ces dernières années un intérêt grandissant pour les aéronefs sans pilote définis sous le qualificatif de "drone", qui visent des applications aussi bien militaires (frappes aériennes, espionnage, ...) que civiles (assistance aux personnes, transport, divertissement, ...).

Les développements actuels de drones tendent aujourd'hui progressivement vers la recherche de performances tant en termes de vol stationnaire que de manœuvrabilité pour des utilisations dans des espaces confinés, tels que des missions de reconnaissance en essaims ou d'espionnage. Ces considérations nous amènent donc à la question de la réduction d'échelle qui est au cœur de ces travaux de thèse. Pour remplir ces objectifs, il est alors nécessaire de se tourner vers des objets de faibles envergures dont les mécanismes de vol seront forcément influencés par ce changement d'échelle. Dans ce but, de nouvelles catégories de drones adaptés à ce type de cahier des charges ont commencé à faire leur apparition : les micro-drones (Micro Air Vehicle) dont l'envergure maximale est de 15 cm, et les nano-drones (Nano Air Vehicle) aux envergures inférieures à 7.5 cm.

La Fig. 1.7 présente une comparaison entre différents objets et espèces volantes sur la base de leurs masses et envergures. On peut observer que les drones (Unmanned Air Vehicle) utilisés à l'heure actuelle en opérations possèdent des envergures de plusieurs mètres proches de celles des aéronefs usuels. Il apparaît également que les zones de conception des micro et nano-drones se rapprochent respectivement des caractéristiques des oiseaux et des insectes puisque que l'envergure et la masse de ces divers objets et espèces volantes sont proportionnellement liées l'une à l'autre.

Du fait de leurs capacités de vol exceptionnelles malgré de faibles dimensions et de petits nombres de Reynolds, les insectes et les oiseaux sont une source d'inspiration pour de nombreux travaux de recherches. En effet, les traditionnelles voilures fixes employées dans les avions et voilures tournantes mises en œuvre dans les hélicoptères

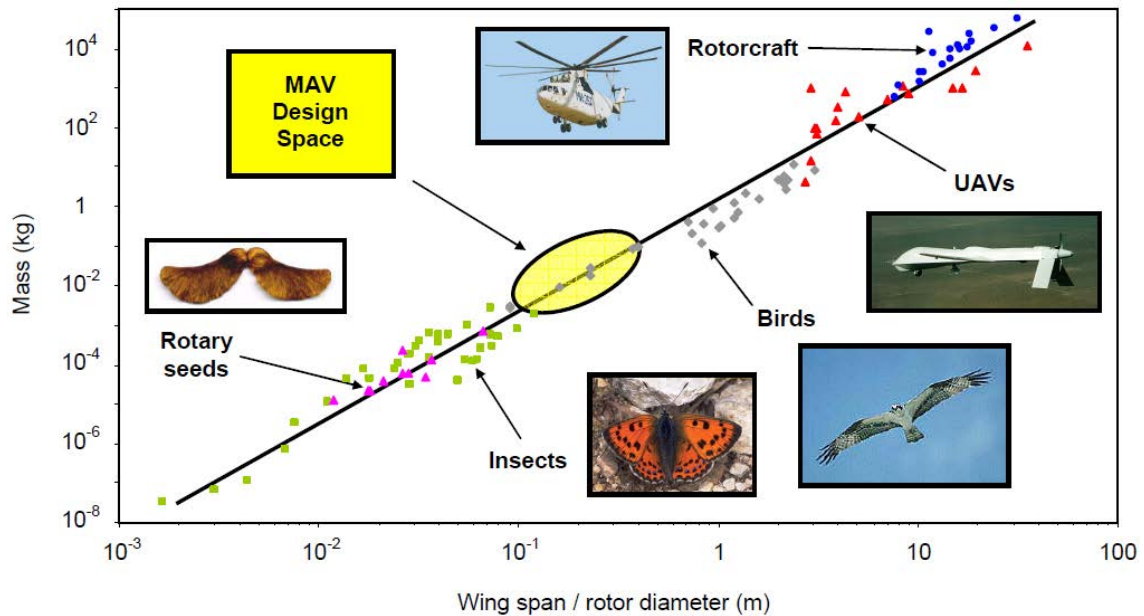


FIGURE 1.7 – Dimensions de divers objets et espèces volantes [43].

perdent drastiquement en efficacité à ces échelles [2], les forces de viscosité devenant prédominantes. En outre, ces voilures présentent d'autres inconvénients tels que l'impossibilité d'effectuer du vol stationnaire avec une voilure fixe ou le bruit produit par les systèmes à voilures tournantes. Il est ainsi nécessaire de se tourner vers de nouvelles solutions.

Ainsi, comme nous l'avons abordé en section 1.1, les ailes battantes observées chez les insectes et le colibri proposent un mécanisme de vol alternatif permettant de s'adapter aux contraintes aérodynamiques induites par des objets de telles dimensions.

D'un côté, on peut citer les objets volant de type "ornithoptères" qui se basent sur le mode de battement des ailes observé chez les oiseaux et utilisent un plan de battement quasi-vertical avec une rare variation de l'angle de tangage au cours de leur cycle de battement comme évoqué en section 1.1.1. Ainsi, la propulsion de ce type de drone est principalement produite par une combinaison de leur vitesse d'avance et de leurs battements d'ailes. Cependant, le grand inconvénient de ce mode de propulsion est qu'il ne donne pas la possibilité de réaliser du vol stationnaire [44, 45].

De l'autre côté, on retrouve les objets volants s'inspirant du vol de l'insecte qui peuvent s'appuyer sur un mode de propulsion reposant sur l'exploitation d'un plan de battement quasi-horizontal et une grande variation de l'angle de tangage. La poussée est alors produite par l'inclinaison du plan de battement tandis que l'orientation est obtenue en modifiant la symétrie de battement entre les deux ailes. Comme le démontre les insectes, cette solution permet d'obtenir d'excellents résultats en vol stationnaire. Il est également remarquable de souligner que, parmi les oiseaux, seul le colibri utilise un mode de battement de ses ailes similaire à celui observé chez les insectes.

La Fig. 1.8 se propose de résumer les principales études et recherches menées actuellement afin de développer des drones bio-inspirés fonctionnant avec ce second

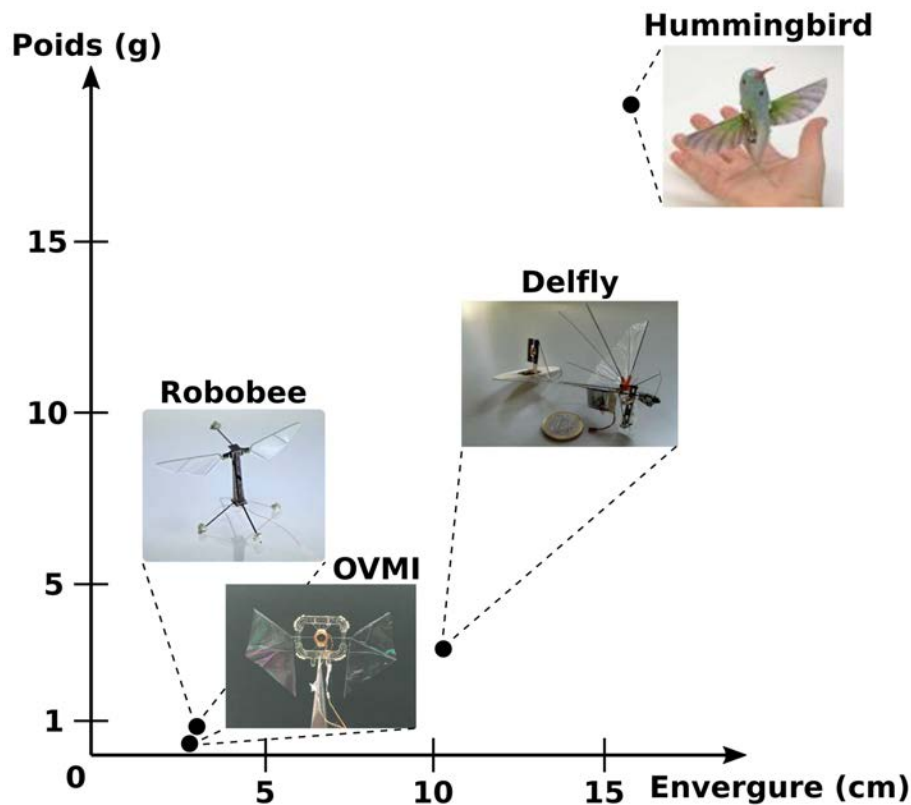


FIGURE 1.8 – Comparaison des proportions de différents prototypes de nano et micro-drones [5, 6, 7, 46].

type de mécanisme de vol en les classant selon leurs tailles et leurs poids. Sur cette figure, on peut alors observer que les drones développés présentent une large variété de proportions se répartissant sur les deux catégories que sont les micro et nano-drones. Le plus imposant est le micro-drone "Hummingbird" [5] qui a une envergure de l'ordre de 17 cm pour un poids de 19 g, l'un des plus petits, le nano-drone Robobee [7, 47], atteint une envergure de 4 cm et un poids de l'ordre de 60 mg et enfin certains sont à la frontière entre ces deux catégories comme le Delfly [6, 48, 49] avec des dimensions de l'ordre de 10 cm pour un poids de moins de 4 g. Ainsi, le prototype de nano-drone dénommé OVMI (Objet Volant Mimant l'Insecte) étudié dans ces travaux de thèse se présente comme le plus petit et le plus léger à l'heure actuelle pour une envergure de 3 cm et un poids de 22 mg [46].

D'autres conclusions découlent de l'analyse de cette figure. En premier lieu, les raisons d'une telle diversité en terme de proportion parmi ces drones s'expliquent notamment par les diverses solutions technologiques retenues présentées en Table. 1.1. Il ressort que le choix de l'actionnement est un élément déterminant concernant l'envergure et le poids d'un prototype. Pour réaliser un micro-drone à ailes battantes un actionnement classique de type moteurs associés à un mécanisme de transmission et de transformation du mouvement [5, 6, 48, 49] est couramment utilisé. Le prototype "Delfly" est celui qui obtient les meilleures performances en termes d'encombrement et de poids pour ce type d'actionnement (moteur de 450 mg). Cependant, si le choix d'un moteur présente l'avantage d'un actionnement simple au dimensionnement et à l'intégration aisée il apparaît néanmoins nécessaire, à l'instar de ce qui est pro-



posé par le "Robobee", de travailler avec d'autres types d'actionneurs comme par exemple les matériaux piézoélectriques pour assurer un changement d'échelle.

	Hummingbird [5]	Delfly [6]	Robobee [7]	OVM I [46]
Envergure (cm)	17	10	3.5	3
Poids (g)	19	4	0.6	0.22
Actionnement	Moteurs électriques	Moteurs électriques	Piézoélectrique	Electro- magnétique
Mécanisme de transformation du mouvement	Engrenages	Engrenages	Système souple	Aucun
Capteurs	Oui	Oui	Non	Non
Autonome	Oui	Oui	Non	Non

TABLE 1.1 – Table de comparaison des caractéristiques de différents micro et nano-drones

Cependant, il convient de souligner en second lieu que seuls les prototypes de micro-drones sont à l'heure actuelle capables d'embarquer des capteurs ou une source d'alimentation autonome [50]. Ces différents capteurs peuvent être utilisés à diverses fins telles que le contrôle de vol, le repérage et le positionnement dans l'espace ou encore de la télécommunication en vue d'une interaction avec un opérateur ou un fonctionnement en essaim. Malheureusement, les poids et les dimensions de ces composants sont bien souvent trop conséquents à l'heure actuelle pour être intégrés dans les prototypes de nano-drones, montrant ainsi une des principales limites de cette catégorie de drones.

Enfin, on peut noter qu'une large majorité des micro et nano-drones développés reposent sur l'exploitation d'un mécanisme de transmission et de transformation du mouvement de leurs actionneurs afin de l'amplifier et d'obtenir de larges amplitudes de battement. Si l'on regarde la littérature, plusieurs solutions semblent émerger. La première solution, qui se distingue des mécanismes de type "engrenages", est celle proposée par le "Robobee" [7, 47] d'un amplificateur mécanique s'appuyant sur la déformation d'un système souple pour transmettre l'actionnement aux ailes, comme illustré sur la Fig. 1.9.



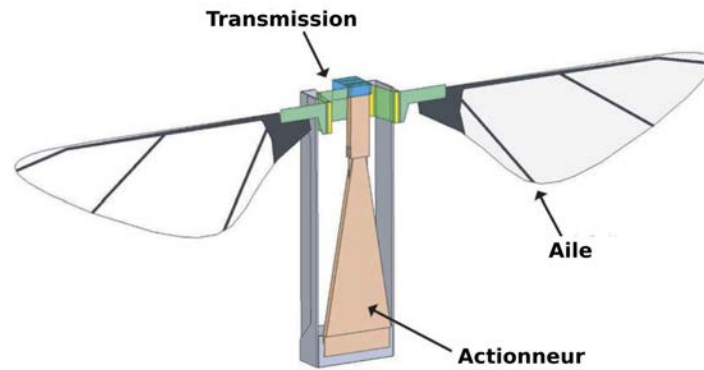


FIGURE 1.9 – Schéma d'illustration du prototype "Robobee" [7].

La seconde solution, déjà initiée par [51] sur un micro-drone actionné par des moteurs électriques, consiste à remplacer cet amplificateur mécanique par une amplification passive générée par une résonance de la structure. Cette approche nécessite alors de concevoir le comportement dynamique et les déformées modales de la structure en accord avec l'objectif de reproduire une cinématique adaptée. Elle présente cependant l'inconvénient d'être à priori plus complexe à développer que la solution précédente exposée par [7, 47].

Néanmoins, la conception tout comme la fabrication de tels mécanismes entraînent des compromis complexes : il est en effet essentiel de conserver l'amplification et la cinématique tout en minimisant les pertes énergétiques notamment dues à l'amortissement aérodynamique. Ainsi, si un amplificateur mécanique semble plus aisé à concevoir en passant par l'usage des méthodes de micro-usinage classiques, de tels mécanismes ne pourront que difficilement être fabriqués à de plus faibles échelles. En revanche, une solution d'amplification passive ne sera pas limitée par des soucis d'échelles ou d'assemblage et pourrait de plus servir à réduire la consommation énergétique du système.

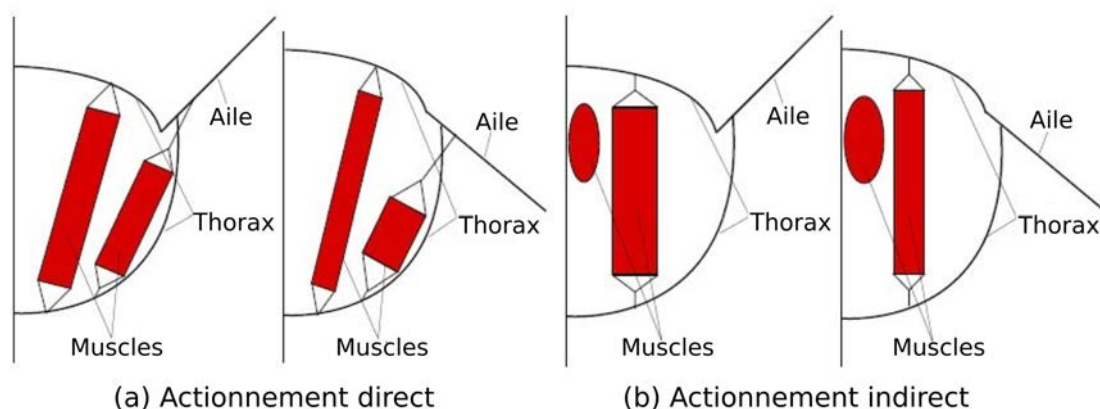


FIGURE 1.10 – Schéma d'illustration selon une vue en coupe d'un thorax de deux principales méthodes d'actionnement observées chez les insectes : a) actionnement direct avec muscles reliés aux ailes, b) actionnement indirect avec muscles uniquement liés au thorax.

Il reste également à noter que ces deux types de méthodes d'actionnement sont aussi inspirées de ce qui peut être observé chez les insectes. En effet, comme le montre [52], deux catégories différentes de configurations musculaires sont retrouvées chez les insectes volants, telles qu'illustrées en Fig. 1.10. La première montrée en Fig. 1.10.a, inspirant les prototypes de nano-drones utilisant une transmission mécanique du mouvement de l'actionneur, consiste en un lien direct entre les muscles servant au vol et les ailes. La cinématique est alors produite par l'actionnement de ces muscles et, comme nous l'avons vu en section 1.1.3, certains insectes utilisent une résonance de leur thorax afin d'augmenter leur efficacité. Le prototype "Robobee" en est alors une parfaite illustration : ses actionneurs piézoélectriques peuvent être assimilés au thorax résonant qui entraîne les muscles reliés aux ailes, ces derniers étant remplacés par les éléments de transmission de mouvement souples développés pour ce prototype.

Le second type de configurations présenté en Fig. 1.10.b, s'appuie quant à lui sur la résonance des ailes de l'insecte, celles-ci étant alors simplement mise en vibration par les muscles et la vibration du thorax. La cinématique est alors générée passivement par le comportement dynamique de l'aile.

C'est en se basant sur ce dernier principe que les travaux de thèse présentés ici propose de mettre en œuvre avec le nano-drone OVMI un principe d'actionnement s'affranchissant de mécanisme de transmission. On s'appuie notamment sur l'utilisation du comportement dynamique de la structure du drone en se servant de l'actionneur pour permettre sa mise en vibration.

### 1.3 Défis autour des nano-drones bio-inspirés

Si la recherche de solutions pour produire une poussée est un des axes privilégiés dans le développement des nano-drones, il reste à noter que bien d'autres défis gravitent autour de ces objets bio-inspirés.

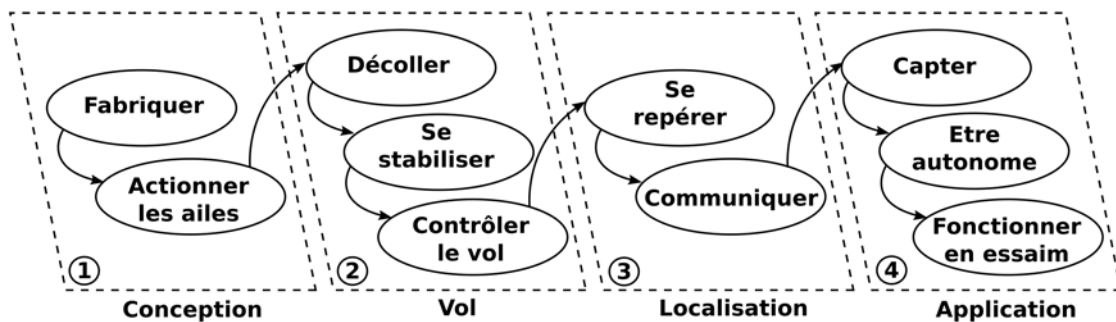


FIGURE 1.11 – Défis à relever autour des nano-drones bio-inspirés

Comme illustré sur le diagramme donné en Fig. 1.11, nous proposons de regrouper ces défis en quatre catégories : la conception, le vol, la localisation et l'application.

#### 1.3.1 Défis de conception

Comme nous l'avons abordé en section 1.2, la tendance à diminuer la taille et le poids des drones pour satisfaire à la définition des nano-drones de la DARPA

amène à un changement d'échelle nécessitant d'envisager de nouvelles stratégies de conception. Ainsi, comme suggéré en Fig. 1.11, les premiers défis auxquels répondre se rapportent donc aux choix de conception à réaliser, et notamment en ce qui concerne les méthodes de fabrication et les modes d'actionnement des ailes.

Si les méthodes usuelles de la mécanique telles que le micro-usinage sont bien adaptées aux dimensions des micro-drones, elles commencent à montrer leurs limites pour l'élaboration de nano-drones. Les technologies de fabrication des MEMS (Micro Electro-Mechanical Systems) semblent alors offrir une solution très attrayante puisqu'elles permettent la réalisation fiable et précise de microstructures compatibles avec les caractéristiques des insectes tout en minimisant leur poids. Plusieurs études [53, 54, 55] ont démontré la possibilité de fabriquer de telles structures tout en intégrant un actionneur sans toutefois être en capacité de reproduire la cinématique des ailes d'insectes. Le nano-drone OVMi développé dans ces travaux de thèse est également produit à l'aide de ces technologies [36].

Concernant l'actionnement des ailes, le verrou principal à lever consiste à permettre la reproduction de la cinématique de l'aile de l'insecte. En effet, comme nous l'avons abordé en section 1.2, s'affranchir de mécanismes classiques de transmission de mouvement tels que des engrenages pour mettre en mouvement les ailes d'un prototype requiert la mise en œuvre de nouveaux concepts. Si [7] propose par exemple avec le "Robobee" de les remplacer par un système souple, nous avons pu voir qu'il est également envisageable de se passer de tout mécanisme en repensant le mode d'actionnement et en s'intéressant aux mécanismes résonants.

Pour développer une solution de génération de la cinématique de l'aile induite par son comportement dynamique, il pourrait donc être utile de s'appuyer sur l'utilisation de deux modes propres de vibration en s'inspirant des mécanismes résonants vus chez les insectes en section 1.1.3. Chacun de ces modes sera alors utilisé pour produire respectivement les mouvements de translation et de rotation de l'aile observés dans la cinématique des ailes d'un insecte lors de son vol (cf. section 1.1.1), le défi étant alors de parvenir à coupler de manière adaptée ces deux modes vibratoires pour reproduire cette cinématique.

Si le concept de couplage de modes existe et est employé dans d'autres domaines tels que l'optique, la photonique ou encore en chimie [56, 57], l'utilisation de modes vibratoires couplés est peu répandue, à l'exception d'applications particulières telles que les instruments de musiques qui jouent sur les fréquences vibratoires de leur structure ainsi que sur des phénomènes de vibrations non-linéaires [58, 59, 60] pour produire des sons riches et complexes. La progression des technologies MEMS tend à faire évoluer ce constat avec l'apparition de nouvelles applications dans le domaine des capteurs s'appuyant sur ce concept de couplage de modes vibratoires [61, 62].

Habituellement, les modes propres de vibrations sont déplacés hors de la bande de fonctionnement pour éviter toute interaction destructive. Ils sont rarement utilisés pour produire un mécanisme spécifique, ce qui sera l'une des principales originalités de cette thèse.

### 1.3.2 Problématiques de vol

Une fois levés les verrous scientifiques et technologiques de conception, des capacités de poussées suffisantes pour permettre le décollage d'un prototype devraient pouvoir être obtenues. La seconde catégorie de défis concerne donc les probléma-

tiques de vol, comme illustré en Fig. 1.11. En effet, le prototype capable de se soulever, il convient alors d'être en mesure de le stabiliser puis de contrôler son vol.

La plupart des travaux développés sur le contrôle de vol des micro et nano-drones à ailes battantes se réfèrent aux équations de la dynamique de vol des aéronefs à six degrés de liberté [63]. On peut notamment citer la modélisation et le contrôle inspirés du "Robobee" [64, 65] dont le modèle aérodynamique [66] utilisé dans les simulations se base sur les travaux de Sane et Dickinson [67, 68] décrivant la dynamique du vol de l'insecte. L'utilisation des équations standards du mouvement peut se justifier par l'hypothèse que l'accélération et les effets gyroscopiques au niveau des ailes peuvent être négligés en comparaison des effets au niveau du corps ou encore que ces effets calculés sur un cycle de battement sont identiquement nuls. Néanmoins, certains auteurs [69, 70] avancent que les effets inertiels des ailes doivent tout de même être considérés pour assurer un contrôle de vol plus efficace.

Une autre approche pour le contrôle de vol est de s'appuyer sur des méthodes mêlant expérimentations et analyses [71], où des informations sur le système sont d'abord recueillies par des méthodes d'identifications avant d'être complétées par des résultats expérimentaux afin de concevoir un régulateur de vol adapté.

Une dernière solution consiste comme le propose [7, 72] pour son "Robobee" de se baser sur un système de suivi vidéo de différents points du prototype sur lesquels sont effectués une régulation en position.

Enfin, ces approches nécessitent d'être en capacité de dissymétriser la commande des ailes de manière à permettre de manœuvrer le drone de droite à gauche ou d'avant en arrière. A cette fin, il pourrait être envisageable d'actionner indépendamment chacune des ailes ou d'ajouter sur des zones stratégiques de leurs membranes des films piézoélectriques pour contrôler dynamiquement cette dissymétrie.

### 1.3.3 Localisation dans l'espace

La levée des verrous concernant le contrôle de vol amène logiquement un questionnement sur les problématiques de localisation et de communication. Cela constitue la troisième catégorie de défis (voir Fig. 1.11). En effet, dès lors que le nano-drone est en capacité de se déplacer de manière contrôlée, il est nécessaire d'être en mesure d'estimer en temps réel sa position et son orientation tant pour les aspects de contrôle que pour son déploiement dans le cadre des applications visées.

Si les questions de localisation et de "tracking indoor" sont déjà largement traitées dans la littérature [73, 74, 75], s'y ajoutent les contraintes technologiques liées aux nano-drones telles que la taille, la masse embarquée ou encore la consommation énergétique. De plus, à l'heure actuelle, la communication par réseau de capteurs sans fil appliquée aux drones [76] n'aborde jamais de situations pour lesquelles l'appareil mobile est actionné par des ailes battantes, les applications s'effectuant majoritairement sur des micro-drones à voilures fixes [77].

Pour ce qui est de la miniaturisation des composants de l'émetteur-récepteur, notamment de l'antenne impliquant un compromis entre plage de fréquences et dimensions, les technologies MEMS [78] et l'emploi de méta-matériaux [79] présentent des solutions prometteuses.

Concernant l'adaptation du réseau mobile, de nombreuses solutions sont disponibles telles que des techniques adaptatives gérant la communication en fonction de la plage disponible et du débit [80] ou encore des techniques basées sur la gestion

de l'énergie [81, 82].

### 1.3.4 Applications

Les derniers défis à relever concernent le champ applicatif des nano-drones, comme montré en Fig. 1.11, et à l'heure actuelle, le principal verrou technologique de cette catégorie se rapporte à leur autonomie. En effet, malheureusement aucun des prototypes de nano-drones existants n'est aujourd'hui en mesure d'embarquer une source d'énergie et de la soulever.

Cela étant, les larges progrès dans le domaine de la miniaturisation des composants électroniques et des batteries nous amènent à penser qu'une source d'alimentation pourra être intégrée dans une puce de quelques millimètres d'une masse de l'ordre du milligramme dans un proche avenir. On peut notamment citer les avancées sur les piles à combustibles [83, 84] dont les caractéristiques sont en passe de devenir compatibles avec les dispositifs de nano-drones. De plus, il pourrait être envisageable de récupérer de l'énergie lors du fonctionnement du nano-drone en intégrant par exemple des matériaux photovoltaïques ou en recouvrant les membranes des ailes de films piézoélectriques.

Pour ce qui est du champ d'applications envisagé pour les nano-drones, les missions qui paraissent prédominer semblent s'orienter vers le renseignement, la surveillance ou encore la reconnaissance en espaces confinés [1]. Les innovations dans le domaine des nanotechnologies apportent également de nouveaux capteurs de très faibles dimensions, notamment des capteurs moléculaires qui pourraient équiper un essaim de nano-drones pour assurer l'identification d'un contaminant et déterminer l'étendue de la zone contaminée [85].

Pour finir, au regard des applications visées, un autre défi à étudier pourrait concerner les stratégies de vol. En effet, on peut observer dans la nature qu'aussi bien chez les oiseaux que chez les insectes, le fonctionnement en essaim permet d'optimiser l'évolution d'un groupe d'individus en fonction d'un objectif donné. Ainsi, il pourrait être envisagé de faire fonctionner des prototypes selon ce type de schéma en combinant leurs capacités de poussée, de contrôle et d'autonomie afin de fonctionner en essaim. Dans le cas des nano-drones, ce type de fonctionnement pourrait notamment aider à limiter la consommation énergétique.

## 1.4 Cadre de l'étude

Au cours de cet état de l'art nous avons pu appréhender dans un premier temps les mécanismes clés derrière le vol de l'insecte et notamment la cinématique couplée de leurs ailes mêlant mouvement de battement et de torsion. Nous avons également pu voir que pour produire cette cinématique, certains insectes se basent sur l'utilisation d'un mécanisme résonant dont il est possible de s'inspirer. Dans un second temps, l'étude de l'état de l'art des drones bio-inspirés a mis en évidence différents principes d'actionnement des ailes, montrant le caractère innovant de l'utilisation de résonances pour s'affranchir de tout mécanisme de transmission de mouvement au sein du prototype. Enfin, un tour d'horizon des défis amenés par ces études a notamment permis de voir qu'il est peu répandu d'utiliser les vibrations d'une structure pour remplacer un mécanisme et que le champ d'étude autour de ces objets volants est bien plus large que la seule étude de leur propulsion.

Ainsi, en appliquant un concept de couplage de modes vibratoires tout en s'inspirant de ce qui est observable chez les insectes afin de remplacer les mécanismes classiques de transformation de mouvement, les travaux de thèse présentés ici restent dans le cadre des défis de conception. Ils ont vocation de permettre le vol (voir Fig. 1.11) et tentent de répondre à cette question : serait-il possible de coupler deux mouvements résonants de battement et de torsion d'une aile artificielle flexible pour reproduire la cinématique particulière d'une aile d'insecte et de générer ainsi de la portance ?

## Chapitre 2

# Du projet OVMI au couplage modal

Au cours du chapitre précédent, nous avons mis en évidence que les insectes sont capables de prouesses remarquables en termes de rapidité et d'agilité dans le vol mais que les mécanismes mis en jeu sont nombreux et complexes. En parallèle, l'état de l'art réalisé à également permis de démontrer que les recherches concernant le développement de drones, notamment dans les catégories "micro" et "nano", est en plein essor et tend de plus en plus à une vision bio-inspirée afin de s'approcher des performances observées dans la nature. Les travaux de cette thèse s'inscrivent dans ce cadre : il s'agit d'une part, de reproduire la cinématique des ailes d'insecte avec des ailes artificielles et d'autre part, de se servir de ces dernières afin de générer de la portance.

Ce chapitre rappellera tout d'abord les travaux antérieurs et les évolutions réalisées sur le prototype de nano-drone développé au sein du laboratoire IEMN, c'est-à-dire l'Objet Volant Mimant l'Insecte (OVMI). Pour cela, un historique du projet sera dressé avant de préciser les différents développements qui ont été précédemment effectués, en termes de dimensionnement et d'actionnement. Puis nous nous attacherons à décrire et expliciter le nouveau principe développé pour reproduire la cinématique des insectes, c'est-à-dire le couplage modal.

### 2.1 Genèse et évolution du projet OVMI

Débuté il y a près de dix ans, le projet OVMI piloté par l'IEMN avait pour principale ambition de construire un nano-drone bio-inspiré à ailes battantes [86]. A cette époque, et compte tenu de la taille micrométrique de ces objets ainsi que de la complexité des phénomènes physiques mis en jeu pour assurer le vol, il a été décidé de proposer une approche en rupture avec l'existant. Aussi les choix qui en ont découlé, reposent sur les idées originales suivantes :

- En premier lieu, l'utilisation des outils de microfabrication employés dans la microélectronique afin de permettre la réalisation de structures avec des précisions jusque là jamais atteintes pour de telles échelles [86].
- Dans un deuxième temps, le choix d'un matériau pour cette structure dont les caractéristiques mécaniques se rapprochent de celles des insectes en termes de performances [35, 36]. Nous verrons que ce choix est crucial surtout en ce qui concerne les ailes.
- Dans un troisième temps, il s'agissait également de limiter le nombre d'ac-

tionneurs, car même si les insectes utilisent de multiples muscles pour mettre en mouvement leurs ailes [87, 88, 89], on sait qu'il est nécessaire de limiter le poids à embarquer sur ces engins.

- Dans un quatrième temps, et pour répondre au nombre limité d'actionneurs, on a proposé de se servir des phénomènes de résonance de la structure [90, 91] pour à la fois obtenir un maximum d'efficacité tout en limitant la puissance consommée. Le domaine de fréquence sélectionné pour utiliser cette résonance doit alors correspondre à celui du mouvement de battement des ailes.
- Enfin, pour assurer la reproduction de la cinématique des ailes des insectes, le travail s'est concentré sur l'adaptation de la géométrie de l'aile [92, 93] afin de générer une torsion passive de celle-ci lors de son mouvement de battement. Plus précisément, il s'agissait de répartir la masse le long de la corde de façon à optimiser cette torsion.

Nous nous proposons dans les paragraphes qui suivent de rappeler ces différents points et de résumer l'ensemble des résultats obtenus.

### 2.1.1 Dimensionnement et sélection des matériaux

La première solution explorée fut d'opter pour une structure en silicium gravé, elle a été vite écartée au profit d'autres matériaux. Bien que le silicium présente comme avantage d'être largement utilisé en micro-fabrication et d'être compatible avec l'implantation de fonctions électroniques, sa flexibilité n'est pas suffisante pour autoriser une déformation permettant d'atteindre les amplitudes souhaitées au niveau des ailes sans envisager de systèmes articulés.

Le choix s'est donc porté rapidement vers un nouveau type de matériau qu'est la résine polymère photosensible SU-8 [91, 92] (voir Annexe. A), car cette famille de résines polymères offre des caractéristiques mécaniques proches de celles que l'on peut trouver au niveau des squelettes d'ailes d'insectes [35, 36]. Afin d'illustrer cet aspect, le tableau 2.1 rappelle les différentes propriétés mécaniques du polymère SU-8 et les compare à celles des veines des ailes de l'insecte.

	Densité (g.cm <sup>-3</sup> )	Module d'Young (GPa)	Coefficient de Poisson (sans unité)	Limite élastique (MPa)
SU-8 (20..)	1.23	1.2	0.26	50
Aile d'insecte	1.2	2.7-11	0.49	52

TABLE 2.1 – Propriétés mécaniques des résines SU-8 séries 2000 en comparaison de celles des veines d'une aile d'insecte [35, 36, 93].

Ce point étant réalisé, il s'agissait ensuite de rechercher un matériau adapté pour fabriquer la membrane des ailes. Dans la continuité d'une approche bio-inspirée, la Fig. 2.1 présente les caractéristiques de rigidité de différents matériaux envisagés pour sa réalisation et les comparent à celles observées chez les insectes. Sur cette figure, on peut observer que la rigidité d'une aile d'insecte diffère selon la direction. En effet, dans l'axe du bord d'attaque (raideur longitudinale "spanwise"), la rigidité est plus importante que celle constatée le long de la corde (raideur transversale "chordwise").



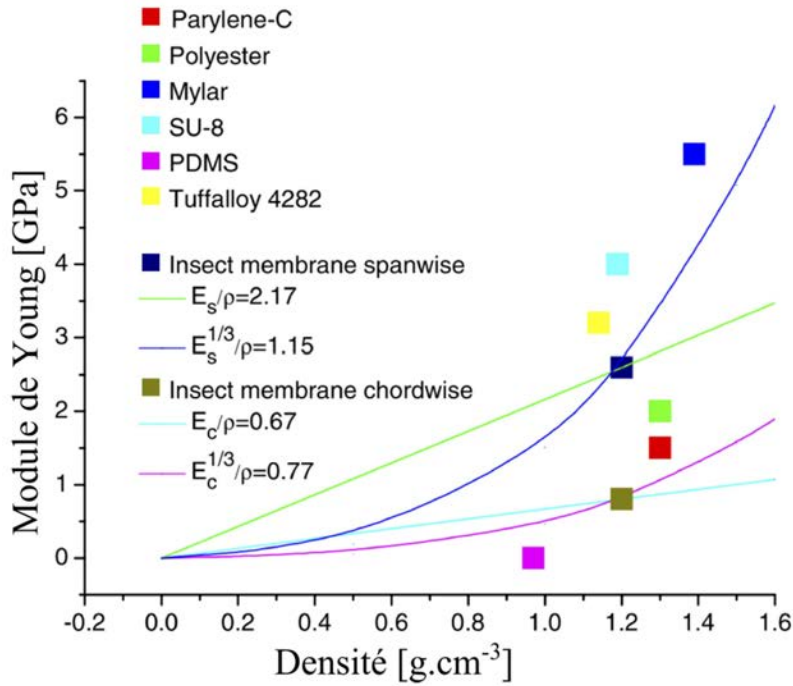


FIGURE 2.1 – Propriétés mécaniques des différents matériaux envisagés pour la composition des membranes des ailes [35, 36] ayant conduit au choix du Parylène C [94].

En se basant sur ces informations, on peut voir qu'un critère reposant sur la raideur longitudinale de la membrane, c'est-à-dire sur le rapport entre le module d'Young selon le bord d'attaque et la densité  $E_s/\rho$ , converge vers des matériaux tels que le Mylar, la SU-8 et le Tuffalloy 4282. En revanche, lorsque l'on s'intéresse à la raideur transversale de la membrane, c'est-à-dire le rapport entre le module d'Young le long de la corde et la densité  $E_c/\rho$ , le PDMS, le Parylène C et le Polyester apparaissent être des candidats potentiels. Parmi les facteurs limitants, il convient de noter que les méthodes de dépôt du PDMS et du Polyester ne permettent pas d'obtenir des épaisseurs inférieures à la dizaine de micromètres.

Pour l'ensemble de ces raisons et afin d'assurer une importante flexibilité en torsion de l'aile artificielle, le choix a donc été fait de privilégier le critère de raideur transversale [35, 36].

Rappelons enfin que si l'emploi des techniques de microfabrication ne limite pas a priori les dimensions des prototypes, d'autres aspects tels que la taille des substrats utilisables ou la fragilité observée sur des structures de grandes tailles tendent à restreindre leur envergure. En effet, les appareils employés à l'IEMN sont généralement conçus pour accueillir des substrats de diamètre 3 pouces réduisant de fait la taille de la structure à y déposer. De plus, une aile dont l'envergure excède les 5 cm se révèle si fragile qu'il est alors difficile de mener le processus de fabrication à son terme. Elle pourrait en outre amener à l'obtention de fréquences de résonances incohérentes avec celles observées chez les insectes dont nous nous inspirons. Ainsi, l'envergure visée est de l'ordre du centimètre, et correspond à la taille des insectes, notamment ceux de la famille des diptères.

## 2.1.2 Principe d'actionnement et sélection de l'actionneur

Une fois le matériau sélectionné, l'équipe du projet OVMI s'est intéressée à la problématique de la mise en mouvement des ailes et donc à la sélection de l'actionneur.

### 2.1.2.1 Etat de l'art des moyens d'actionnement

Pour rappel, l'actionneur à intégrer sur les prototypes de nano-drones a pour objectif de transformer l'énergie électrique proposée pour l'alimentation du nano-drone en énergie mécanique élastique. Différentes solutions de micro-actionnement sont envisageables et chacune de ces solutions a été évaluée en fonction des contraintes propres à l'intégration des prototypes [92]. Elles ont notamment été confrontées à des critères de simplicité d'utilisation, de mise en œuvre technologique et d'adaptation aux expérimentations. Un état de l'art synthétique fait le tour de ces solutions.

Parmi les contraintes inhérentes à la réalisation d'un nano-drone, les prototypes développés doivent répondre d'une part à des critères d'encombrement et de masse embarquée et d'autre part, présenter un fonctionnement à basse tension pour un rendement énergétique élevé. De plus, les zones de fonctionnement en termes de fréquences et d'amplitudes d'actionnement sont également restreintes, comme illustré dans la Fig. 2.2. En effet, l'actionneur doit avoir des mouvements relativement amples (de l'ordre de  $200 \mu\text{m}$ ) ainsi qu'une fréquence de fonctionnement proche de celles des insectes de la famille des diptères (entre 50 et 300 Hz), notamment si l'on souhaite pouvoir utiliser la résonance pour amplifier le mouvement des ailes.

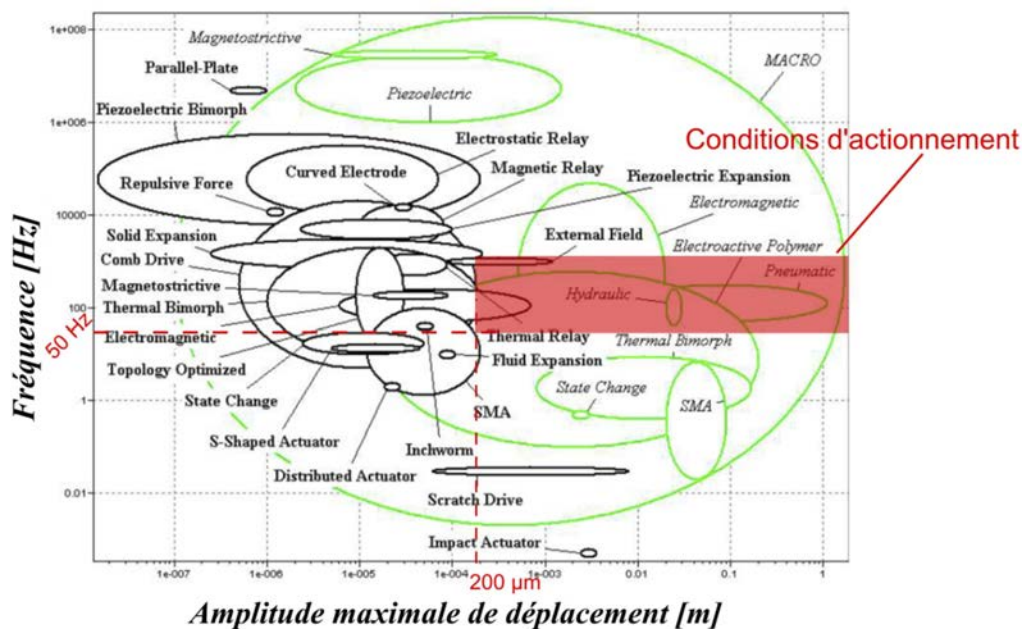


FIGURE 2.2 – Comparaisons des actionneurs connus à l'échelle MEMS (cercles noirs) et à l'échelle macroscopique (cercles verts) en termes de fréquence et déplacement [93].

A partir de la Fig. 2.2 et comme abordé par [95], on remarque qu'il existe différentes solutions d'actionnement pouvant se conformer à ces contraintes. Au niveau

des nano-drones, on retrouve des solutions d'actionnement qui sont soit thermiques, piézoélectriques, électrostatiques, électromagnétiques ou qui reposent sur l'emploi de polymères électroactifs.

Les actionneurs de type thermique, développés dans les nano-drones par [96], reposent sur la déformation d'une structure par effet Joule lors du passage d'un courant. Néanmoins, la difficulté de réalisation liée à la présence de contraintes résiduelles lors du procédé de fabrication ainsi que les faibles amplitudes obtenues, induites par la rigidité des matériaux (généralement du silicium recouvert d'or), en font des actionneurs peu adaptés à notre objectif. De plus, à cause des phénomènes d'inertie thermique, ces actionneurs ne fonctionnent à l'heure actuelle qu'à de très basses fréquences (moins de 30 Hz).

L'utilisation de polymères électroactifs a déjà été abordée par Park pour mettre en mouvement des ailes de micro-structures volantes [97] avec des actionneurs de type composite, c'est-à-dire reposant sur la déformation d'un polymère ionique métallisé lors de sa mise sous tension. Leur amélioration continue a permis l'obtention de grandes amplitudes, près de  $85^\circ$  d'angle de battement, mais toujours à de très basses fréquences inférieures à 1 Hz. Pour répondre à cette problématique, de nouveaux actionneurs de type ioniques ont alors commencé à être développés pour atteindre des fréquences de l'ordre de 100 Hz. Par exemple, [98] a démontré dans le cadre du projet OVMI la possibilité de leur intégration dans un nano-drone. Il n'en reste pas moins qu'à l'heure d'aujourd'hui, ces actionneurs ne permettent pas de cumuler en même temps une grande amplitude et une haute fréquence d'actionnement, et ne sont donc pas encore adaptés à notre application.

Le nano-drone actuellement le plus avancé est le "Robobee" développé à Harvard [7, 72] puisqu'il a été démontré sa capacité à décoller. Il fait usage d'un actionneur constitué de deux poutres piézoélectriques, afin de générer des déformations de quelques centaines de micromètres pour une excitation à sa fréquence de résonance de l'ordre de 1 kHz. Comme cette fréquence est bien plus élevée que celle de fonctionnement du système l'accueillant, l'actionneur est habituellement couplé à un mécanisme servant à amplifier son amplitude lors de son utilisation à basse fréquence. En conséquence, il nécessite de très fortes tensions d'alimentation de l'ordre de 100 V qui sont un frein à son intégration et seront à prendre en considération lorsqu'il faudra tenir compte de l'alimentation par une batterie. De plus, le mécanisme nécessaire à la transformation et à l'amplification de son mouvement se traduit par une complexification du système, des pertes d'énergies ainsi qu'un poids supplémentaire.

La solution électrostatique donne des résultats encourageants en termes d'amplitudes, de fréquences et en particulier de consommation énergétique. Néanmoins, de tels actionneurs sont extrêmement fragiles et compliqués à mettre en œuvre, et bien qu'utilisés dans un prototype de nano-drone à voilure rotative [99], aucun nano-drone à ailes battantes n'a été réalisé aujourd'hui avec ce principe d'actionnement.

Le recours aux actionneurs électromagnétiques est le plus répandu dans le domaine des micro-drones à ailes battantes. On peut citer les travaux les plus avancés, tels que le Delfly de l'Université de Delft [6, 48, 49] ou encore le Hummingbird [5]. Ce dernier, qui fonctionne à l'aide d'un moteur à courant continu, est à présent capable de voler avec précision en intérieur comme en extérieur pour une autonomie pouvant dépasser les dix minutes tout en transmettant un flux d'informations vidéo. Le moteur à courant continu possède cependant une masse conséquente et

un encombrement non-négligeable, qui apparaissent comme rédhibitoires pour une intégration dans un système de type nano-drone. D'autant plus, qu'à l'instar de l'actionneur piézoélectrique, son emploi implique un mécanisme de transformation du mouvement qui accroît cet encombrement et rajoute une charge supplémentaire.

Parmi les autres solutions potentielles, on peut citer pour exemple les voilures ferromagnétiques qui plongées dans un champ magnétique se mettent en mouvement et permettent la production de poussée. Elles ont déjà été appliquées aux cas des voilures tournantes [100] et des voilures battantes [101], mais nécessitent l'embarquement d'une source de champ magnétique pour assurer l'autonomie du nano-drone.

La solution électromagnétique proposée dans les travaux réalisés sur l'OVMI, avait pour vocation de s'affranchir de tout mécanisme de transformation de mouvement en utilisant la résonance de la structure du nano-drone. Ainsi l'actionneur choisi, composé d'une bobine fixe et d'un aimant mobile, présente les avantages d'une commande simple, une faible consommation énergétique (100 mW), une grande aisance d'intégration au sein du système tout en générant de grandes amplitudes sur une plage fréquentielle étendue de quelques Hertz à plusieurs centaines et en conservant une importante force mécanique. Son principe et ses paramètres de conception sont présentés dans le paragraphe qui suit.

### 2.1.2.2 Principe d'actionnement et évolution de la conception

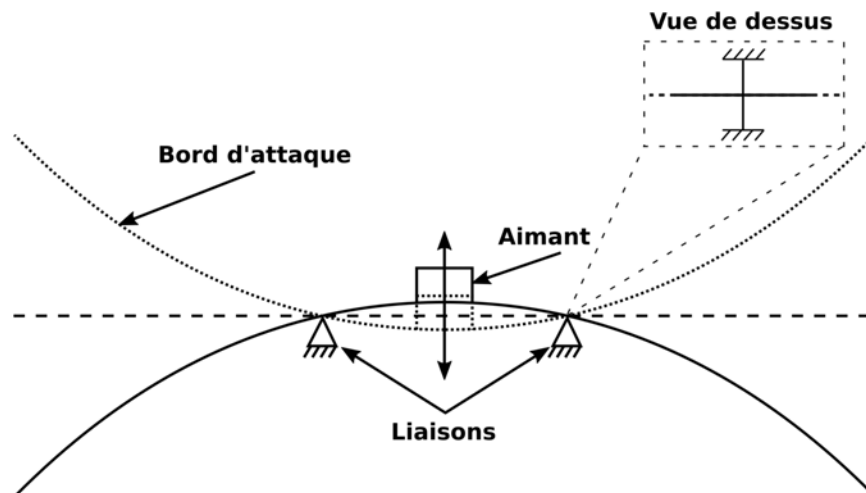


FIGURE 2.3 – Schéma de principe de l'actionnement des ailes d'un prototype OVMI avec vue de dessus des liaisons au thorax.

La Fig. 2.3 donne le principe de mise en mouvement des ailes artificielles, effectuée à l'aide d'une bobine fixée au thorax du nano-drone grâce au support de bobine et d'un aimant mobile collé sur son tergum. En faisant parcourir la bobine par un courant électrique sinusoïdal, et en utilisant le champ magnétique de l'aimant, on obtient un mouvement oscillant de l'aimant, normal au plan des ailes. Les ailes étant reliées entre elles par le tergum et soutenues par le thorax, le principe d'actionnement du prototype repose sur l'effet de bras de levier produit par la mise en mouvement de l'aimant. La déformation du bord d'attaque des deux ailes, induite par l'appui

sur le thorax, entraîne alors une mise en vibration synchrone et symétrique de ces dernières.

Il est important de souligner que cette liaison entre les ailes et le thorax a d'ailleurs beaucoup évolué au cours de ces dernières années. A l'origine, comme le proposait [86], deux trous de part et d'autre du thorax servaient à soutenir les ailes, ces points d'appuis étant positionnés de manière à se situer au niveau des nœuds de vibration de la structure des ailes. Cette solution, posant des difficultés en terme de maintien latéral des ailes, a ensuite été remplacée par [92, 93] au profit de l'utilisation de deux liaisons souples reliant la structure flexible des ailes au thorax rigide. Ce sont ces liaisons souples qui assurent la transmission de l'énergie mécanique de l'actionneur vers les ailes, en se basant sur l'utilisation de leurs résonances [94], et conduisent au mouvement de battement.

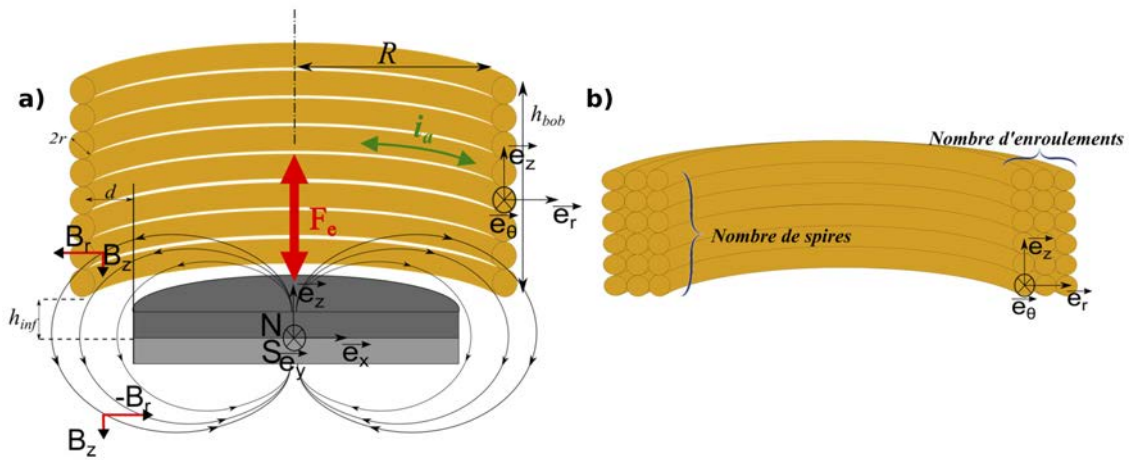


FIGURE 2.4 – a) Schéma de principe de l'actionneur électromagnétique développé pour le prototype OVMI, b) Représentation schématique du nombre de spires et d'enroulements d'une bobine.

Du point de vue théorique, cet actionneur électromagnétique repose sur les mêmes principes physiques que les moteurs électriques communs (voir Fig. 2.4.a). En l'occurrence, un courant électrique alternatif  $i_a$  parcourt une bobine fixe, de rayon  $R$  composée de  $n$  spires de fil de cuivre de rayon  $r$ , au centre de laquelle est placé un aimant mobile, composé d'un alliage de néodyme, de fer et de bore (NdFeB-N48). L'interaction de ce courant alternatif avec le champ magnétique  $\vec{B}$  de l'aimant engendre alors une force  $\vec{F}_e$  (force de Laplace) s'appliquant sur l'aimant et le mettant en mouvement. L'intensité de cette force ne dépend que de la longueur  $d\vec{l}$  de fil parcourue par le courant, de l'intensité de ce dernier ainsi que du champ magnétique de l'aimant. Elle peut s'exprimer sous la forme suivante :  $d\vec{F}_e = i_a d\vec{l} \wedge \vec{B}$ .

Les précédents travaux [93] menés au sein du projet OVMI ont permis de dimensionner un actionneur dont l'aimant mobile cylindrique de 1.5 mm de diamètre et de 0.5 mm de hauteur est entouré d'une bobine de diamètre 1.8 mm positionnée à une hauteur relative  $h_{inf}$  de 0.5 mm et avec un nombre de spires défini en Fig. 2.4.b compris entre 5 et 10, ainsi qu'un nombre d'enroulements entre 1 et 4 selon le diamètre de fil de cuivre utilisé. Une optimisation selon la taille du drone est donc possible, elle repose sur un compromis entre le diamètre du fil et l'intensité du courant [92]. Pour des raisons pratiques, ces bobines sont fabriquées manuellement

au sein de l'IEMN par enroulement sur des entretoises, réalisées via les techniques de microfabrication, à l'aide d'un microscope binoculaire.

Enfin, rappelons qu'il a été déterminé, de façon empirique au cours des expérimentations, qu'une bobine composée de dix spires et de deux enroulements de fil de cuivre de  $80 \mu\text{m}$  de diamètre était la plus polyvalente et adaptée à notre application actuelle. Cette dernière nécessite en effet une bobine légère (de l'ordre de 5 mg) pouvant supporter un courant de l'ordre de 500 mA. Sur ce point, notons qu'un fil de diamètre plus fin tout comme une bobine comportant plus d'enroulements aurait tendance à supporter un courant moins important tandis qu'un fil de diamètre plus conséquent impliquerait un poids supplémentaire.

### 2.1.3 Concept de résonance et torsion passive des ailes

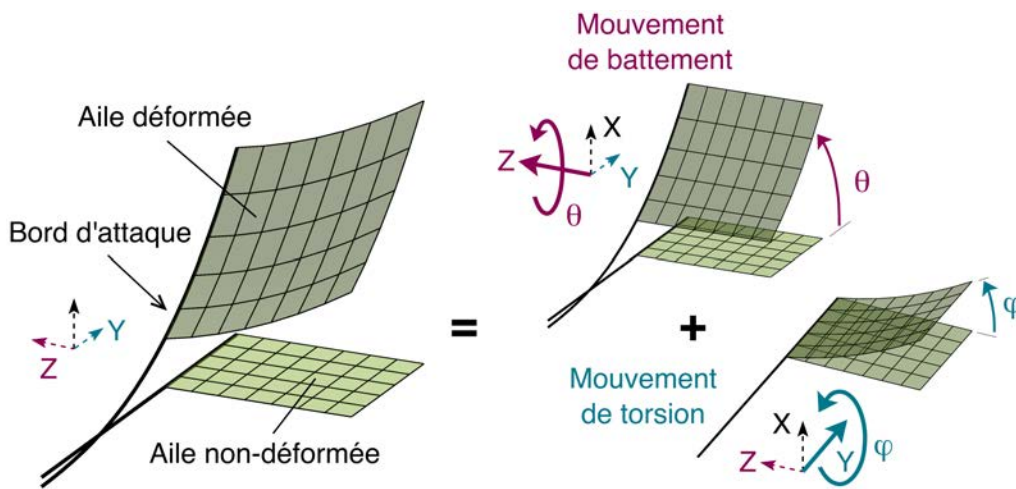


FIGURE 2.5 – Aile flexible dont la cinématique est la combinaison d'un mouvement de battement et d'un mouvement torsion.

Un point essentiel dans l'approche développée dans le cadre du projet OVMI concerne le concept de résonance et de torsion passive des ailes. En s'intéressant aux prototypes de micro et nano-drones existants, on peut observer que les ailes artificielles sont généralement composées d'un bord d'attaque rigide, relié au thorax, et d'une membrane rigide dont l'inclinaison est permise grâce un système souple [5, 6, 7]. Comme dans le cas d'ailes flexibles, illustré en Fig. 2.5, la cinématique de ces ailes rigides est une combinaison des inclinaisons du bord d'attaque et de la membrane que sont respectivement le battement et la torsion de l'aile.

Afin de générer une cinématique de l'aile appropriée à la génération de portance, le mécanisme le plus commun est alors d'imposer une large amplitude de mouvement au bord d'attaque et d'exploiter la torsion passive de la membrane de l'aile se produisant au cours du battement [86]. C'est donc cette stratégie qui a été suivie pour le projet OVMI. Dans ce cas de figure, le déplacement du bord d'attaque est imposé pour produire le battement et la déformation de l'aile en torsion représente alors l'unique degré de liberté. Cet ensemble peut donc se représenter comme un système résonant à un degré de liberté dont le comportement est décrit par l'équation



différentielle suivante :

$$\ddot{\varphi} + 2\xi\omega_0(\dot{\varphi} - \dot{\theta}) + \omega_0^2(\varphi - \theta) = 0, \quad (2.1)$$

avec  $\theta(t) = \theta_0 \cos \Omega t$  le mouvement de battement imposé du bord d'attaque, et  $\xi$ ,  $\omega_0$ ,  $\theta_0$  et  $\Omega$  qui représentent respectivement le taux d'amortissement, la fréquence propre du système, l'amplitude et la fréquence d'excitation.

La résolution de ce type d'équation différentielle est connue et nous permet d'écrire le mouvement de torsion sous la forme  $\varphi(t) = \varphi_0 \cos(\Omega t + \alpha)$ . L'amplitude  $\varphi_0$  et sa phase  $\alpha$ , relatives à l'amplitude du mouvement de battement peuvent être calculées après résolution de l'équation et sont montrées en Fig. 2.6 en fonction de la fréquence d'excitation ainsi que pour différents taux d'amortissement dus aux effets aérodynamiques. L'amortisseur est positionné entre la masse représentant l'aile et le bâti afin de simuler l'amortissement aérodynamique. On néglige ici l'amortissement structural, c'est pourquoi seule la raideur de l'aile  $k$  est prise en compte.

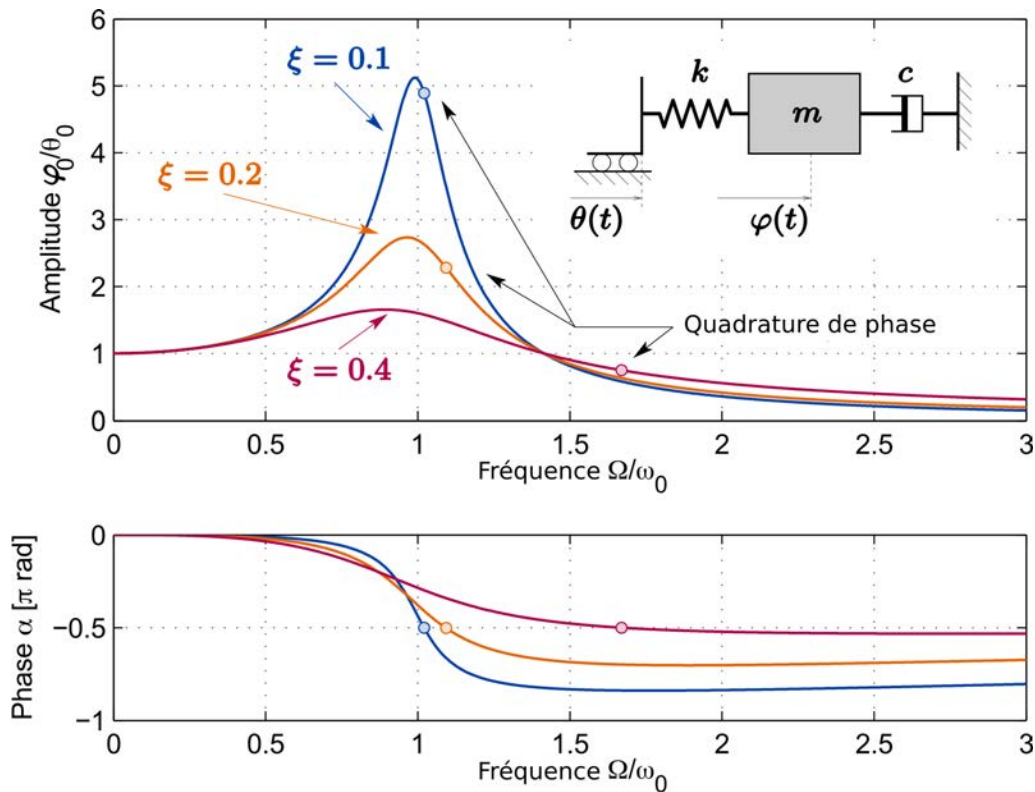


FIGURE 2.6 – Réponse en fréquence d'un système masse-ressort-amortisseur à un degré de liberté avec mouvement imposé. Amplitude et phase de la torsion de l'aile  $\varphi$ , relatives au mouvement de battement imposé  $\theta$ .

Tout comme son amplitude, la réponse vibratoire de ce système montre que la différence de phase entre le mouvement de torsion de l'aile et celui de battement imposé au bord d'attaque est fortement dépendante du taux d'amortissement. Ainsi, si la quadrature de phase est bien obtenue à la fréquence propre  $\omega_0$  sans amortissement, lorsque le taux d'amortissement augmente cette quadrature de phase glisse vers les hautes fréquences.

Si on reprend les conclusions du chapitre 1 section 1.1.1 sur les insectes, un maximum de force de portance peut être produit quand les mouvements de battement

et de torsion de l'aile sont en quadrature de phase. La fréquence d'excitation du système est donc choisie de façon à obtenir une différence de phase optimale et de manière générale, la fréquence propre de l'aile n'est alors pas utilisée.

En se basant sur cette observation, on peut alors expliquer pourquoi certains auteurs de la littérature [102] évoquent que le maximum de poussée n'est pas trouvé sur les fréquences de résonances mais bien sur des quadratures.

Dans le cadre du projet OVMI, il s'agissait d'exciter l'aile à la résonance du mouvement de battement et de se rapprocher de ce mouvement de quadrature.

#### 2.1.4 Evolutions successives et limites du projet OVMI

Les études menées par [86, 91, 92, 94] ont permis de faire évoluer le prototype OVMI autant dans les matériaux le constituant et ses méthodes de fabrication que dans le perfectionnement de son principe d'actionnement.

Ainsi [86, 91] ont d'une part travaillé à passer d'ailes en silicium à des ailes en résine polymère SU-8 tout en posant les bases d'un actionnement résonant, tandis que [92, 94] ont notamment mis en place le concept de liaisons souples et fait évoluer la géométrie des ailes pour parvenir à reproduire la cinématique de l'insecte.

Bien que les prototypes démontrent de grandes amplitudes en flexion (près de  $50^\circ$ ), [92, 94] ne sont pas parvenus à obtenir une portance suffisante pour soulever le prototype. Ceci peut s'expliquer et provient de différents points :

- En premier lieu, l'obtention d'un mouvement de flexion et de torsion avec de grandes amplitudes a nécessité l'ajout de masses à l'extrémité des ailes, ce qui a eu pour conséquence d'abaisser la fréquence de résonance des ailes à environ 30 Hz.
- Le second point a déjà été mentionné en analysant la Fig. 2.6, à savoir qu'il n'est pas aisé avec un système à un unique degré de liberté en torsion d'obtenir une cinématique couplant le mouvement imposé de battement en quadrature de phase avec le mouvement de torsion, et d'autant plus qu'il semble nécessaire de travailler soit autour de la fréquence de résonance de battement soit autour de celle de torsion. Or, c'est cette cinématique qui est optimale pour la génération de portance.

Les travaux de [92, 94] qui se sont concentrés sur la répartition de la masse de l'aile le long de la corde pour générer la torsion passive, n'ont donc apparemment pas pris suffisamment en compte les effets liés à la rigidité en torsion de l'aile. Il est alors légitime de se demander s'il serait possible d'exploiter plus encore ces effets dynamiques pour coupler le mouvement résonant de torsion avec le mouvement résonant de battement.

Ce constat est donc à l'origine de ce travail de recherche et de la problématique suivante : est-il possible d'utiliser les propriétés dynamiques de la structure flexible pour contrôler sa cinématique et générer suffisamment de portance pour permettre son décollage ?



## 2.2 Nouvelle orientation : couplage modal sur une aile flexible

Suite aux limitations observées sur les prototypes de [92] et [94] évoqués en section 2.1.4, le nouveau concept proposé est de concevoir une aile entièrement flexible de telle sorte que le déplacement du bord d'attaque et la torsion de l'aile soient tous les deux induits par le comportement dynamique résonant inhérent à la structure. Plus précisément, l'idée originale est de coupler certains modes propres des ailes, afin de profiter de la cinématique produite par leurs déformées modales, tout en s'assurant que ce couplage modal conduise à l'obtention d'une quadrature de phase entre ces mouvements.

Pour créer ces cinématiques spécifiques, la solution explorée pour cette étude est de considérer une structure d'aile présentant deux modes propres de vibration dont les déformées modales reproduisent les mouvements recherchés : un mouvement de battement pour le premier mode et un mouvement de torsion pour le second mode. En second lieu, cette structure devra être conçue de sorte que les fréquences propres de ces modes soient proches l'une de l'autre pour permettre leur couplage. Pour atteindre ces objectifs, il est possible d'influer sur la géométrie et les propriétés élastiques de l'aile, ce travail d'optimisation sera présenté dans le chapitre 4.

Afin d'expliquer ce concept de couplage modal en quadrature de phase, considérons tout d'abord un modèle dynamique d'ordre réduit tronqué à seulement deux modes propres. Le déplacement d'un point  $x$  de l'aile peut alors s'écrire comme une fonction du temps et de l'espace telle que :

$$w(x, t) = \Phi^{(1)}(x)q_1(t) + \Phi^{(2)}(x)q_2(t) \quad (2.2)$$

avec  $q_1(t)$  et  $q_2(t)$  les coordonnées modales, et  $\Phi^{(1)}(x)$  et  $\Phi^{(2)}(x)$  les déformées modales des deux modes retenus respectivement de battement et de torsion.

Ces deux déformées modales sont illustrées en Fig. 2.7(a,b). La déformée du mode de battement  $\Phi^{(1)}$  correspond à un mouvement de l'aile présentant une rotation  $\theta$  autour de l'axe  $Z$  prépondérante, les bords d'attaque et de fuite étant alors en phase. A l'inverse, la déformée du mode de torsion consiste en un mouvement de l'aile dont la rotation  $\varphi$  autour de l'axe  $Y$  prédomine, les bords d'attaque et de fuite se trouvant alors en opposition de phase. On peut également noter que les deux déformées illustrées sur les Fig. 2.7(a,b) ne correspondent pas à des mouvements de rotations en  $\theta$  et  $\varphi$  pures : ce résultat est logique car les résultats ne proviennent pas d'un système à paramètres localisés mais bien de la modélisation de la structure continue de l'aile.

D'après les théories classiques de la mécanique vibratoire [103], les deux coordonnées modales  $q_1(t)$  et  $q_2(t)$  satisfont les équations différentielles suivantes :

$$\ddot{q}_i(t) + 2\xi_i\omega_i\dot{q}_i(t) + \omega_i^2q_i(t) = F_i \cos \Omega t, \quad i = 1, 2, \quad (2.3)$$

où  $\xi_1$  et  $\xi_2$  sont les taux d'amortissements de chaque mode,  $\omega_1$  et  $\omega_2$  leurs fréquences propres,  $F_1$  et  $F_2$  les termes modaux de forçage et  $\Omega$  la fréquence d'excitation harmonique.

Ces coordonnées modales peuvent s'écrire, en régime permanent,  $q_1(t) = a_1 \cos(\Omega t + \alpha_1)$  et  $q_2(t) = a_2 \cos(\Omega t + \alpha_2)$ . Si  $\xi_i < \sqrt{2}$ , la réponse de chaque mode est alors résonante comme montrée en Fig. 2.7(c,d) ((1) pour le mode de battement et

(2) pour le mode de torsion). La réponse fréquentielle de l'aile, illustrée par la courbe (3), résulte alors de leur superposition modale comme décrit par l'équation (2.2).

Les amplitudes des deux modes  $a_1$  et  $a_2$  deviennent maximales pour  $\Omega \simeq \omega_1, \omega_2$ , quand les phases  $\alpha_1, \alpha_2$  passent par la valeur  $\pi/2$ . Comme l'on peut l'observer sur la Fig. 2.7(d), entre les deux fréquences de résonances, il existe deux autres fréquences remarquables pour lesquelles la différence de phase (courbe (4)) est égale à  $\alpha_2 - \alpha_1 = \pi/2$ . Ces deux fréquences correspondent donc à des couplages entre les deux modes, pour lesquels les cinématiques associées sont alors une combinaison des mouvements de battement et de torsion en quadrature de phase. Pour illustrer ces cinématiques particulières, un suivi du mouvement du bout de l'aile (vu de profil) est montré en Figs. 2.7(e,f,g,h).

Pour une fréquence d'excitation proche d'une des deux fréquences de résonance en battement et en torsion ( $\Omega \simeq \omega_1, \omega_2$ ), le mouvement de l'aile est synchrone (bord d'attaque et de fuite en phase), c'est à dire que tous ces points se déplacent en phase, et correspond à la déformée modale oscillante associée. Pour ces mouvements, aucune force de portance ne peut alors être générée. En effet, le caractère synchrone implique que la poussée créée lors d'un demi-cycle sera compensée par celle générée lors du suivant rendant la somme sur un cycle nulle. A l'inverse, aux deux fréquences de quadrature (Figs. 2.7(g,h)), les modes de battement et de torsion sont tous les deux activés en quadrature de phase. Le mouvement résultant est alors très proche de celui observé chez l'insecte en chapitre 1 section 1.1.1. En effet, l'angle d'attaque maximal est atteint lorsque l'aile se trouve au milieu d'un battement, avant ou arrière, et l'inversion de son inclinaison intervient à la fin de chacun d'eux.

Le concept proposé fait donc preuve de deux propriétés remarquables. Tout d'abord, grâce à un couplage adapté de mouvements de battement et de torsion de la structure il permet de recréer la cinématique d'une aile d'insecte. Deuxièmement, comme les deux fréquences de quadrature utilisées sont proches des résonances, les ailes seront actionnées avec une amplitude non-négligeable engendrant ainsi une génération de portance maximale.

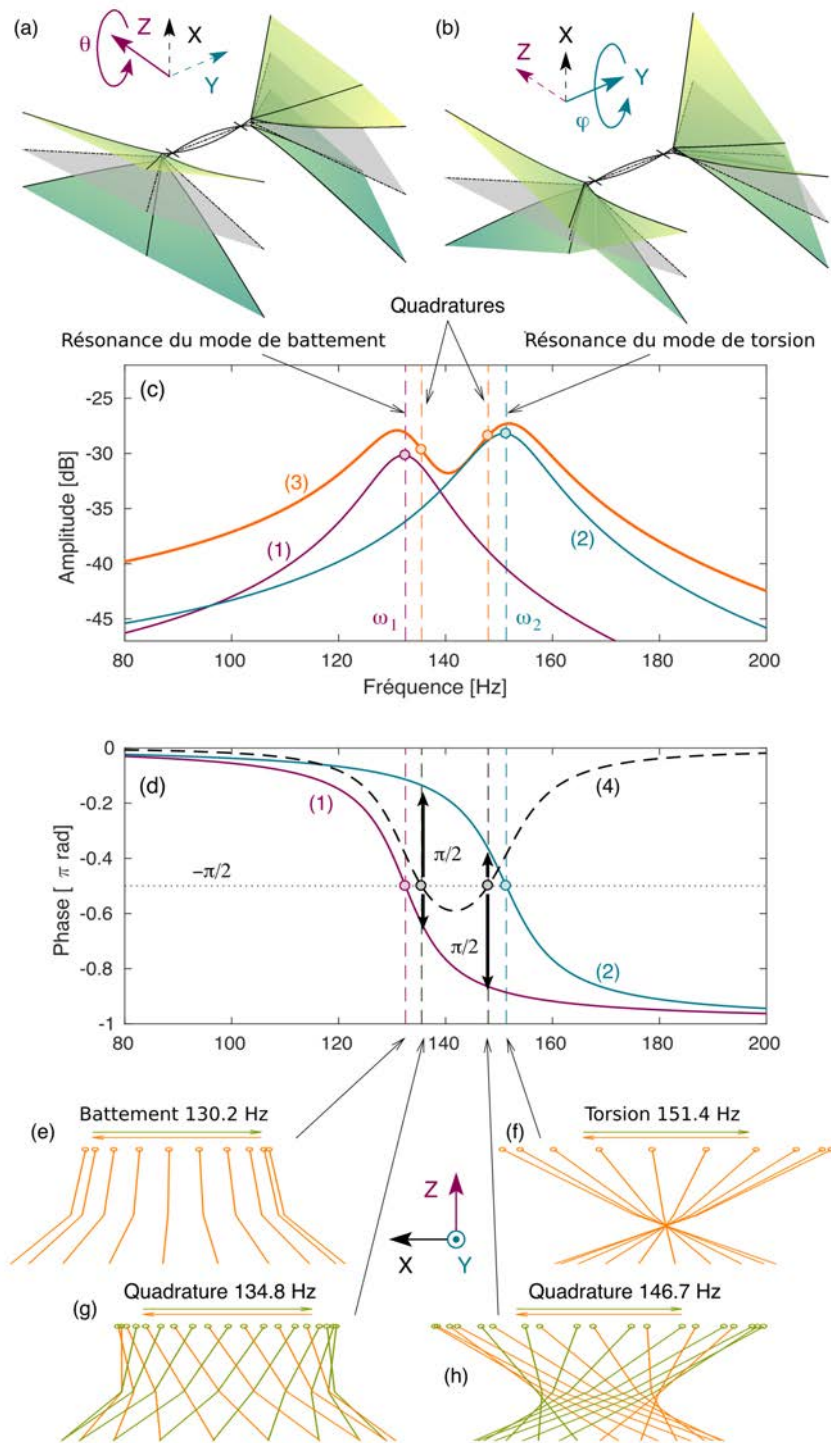


FIGURE 2.7 – Présentation du concept de couplage en quadrature. Déformées modales théoriques d'un prototype : (a) battement et (b) torsion. Amplitude et phase des réponses en fréquences théoriques d'un prototype : (c) amplitude des coordonnées modales de (1) battement et (2) torsion ; (3) amplitude de leur superposition ; phases en (d) battement (1) et de torsion (2) et leur différence (4). Suivi du mouvement du bout de l'aile vu selon le profil Y (dans le plan  $(X, Z)$ ) : résonances de (e) battement et (f) torsion, (g,h) mouvements de quadrature de phase.

## 2.3 Bilan

Nous avons pu voir dans ce chapitre que le projet OVMI a permis un grand nombre d'avancées en proposant une rupture technologique par rapport aux autres nano-drones en s'appuyant sur plusieurs innovations que sont :

- le choix de l'utilisation des techniques de microfabrication MEMS pour permettre la réalisation de structures de faibles tailles avec une grande précision,
- la sélection de matériaux adaptés à ces techniques de fabrication et présentant des propriétés mécaniques proches de celles des ailes des insectes,
- le développement d'un actionneur électromagnétique répondant aux contraintes inhérentes à ce type d'objet volant notamment en termes d'intégration,
- la mise au point d'un concept de transmission du mouvement de cet actionneur aux ailes par des liaisons souples.

Des limites demeurent tout de même quant à l'emploi de la résonance du mouvement de battement et de la torsion passive de l'aile pour reproduire la cinématique appropriée à la génération de portance, l'usage d'un système à un degré de liberté ne permettant pas d'obtenir un couplage satisfaisant entre ces deux mouvements.

Pour répondre à cette problématique, il est donc proposé un nouveau concept de couplage modal basé sur l'utilisation de deux modes propres de l'aile dont les déformées respectives correspondent aux mouvements de battement et de torsion.

# Chapitre 3

## Procédés de fabrication

Pour fabriquer les nouveaux prototypes constitués d'ailes entièrement flexibles, notre choix s'est porté sur l'utilisation des technologies MEMS puisque le projet OVMI a permis de démontrer [86] la grande précision de ces méthodes, la possibilité de créer un prototype nécessitant peu d'assemblage, ainsi que la capacité de produire en grand nombre avec une répétabilité assurée pour un faible coût. Ce chapitre se propose donc de présenter les deux procédés de microfabrication qui ont été élaborés et améliorés pour réaliser la structure et les membranes des ailes ainsi que les étapes d'assemblages conduisant au prototype complet.

### 3.1 Structure du prototype en résine SU-8

Le matériau choisi pour composer la structure du prototype, le polymère SU-8, est une résine photosensible à base d'époxy (voir Annexe. A) adaptée à la réalisation de motifs épais, chimiquement et thermiquement stable. La première partie de microfabrication se compose ainsi de plusieurs étapes de photolithographie illustrées en Fig. 3.1.

Le principe de la photolithographie repose sur la caractéristique photosensible de la résine. Ce type de résine se divise en deux catégories : les résines positives et les résines négatives. Sous l'exposition à un rayonnement UV, les résines positives deviennent solubles à un révélateur permettant de conserver les zones non-exposées. A l'inverse les résines négatives, auxquelles appartient la SU-8, se polymérisent à l'exposition au rayonnement Ultra-Violet (UV) tandis que les zones non-exposées se solubilisent dans le révélateur. La structure se fabrique alors couche par couche en alternant le dépôt de la résine et son insolation à travers un masque définissant les zones à exposer.

Ce type de procédé de fabrication implique tout de même quelques contraintes sur la géométrie de la structure à réaliser. En effet, comme on peut le voir en Fig 3.1, l'exposition d'une couche de résine expose nécessairement les mêmes zones sur la couche inférieure. Cela empêche donc, par exemple, la réalisation d'un trou au cœur de la structure.

Le procédé de fabrication de la structure de l'OVMI constituée du squelette des ailes, du thorax et des liaisons les reliant, se décompose donc en huit étapes réparties en quatre catégories : le dépôt d'une couche sacrificielle, les résinages, les insolutions et le développement de la résine. Les étapes de résinages et d'insolutions sont également accompagnées d'un recuit servant respectivement à éliminer le solvant présent

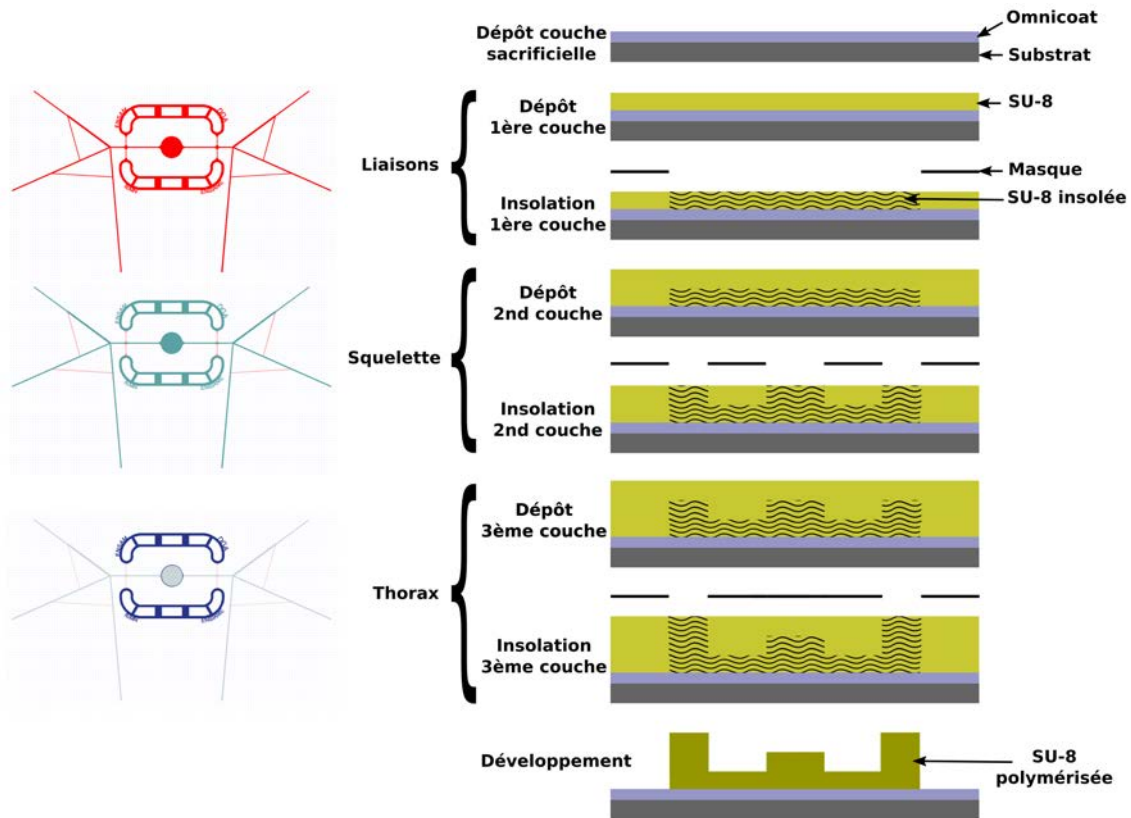


FIGURE 3.1 – Schéma du procédé de photolithographie utilisé pour la fabrication de la structure de l'OVMI (liaisons, squelette des ailes et thorax)

dans la résine pour le premier et d'enclencher le processus de réticulation des zones exposées pour le second.

Nous faisons ici la description détaillée de ces étapes afin de mettre l'accent sur les choix technologiques réalisés. Tout d'abord, le dépôt d'une couche sacrificielle composée de polymère Omnicoat (voir Annexe. B), est motivé par la nécessité de pouvoir récupérer les prototypes fabriqués sans les endommager et sans risquer qu'ils restent collés au substrat. Par conséquent cette couche, déposée sur le substrat accueillera les couches de SU-8 et sera dissoute en fin de procédé libérant ainsi les prototypes. L'épaisseur de la couche déposée est de 200 nm.

Les étapes de résinages consistent à déposer des couches de résine avec une épaisseur contrôlée. Pour atteindre cette épaisseur, une tournette (Karl Süss RC8 Gyrset) est utilisée, comme illustré en Fig. 3.2.a. Elle est constituée d'un plateau tournant dont l'accélération, la vitesse et le temps de rotation sont pilotés. La résine est alors déposée, dans notre cas, sur un substrat de silicium de diamètre 3 pouces recouvert de sa couche d'Omnicoat qui mis en rotation étale la résine sur sa surface. Notons qu'une phase de pré-étalage à basse vitesse est généralement effectuée comme précisé en Annexe. A. Tenant compte de la viscosité de la résine (SU-8 2035 ou 2075 dans ce cas), des abaques fournis par son fabricant aident à déterminer la vitesse de rotation à appliquer pour obtenir l'épaisseur désirée (cf. Annexe A). Une illustration d'un substrat sur lequel une couche de résine SU-8 a été déposée est donnée en Fig. 3.2.b.

Une fois une couche de résine déposée à la bonne épaisseur, l'étape d'insolation

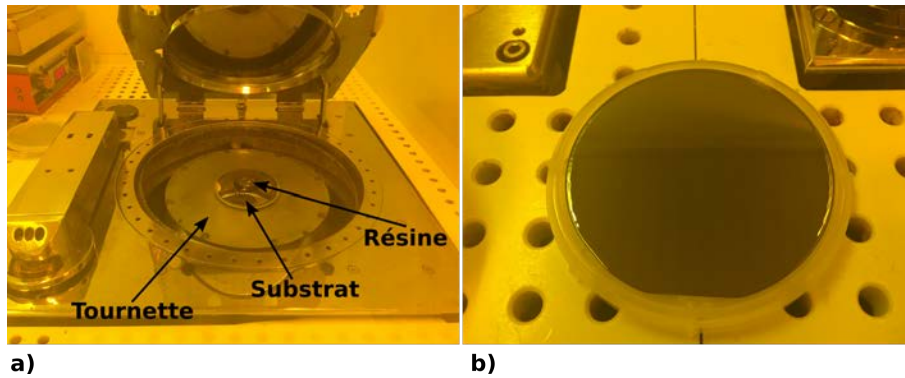


FIGURE 3.2 – Dépôt de résine SU-8 par "spincoating" : a) Substrat, fixé à la tournette, sur lequel est déposé la résine, b) Substrat avec couche de résine étalée à l'épaisseur désirée.

peut être effectuée après un recuit permettant l'élimination du solvant existant dans la résine. Pour définir les zones exposées, un masque dessinant la géométrie souhaitée est apposé sur la résine. Un exemple de masque est illustré en Fig. 3.3.a, les zones noires occultant la lumière tandis que les zones blanches la laissent passer. La lumière traversant le masque provoque une réaction chimique dans la résine exposée qui produit alors un acide. Cet acide sert à catalyser la réaction de réticulation de ces zones exposées lors d'un recuit. Le résultat de cette exposition, après recuit, est montré en Fig. 3.3.b.

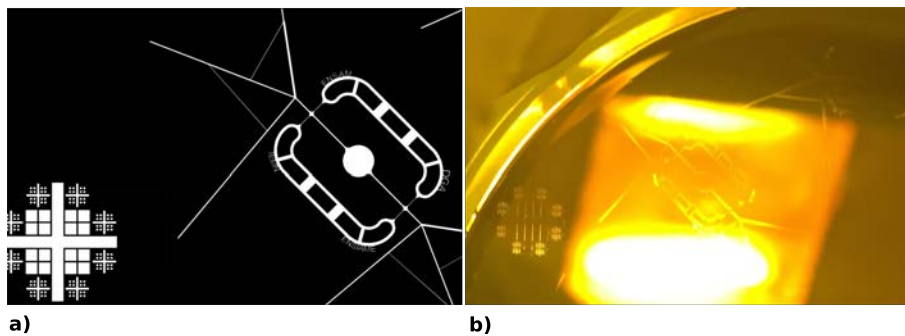


FIGURE 3.3 – Procédé d'insolation : a) Exemple de masque (zoom) illustrant la géométrie d'un prototype (à droite) ainsi qu'une marque d'alignement (à gauche), b) Résultat de l'insolation sur une couche de résine SU-8 (prototype visible dans la zone jaune à droite et marque d'alignement à sa gauche). Les zones blanches (a) et transparentes (b) correspondent aux parties qui ne disparaîtront pas lors du développement.

La réticulation de la résine SU-8 s'effectuant par un recuit après insolation, contrairement à d'autres résines pour lesquelles cette réaction ne se produit que lors du développement, il nous est possible de voir les motifs insolés sans la développer. Cette particularité permet d'enchaîner les couches de résines les unes après les autres avec une unique étape de développement finale.

On peut également remarquer sur ces deux figures la présence d'un motif en forme de croix, répété à plusieurs échelles. Ce motif, appelé croix d'alignement, sert



à réaligner les couches de résine déjà insolées avec le masque suivant. En effet, la fabrication s'opérant par étage, il est nécessaire que chaque couche soit centrée avec la précédente afin de s'assurer de la bonne superposition de chaque motif exposé. Dans notre cas la précision de cet alignement est relative à la plus petite dimension présente dans notre structure, en l'occurrence de l'ordre de  $10\ \mu\text{m}$ . Ainsi, si une erreur d'alignement de l'ordre de  $0.1\ \mu\text{m}$  n'a que peu d'impact sur le rendu du motif final, en revanche une erreur de l'ordre du micron est bien plus dommageable. Etant donné la relative complexité des motifs nécessaires à l'élaboration des prototypes, rendant difficile leur identification d'une couche à l'autre, ces marques facilitent cette opération. Leur échelle permet également de définir la tolérance de l'alignement. En effet, si la croix de plus grande dimension sert à rapidement aligner le masque, les marques de plus faibles dimensions (du même ordre de grandeur que la cote la plus faible du prototype) assurent une précision d'alignement adaptée à notre cas.

Le procédé de fabrication présenté en Fig. 3.1 fait état de l'utilisation de trois couches de résine SU-8 pour la réalisation de la structure du prototype. Chacune d'elles correspondant à une géométrie et une épaisseur différente. La première couche réalise les éléments de la plus faible épaisseur que sont les liaisons tout en posant les bases de l'intégralité de la structure du prototype, la seconde couche complète alors le squelette des ailes, et enfin la troisième couche aide à épaissir le thorax.

Une fois la structure des prototypes insolée et recuite (et donc réticulée), il est alors possible d'exposer l'échantillon au révélateur afin d'effectuer le développement simultané de l'intégralité des couches de résine SU-8 déposées. Le révélateur utilisé est le SU-8 developer, qui est principalement composé de solvant Ethyl lactate et Diacétone (voir Annexe. A).

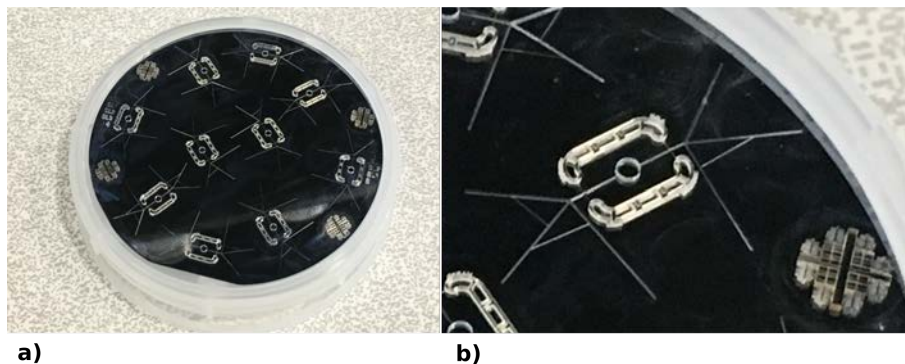


FIGURE 3.4 – Procédé de développement : a) Substrat développé présentant les structures de SU-8 révélées, b) Zoom sur une structure de prototype révélée.

Pour ce procédé, l'échantillon est plongé dans un bain de révélateur au contact duquel la résine SU-8 non-insolée se solubilise, ce qui conduit à l'apparition des structures. Les épaisseurs de résine à développer étant relativement importantes (de l'ordre de  $40\ \mu\text{m}$  à  $300\ \mu\text{m}$ ), il est nécessaire d'agiter délicatement l'échantillon afin de favoriser la réaction chimique avec la présence de révélateur non-saturé et d'accélérer le processus. Le développement achevé, l'échantillon est d'abord transféré dans un second bain de révélateur afin d'éliminer le révélateur saturé présent à sa surface puis il est rincé à l'alcool pour faire disparaître complètement le révélateur. Ce rinçage à l'alcool permet également de confirmer la fin de la réaction de développement. En effet, en présence de résine SU-8 soluble, l'alcool produit un précipité blanc indiquant



donc que le processus n'est pas terminé. La Fig. 3.4.a montre un substrat sur lequel les structures ont été révélées. Le zoom sur un prototype proposé en Fig. 3.4.b sert également à observer les différences d'épaisseur entre les différents éléments.

En procédant à une vérification des épaisseurs déposées à l'aide d'un profilomètre, on observe une légère dispersion le long du rayon du substrat comme illustré en Fig. 3.5.

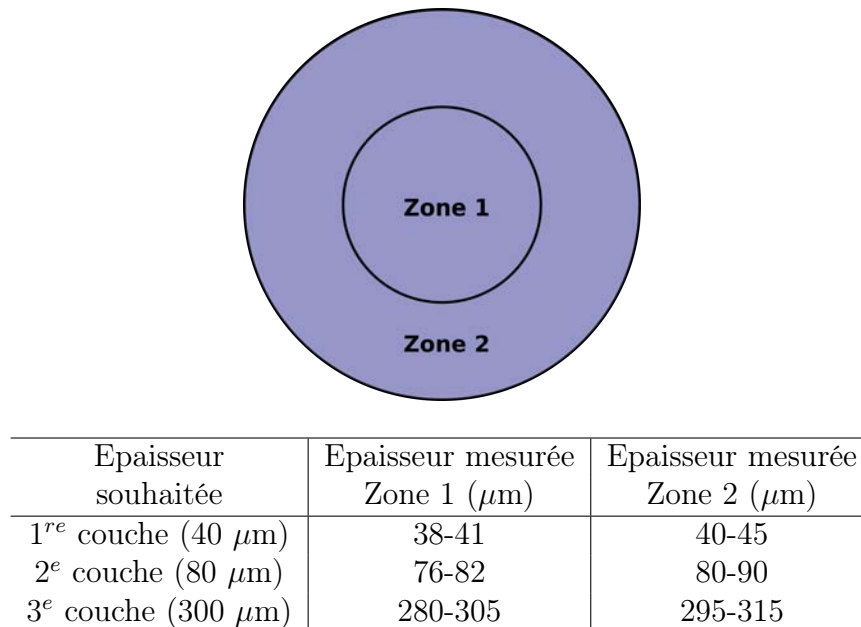


FIGURE 3.5 – Mesures des épaisseurs de résine SU-8 déposées le long du rayon du substrat

En outre, on peut constater que les épaisseurs sont plus proches de la valeur désirée dans la zone centrale du substrat que dans la zone périphérique, cet écart résultant de la méthode choisie pour étaler la résine. En effet, la résine étant étalée par un effet centrifuge, elle forme un bourrelet dans la zone périphérique, ce qui explique la légère surépaisseur observée.

## 3.2 Membranes des ailes en Parylène C

La structure du prototype étant réalisée, intéressons nous maintenant au procédé de fabrication des membranes des ailes présenté en Fig. 3.6. Celui-ci se décompose en quatre phases : le dépôt de Parylène C, la mise en place d'un masque de gravure, la gravure et le "lift-off" final.

Le matériau choisi pour composer les membranes est le Parylène C (voir Annexe C). Celui-ci se dépose par évaporation, à l'aide d'une machine de dépôt Co-melec C20S, et permet d'obtenir un film d'épaisseur inférieure au micromètre. Pour cela, comme illustré en Fig. 3.7.a, le polymère à l'état solide est d'abord vaporisé en le chauffant à 115°C avant d'être "cracké" à haute température (670°C) par un four à pyrolyse. Il se dépose alors en se recondensant dans une chambre de dépôt, maintenue à température ambiante (25°C) et placée sous vide, dans laquelle les échantillons ont été préalablement chargés. Le vide imposé dans la chambre de dépôt est créé

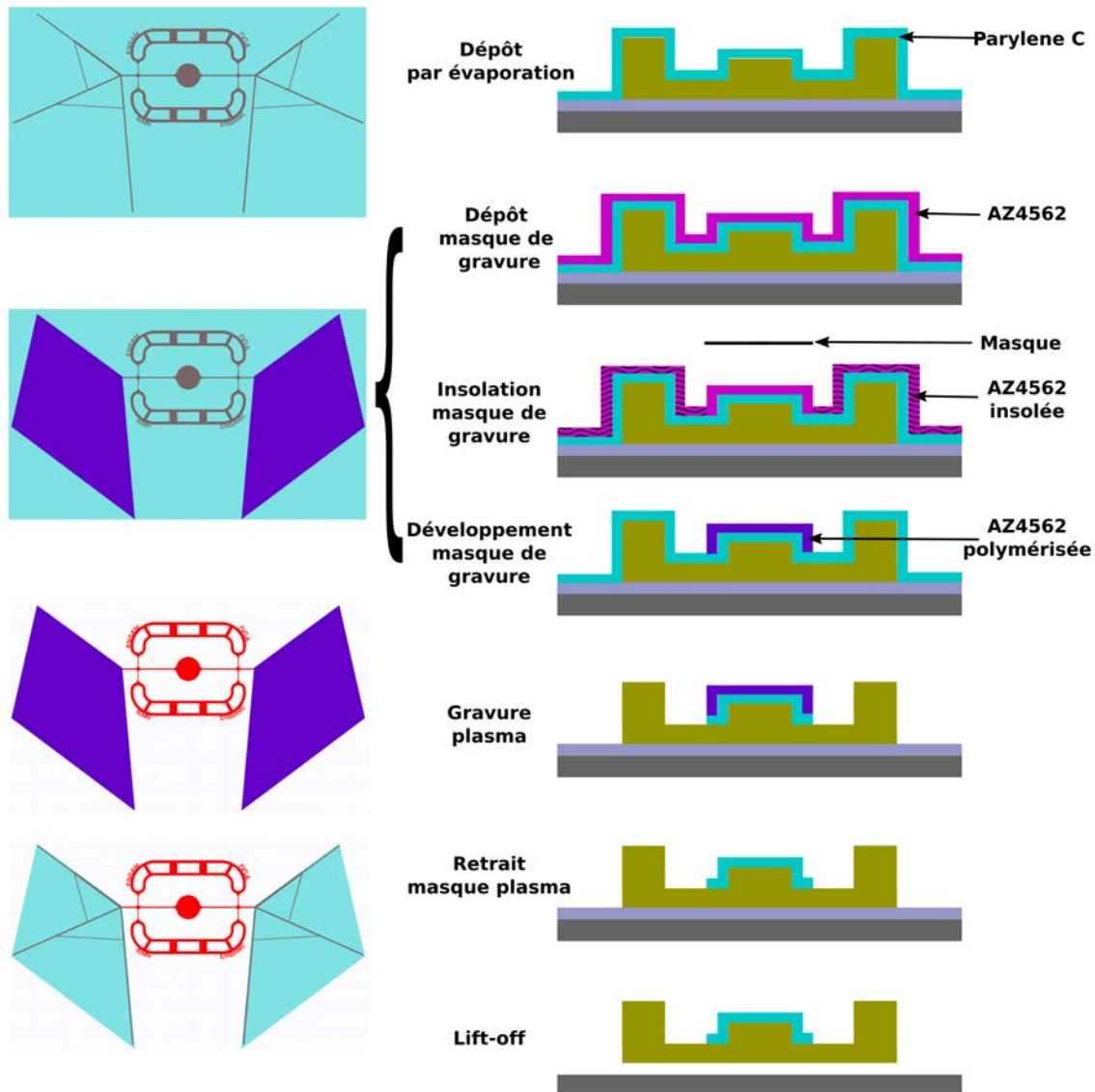


FIGURE 3.6 – Schéma du procédé mis en place pour le dépôt et la gravure des membranes en Parylène C.

avec une pompe à vide primaire puis accentué à l'aide d'un piège cryogénique à azote liquide pour atteindre une pression de l'ordre de 0,005 mbar.

L'évolution de ce vide au cours du dépôt, illustrée en Fig. 3.7.b, sert à contrôler son bon déroulement ainsi qu'à déterminer sa fin. On peut en effet observer que la pression de la chambre augmente d'abord progressivement, signalant l'apparition de polymère à l'état de vapeur. Puis, elle atteint un palier de saturation, indiquant que la totalité du polymère introduit a été vaporisé. Enfin, la pression régresse jusqu'à atteindre à nouveau sa valeur de départ, signifiant la disparition de toute vapeur de polymère et marquant alors la fin du dépôt. L'épaisseur du film déposé est donc déterminée par la quantité de polymère introduite dans le vaporisateur.

Un exemple d'échantillon sur lequel a été déposé un film de Parylène C de 400 nm est montré en Fig. 3.8.a.

En observant le zoom sur un prototype, proposé en Fig. 3.8.b, on peut remarquer

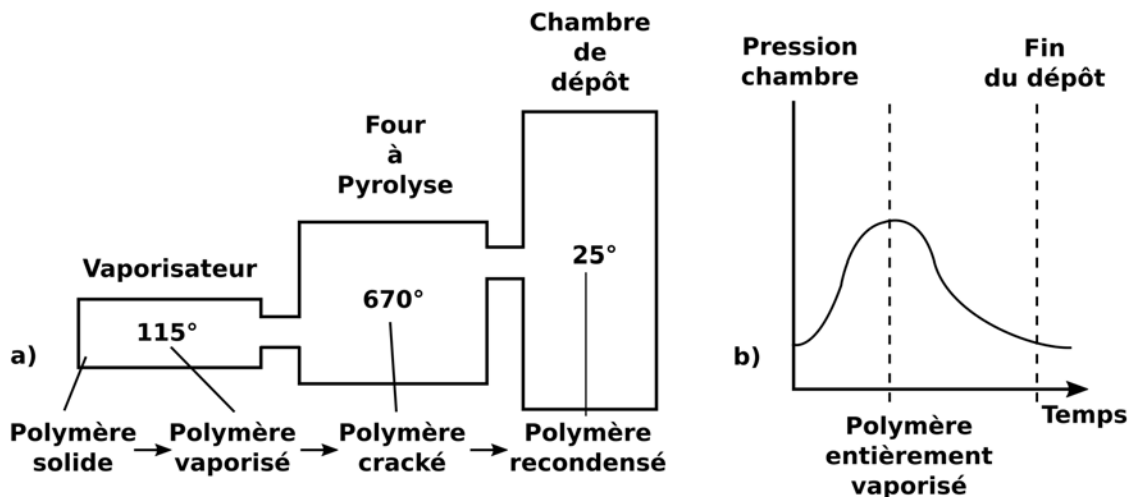


FIGURE 3.7 – Dépôt d'un film de Parylène C : a) Schéma du procédé, b) Evolution de la pression à l'intérieur de la chambre au cours du dépôt.

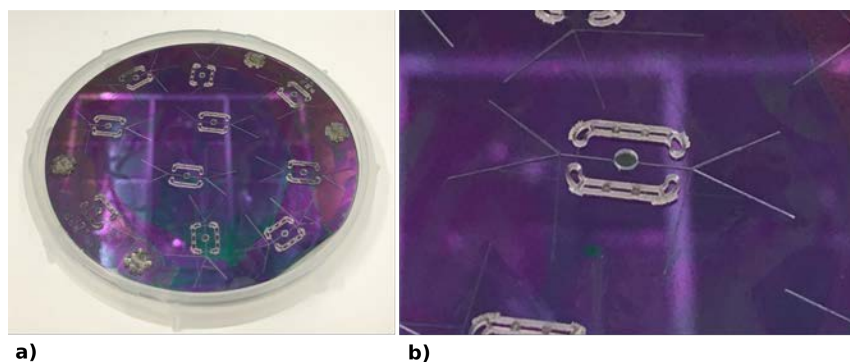


FIGURE 3.8 – Dépôt d'un film de Parylène C : a) Echantillon sur lequel a été déposé un film de Parylène C de 400 nm (reflets irisés), b) Zoom sur un prototype recouvert de ce film.

que son intégralité est recouverte de Parylène C (parties violettes aux reflets irisés). Le Parylène C n'étant pas photosensible, contrairement à la résine SU-8, une étape de gravure est donc nécessaire pour limiter sa présence aux zones devant constituer les ailes du prototype.

Pour assurer la préservation du Parylène C, ayant vocation à former les membranes des ailes, une nouvelle étape de résinage est indispensable. Celle-ci a pour objectif de déposer un masque de résine qui protégera, en les recouvrant localement, les zones choisies. Comme illustré en Fig. 3.6, une couche de résine AZ4562 d'une épaisseur de  $5,4 \mu\text{m}$  garantissant son intégrité pendant la gravure est déposée, insolée puis développée pour constituer ce masque protecteur. Cependant, à l'inverse de la résine SU-8, la résine AZ4562 est quant à elle une résine positive. On peut donc remarquer sur la Fig. 3.6, que contrairement aux étapes d'insolation/développement présentées en Fig. 3.1, que ce sont les zones insolées qui se solubilisent au révélateur tandis que les parties non-soumises au rayonnement UV se polymérisent.

La révélation de cette couche de résine s'effectue dans un bain de développeur

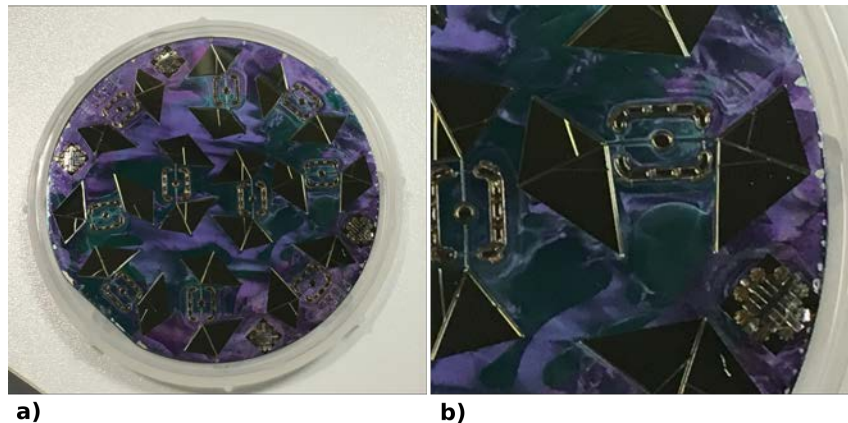


FIGURE 3.9 – Dépôt d'un masque protecteur de résine AZ4562 : a) Echantillon après révélation de la résine AZ4562 (zones gris foncé), b) Zoom sur un prototype dont les ailes en sont recouvertes.

AZ351B, dilué trois fois pour éviter que cette base n'attaque la structure en SU-8. L'échantillon est ensuite rincé à l'eau dé-ionisée, le rinçage à l'alcool étant proscrit pour empêcher toute réaction exothermique avec le développeur qui entraînerait la fonte du Parylène C.

Un exemple d'échantillon après révélation de ce masque de protection est illustré en Fig. 3.9.a. Sur l'agrandissement à l'échelle d'un prototype, proposé en Fig. 3.9.b, on peut observer que seules les parties correspondantes aux ailes sont encore recouvertes de résine.

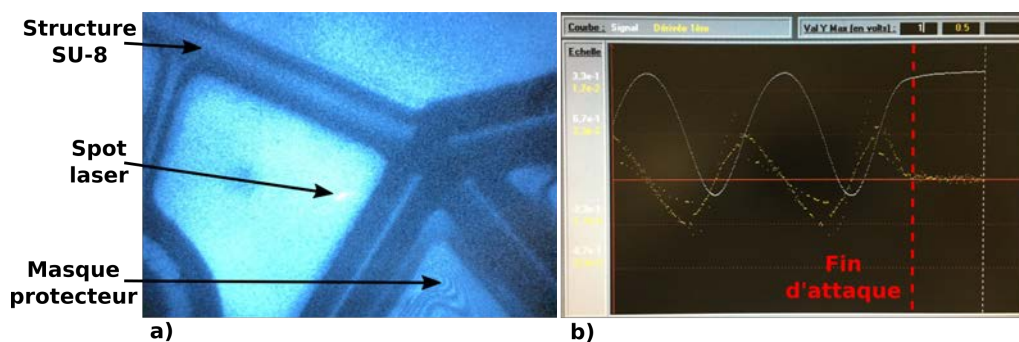


FIGURE 3.10 – Détection de fin d'attaque lors du procédé de gravure plasma : a) Relevé caméra du positionnement du spot laser, b) Evolution du signal d'interférométrie permettant la détection de fin d'attaque (fin de l'oscillation indiquant le changement d'indice de réfraction).

Une fois le Parylène C servant à constituer les membranes protégées, il est alors possible de procéder à sa gravure à l'aide d'un plasma d'oxygène. L'intégralité de la couche de Parylène C doit être retirée : à cet effet le bâti de gravure plasma est muni d'un dispositif de détection de fin d'attaque. Ce dispositif permet, en se basant sur le principe d'interférométrie laser, d'identifier un changement d'indice de réflexion. Ce changement d'indice, indiquant que le laser se réfléchit sur un autre matériau que celui d'origine, sert donc à détecter la disparition de la couche à enlever. Comme l'illustre la Fig. 3.10.a, le spot du laser est positionné sur une des zones à graver et



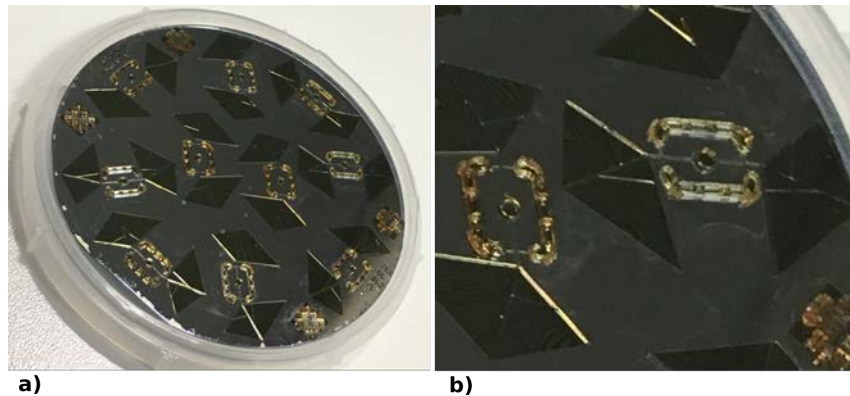


FIGURE 3.11 – Gravure plasma : a) Echantillon après gravure, b) Zoom sur un prototype dont les ailes ont été gravées.

à proximité du masque de protection de façon à s'assurer de la disparition de tout le Parylène C entourant les ailes. En Fig. 3.10.b, on peut observer l'évolution du signal d'interférométrie : la fin de son oscillation implique un changement d'indice de réfraction et donc un changement de matériau indiquant alors la fin de la gravure. Cette gravure plasma dure trois minutes, sachant que la vitesse de gravure du Parylène C et de la SU-8 pour les paramètres choisis ( $O_2$  30 sccm 150 W 100 mT) sont respectivement d'environ 130 nm/min et 200 nm/min. On peut ainsi noter qu'en cas de léger dépassement du temps de gravure optimal du Parylène C, la structure de SU-8 ne pourra pas être sensiblement endommagée au regard de son épaisseur (plusieurs dizaines de micromètres).

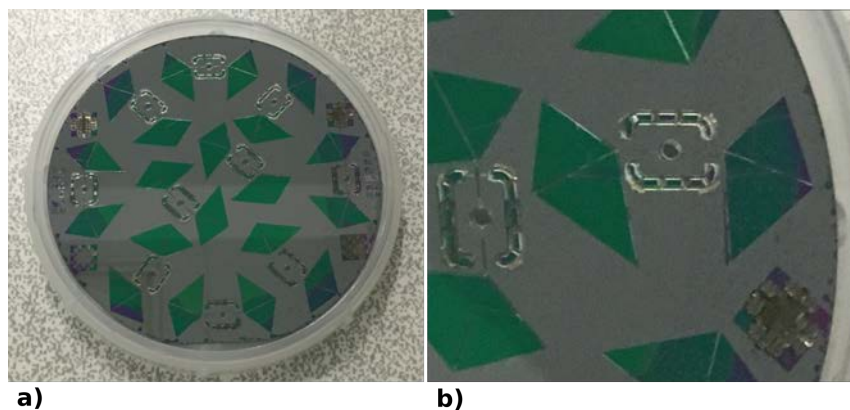


FIGURE 3.12 – Retrait du masque de résine AZ4562 : a) Echantillon suite à un bain d'acétone, b) Zoom sur un prototype présentant ces ailes en Parylène C gravé.

Le résultat de la gravure d'un échantillon est montré en Fig. 3.11.a. En comparant le zoom sur un prototype donné en Fig. 3.11.b avec celui vu en Fig. 3.9.b, on peut remarquer que l'intégralité du Parylène C a été retirée à l'exception des zones constituant les ailes toujours recouvertes par le masque de protection (parties sombres).

Le masque protecteur de résine AZ4562 doit alors être retiré. Un bain d'acétone suivi d'un rinçage à l'eau dé-ionisée permet de retrouver les membranes de Pary-

lène C gravées, comme illustré en Fig. 3.12 où l'on peut vérifier que les ailes ont retrouvé leur couleur irisée.

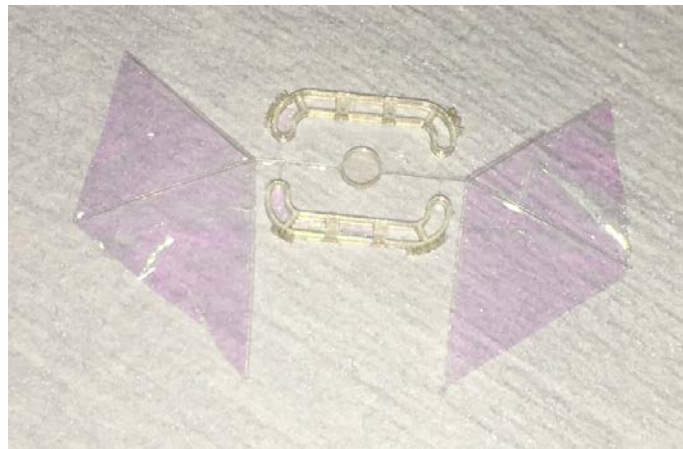


FIGURE 3.13 – Prototype après lift-off non-assemblé

Les membranes des ailes terminées, il ne reste alors plus qu'à libérer les prototypes du substrat. Pour cela, les échantillons sont plongés dans un bain de MF319 (Tetramethylammonium hydroxide à 3%, eau à 97%) aidant à solubiliser la couche sacrificielle d'Omnicoat et de procéder au "lift-off". Une fois décollés, les prototypes sont récupérés, rincés à l'alcool et séchés à l'azote. Les deux parties du thorax n'étant reliées que par les liaisons qui sont extrêmement fragiles, les prototypes doivent être manipulés délicatement pour éviter tout endommagement. Un prototype après libération est illustré en Fig. 3.13.

### 3.3 Assemblage

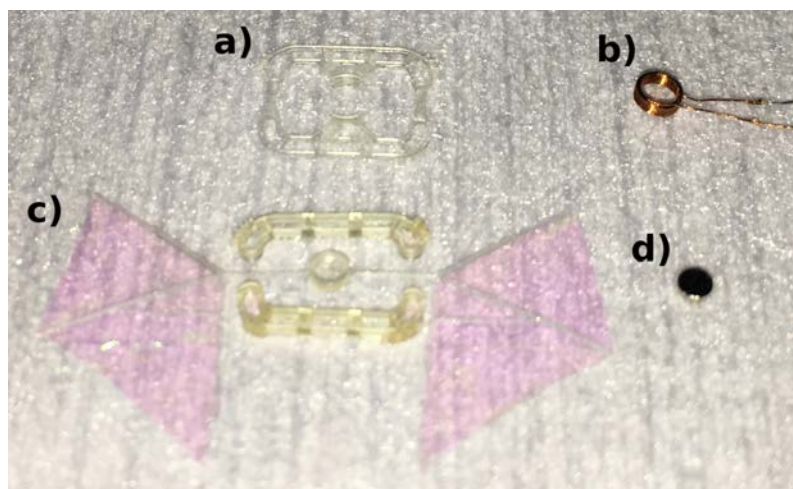


FIGURE 3.14 – Photographie des différents composants constituant un prototype d'OVMi : a) support de bobine, b) bobine, c) structure du prototype, d) aimant.

Le prototype complet est ensuite obtenu en assemblant la structure à un support de bobine. Ce dernier permet également de solidariser et de rigidifier le thorax, celui-ci n'étant jusqu'alors que maintenu par les liaisons souples le reliant aux ailes. On ajoute ensuite la bobine et l'aimant composant l'actionneur. Ces différents éléments, photographiés en Fig. 3.14, sont assemblés à la main à l'aide de pinces de précision sous un microscope binoculaire.

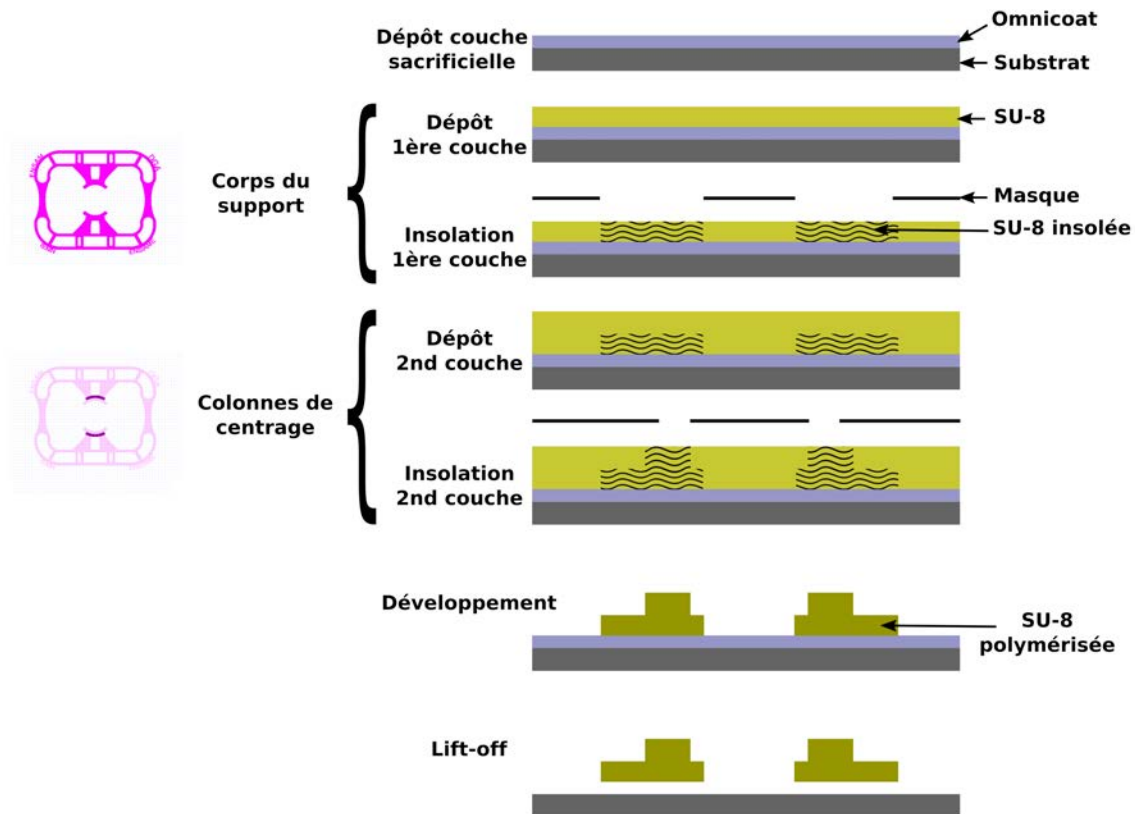


FIGURE 3.15 – Schéma du procédé de photolithographie utilisé pour la fabrication du support de bobine du nano-drone OVMI.

Le support de bobine, montré en Fig. 3.14.a, est fabriqué selon le même type de procédé de photolithographie que celui présenté précédemment pour la réalisation de la structure du prototype, comme exposé en Fig. 3.15. Il est composé de deux couches de résine SU-8 2075 (cf. Annexe. A) d'une épaisseur de  $150 \mu\text{m}$  pour la première et de  $215 \mu\text{m}$  pour la seconde. Comme illustré en Fig. 3.15, la première couche constitue le corps du support tandis que la seconde sert à l'intégration de deux demi-cercles de centrage facilitant le positionnement de la bobine.

A l'instar de ce qui est fait pour la structure du prototype, un dépôt d'une couche sacrificielle de résine Omniccoat (voir Annexe. B) précède ceux des couches de résine SU-8, la récupération des pièces développées s'effectuant alors via une étape de lift-off dans un bain de MF319 afin de solubiliser la couche sacrificielle. Une fois libérés du substrat, les supports de bobine sont alors rincés à l'alcool et séchés à l'azote.

Pour assurer le bon déplacement de l'actionneur, il est nécessaire que la bobine soit alignée sur un même axe avec l'aimant afin d'éviter tout frottement. Pour cela, étant donné la fragilité des différents composants, des solutions doivent être mises

en œuvre pour faciliter leur positionnement en limitant leurs manipulations lors de l'assemblage et éviter ainsi de les endommager au cours de ces opérations.

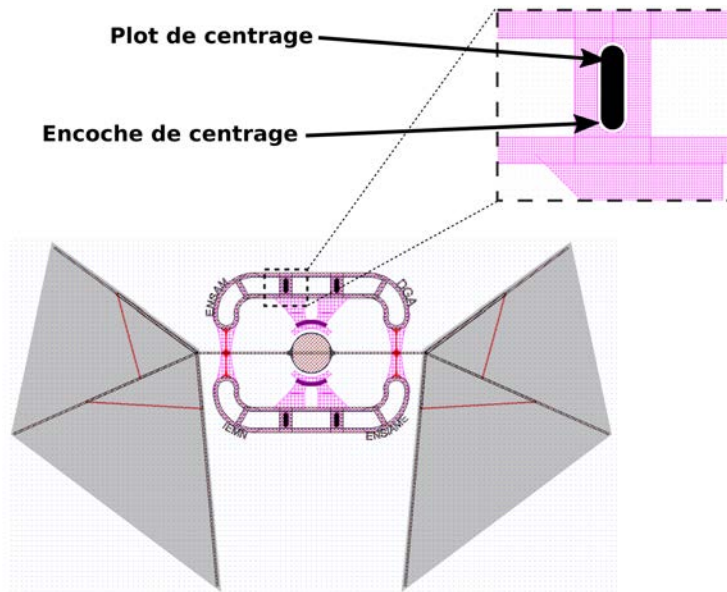


FIGURE 3.16 – Schéma de la structure d'un prototype de nano-drone OVMI assemblée à son support de bobine avec agrandissement des plots et encoches de centrage assurant l'alignement.

Tout d'abord le support de bobine doit être aligné avec la structure du prototype. A cet effet, la structure est dotée de plots de centrage (intégrés dans le procédé de micro-fabrication via une couche de résine SU-8 2075 supplémentaire) s'imbriquant dans des trous oblongs prévus dans le corps du support de bobine, comme illustré en Fig. 3.16.

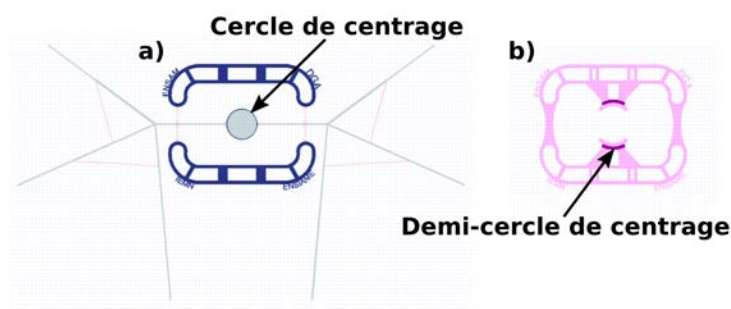


FIGURE 3.17 – Schéma des éléments de centrage intégrés a) sur le tergum de la structure pour accueillir l'aimant et b) sur le support de bobine pour recevoir la bobine.

Pour faciliter l'insertion du plot dans son encoche, un jeu fonctionnel de  $10 \mu\text{m}$  est intégré dans leur conception pour assurer le centrage du tergum par rapport au thorax. Un cercle entourant la partie centrale du tergum est également réalisé au cours du procédé de fabrication, comme illustré en Fig. 3.17.a. De la même façon, les deux demi-cercles ajoutés sur le support de bobine, illustrés en Fig. 3.17.b, assurent



le centrage de la bobine sur celui-ci. En outre, un jeu de  $10\ \mu\text{m}$  entre les éléments de centrage, l'aimant et la bobine est prévu afin de faciliter leur mise en place.

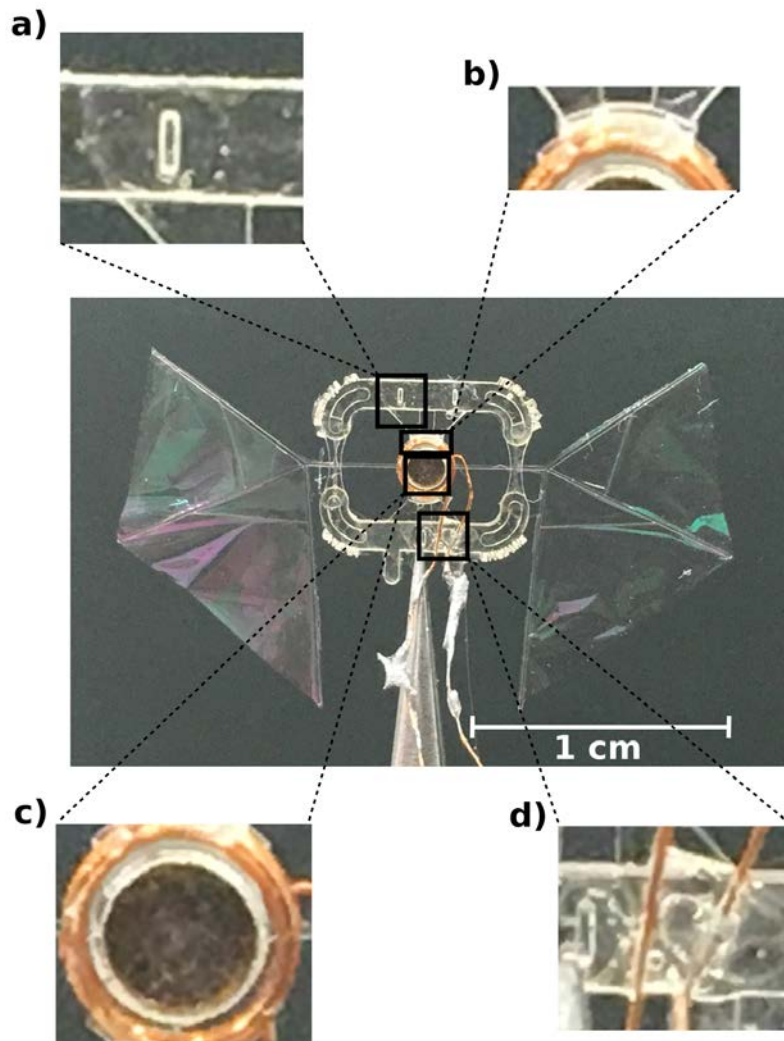


FIGURE 3.18 – Illustration des différents points de collage solidarisant les différents éléments composant le prototype OVMI : a) collage du support de bobine sur la structure via les plots de centrage, b) collage de la bobine sur son support via les colonnes de centrage, c) collage de l'aimant sur le tergum via l'anneau de centrage, d) collage des fils d'alimentation de la bobine sur le thorax.

Pour solidariser le support de bobine à la structure du prototype, comme montré en Fig. 3.18.a, de la colle soluble à l'eau (composée d'eau et de polyacétate de vinyl) est déposée sur les plots de centrage. Le choix de ce type de colle est motivé par son séchage rapide (quelques dizaines de secondes) et sa relative flexibilité. En effet, une colle plus forte (de type glue) pourrait induire des contraintes dans la structure en se rétractant et impacter le comportement de nos prototypes.

De la même façon la bobine est collée sur son support et l'aimant sur le tergum, comme illustré respectivement en Figs. 3.18.b et 3.18.c, leurs éléments de centrage permettant de solidifier l'assemblage. Il est à noter que l'espace entre l'aimant et la bobine est limité, comme on peut l'observer en Fig. 3.18.c, et qu'il est donc nécessaire de veiller à ce qu'aucun point de colle ne puisse gêner le déplacement de l'aimant.

Enfin, afin de limiter tout risque de décollement de la bobine lors de manipulations du prototype assemblé, les deux fils d'alimentation de la bobine sont collés sur le thorax comme montré en fig. 3.18.d. On peut également remarquer sur la Fig. 3.18 que ces deux fils d'alimentation sont ensuite soudés à l'étain à des fils de diamètre inférieur reliés à la source d'alimentation, l'objectif étant de réduire l'impact de la résistance mécanique de ces fils sur les résultats expérimentaux : en effet le prototype devra alors soulever des fils pesant 0.02 mg/mm en plus de son propre poids.

### 3.4 Conclusions sur la physionomie des nouveaux prototypes

Comme illustré en Fig. 3.19, le prototype possède une envergure de 22 mm le classant dans la catégorie des nano-drones, pour un poids de 22 mg faisant de lui le plus léger nano-drone à ce jour. Il est pourvu d'un actionneur électromagnétique, visible au centre, servant à la mise en vibration des ailes.

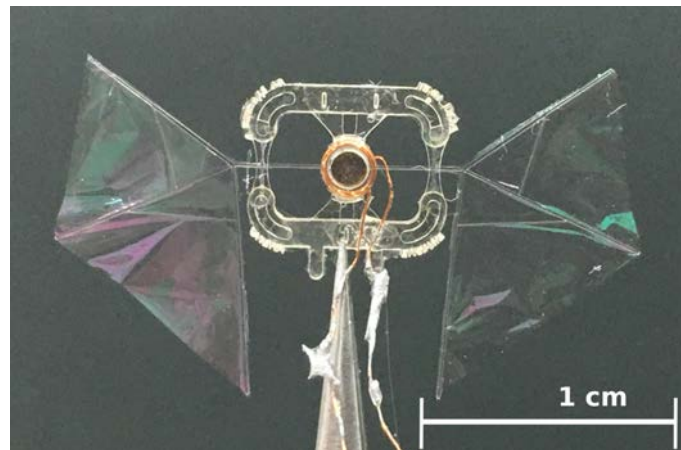


FIGURE 3.19 – Prototype de nano-drone OVMI d'envergure 22 mm pour un poids total de 22 mg

En nous intéressant à la composition de ce prototype, présentée en Fig. 3.20 par une représentation en vue éclatée, nous pouvons voir qu'il est constitué de différents éléments appartenant à deux catégories distinctes : la structure et l'actionnement. La répartition des masses entre ces deux parties, donnée à titre indicatif, montre qu'elles contribuent de manière quasi-équivalente au poids total du prototype.

Composée des ailes, du thorax, du tergum et du support de bobine, la structure (parties transparentes visibles sur la Fig. 3.19) a donc été réalisée à l'aide des technologies de microfabrication MEMS. Ces outils aident à respecter une excellente tolérance de fabrication (de l'ordre du dixième de micromètre, induite par la précision du masque de photolithographie utilisé) et à obtenir une très bonne reproductibilité entre chaque prototype.

Par rapport aux précédents prototypes, une innovation de ce travail de thèse est d'avoir réalisé la membrane des ailes en polymère organique Parylène C, permettant d'atteindre des épaisseurs inférieures au micromètre grâce à son dépôt par évaporation. Ce matériau a été sélectionné pour ses propriétés mécaniques proches de celles

constatées chez les insectes.

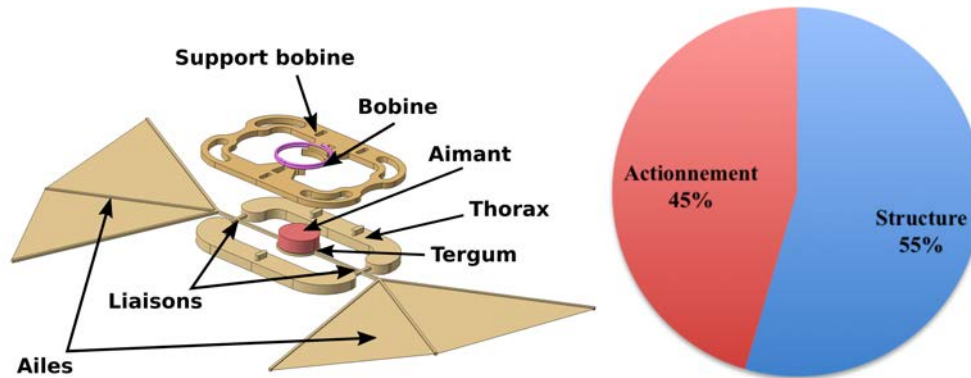


FIGURE 3.20 – Schéma descriptif en vue éclatée des différents éléments d'un prototype de nano-drone OVMI et graphique de répartition des masses (Structure : ailes/thorax/tergum de 9 mg et support de bobine de 3 mg, actionnement : bobine de 4 mg et aimant de 6 mg)



# Chapitre 4

## Optimisation de la cinématique

Au cours des chapitres précédents, le concept et les méthodes de fabrication des prototypes de nano-drones développés dans ces travaux ont été détaillés. Le principe original proposé pour reproduire la cinématique d'une aile d'insecte repose sur l'utilisation des propriétés dynamiques de leurs structures afin de parvenir à coupler deux modes de vibrations. Pour créer un tel couplage, il est nécessaire de comprendre, d'optimiser et de contrôler le comportement dynamique de la structure flexible composant les prototypes.

Dans ce chapitre, nous présentons tout d'abord le modèle développé pour calculer et dimensionner le comportement résonant de la structure et le couplage de ses modes de vibrations. Ce modèle est également employé pour calculer les modes propres et les Fonctions de Réponse en Fréquence (FRF) de la structure afin d'optimiser ce couplage. A cette fin, une application sur une géométrie d'aile simple est présentée pour identifier les modes de vibrations utiles et mettre en évidence la nécessité d'une optimisation de la structure si l'on souhaite reproduire une cinématique proche de celle des insectes. Enfin, les critères et les algorithmes d'optimisation appliqués sur une géométrie d'aile plus complexe sont détaillés et étudiés.

### 4.1 Modélisation

Pour engendrer une cinématique mêlant à la fois un mouvement de battement et un mouvement de torsion avec un déphasage proche de ce que l'on peut observer chez les insectes, nous proposons d'utiliser les propriétés vibratoires de nos prototypes comme expliqué dans le chapitre 2. Aussi, un modèle a été développé pour déterminer leur comportement dynamique et comprendre les phénomènes en présence.

Notre choix s'est tout d'abord porté sur un modèle de type analytique pour comprendre sur un système relativement simple le comportement des différents modes présents dans ce type de structure. En comparaison avec une solution de type éléments finis, ce type de modélisation permet aussi de limiter aisément le nombre de degrés de liberté à exploiter lors de l'analyse et par conséquent de réduire le nombre de modes non-contributifs à calculer. En effet, si les modes déformant la structure dans le plan de battement peuvent être utiles à notre application, tous ceux se déformant dans un autre plan, notamment dans le plan de l'aile, ne pourront pas être utilisés, d'autant que l'actionneur choisi ne permettra pas leur excitation. Cela étant, un modèle éléments finis des structures étudiées a tout de même été testé pour s'assurer de la validité de nos conclusions.

Comme nous le verrons par la suite, ce modèle analytique s'avérant adapté au dimensionnement de notre structure au regard de la compréhension et de la prédiction de son comportement dynamique, il a également servi à effectuer des calculs d'optimisation sur les ailes du prototype afin d'améliorer leur cinématique.

Nous choisissons enfin de limiter la modélisation de l'aile à son squelette en négligeant l'influence de sa membrane, en termes d'inertie et de raideur, considérant alors que celle-ci ne contribue au système que par un apport d'amortissement ainsi que de masse ajoutée correspondant aux forces aérodynamiques et que son impact structural peut être négligé : son épaisseur de 400 nm étant faible devant celle du squelette de 80  $\mu\text{m}$ .

Pour quantifier la valeur de cet amortissement, des essais menés à l'aide d'une chambre à vide (voir chapitre 5 section 5.1.3) ont été réalisés permettant ainsi d'identifier le facteur de qualité de notre aile en fonction de la pression. A l'aide des données récoltées, l'amortissement dû à la membrane a donc été fixé à 5%, pour une pression atmosphérique de 1 bar, soit un facteur de qualité de  $Q = 10$  ( $\xi = 1/(2Q) = 0.05$ ).

#### 4.1.1 Problème continu

Pour mettre en œuvre ce concept de couplage de deux modes vibratoires en quadrature de phase (voir chapitre 2, section 2.2), il est essentiel de réaliser une analyse modale de l'aile afin d'identifier les modes en présence.

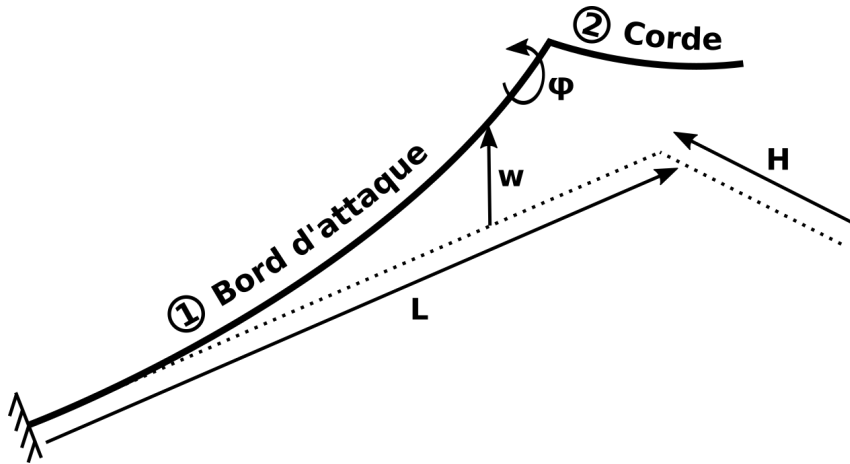


FIGURE 4.1 – Schéma d'aile en "L" modélisée par un assemblage de deux poutres d'Euler-Bernoulli en flexion ( $w$ ) et torsion ( $\varphi$ )

Afin d'expliquer la méthode choisie, nous considérons d'abord une structure d'aile en forme de "L" modélisée analytiquement par un assemblage de deux poutres d'Euler-Bernoulli se déformant de manière continue en flexion et en torsion. Comme illustré sur la Fig. 4.1, cette structure permet de représenter le bord d'attaque (poutre 1 de longueur  $L$ ) et la corde (poutre 2 de longueur  $H$ ) de l'aile.

En s'appuyant sur les théories classiques de mécanique vibratoire [103], on considère une poutre  $i$  dont le déplacement transverse (flexion), noté  $w_i(x, t)$ , et la rotation en torsion d'une section, notée  $\varphi_i(x, t)$  (avec  $x$  et  $t$ , respectivement les variables d'espace et de temps), satisfont les équations différentielles locales suivantes :

$$\forall x, \quad \forall t \quad \left\{ \begin{array}{l} EI_i w_i'''' + \rho S_i \ddot{w}_i = P_i \\ GJ_i \varphi_i'' - \rho J_i \ddot{\varphi}_i = Q_i \end{array} \right., \quad i = 1, 2 \quad (4.1)$$

où l'on choisit d'utiliser les notations  $\bullet' = \partial \bullet / \partial x$  et  $\dot{\bullet} = \partial \bullet / \partial t$ . En outre  $P_i(x, t)$  et  $Q_i(x, t)$  représentent respectivement la force transversale et le moment en torsion par unité de longueur,  $E$  le module d'Young du matériau (l'intégralité du squelette de l'aile étant constitué de polymère SU-8, on considèrera l'utilisation du même matériau pour les deux poutres),  $S$  les sections de chaque poutre,  $I$  et  $J$  respectivement les moments quadratiques en flexion et torsion (les effets de gauchissement ne sont ici pas pris en compte),  $\rho$  la masse volumique du matériau, et  $G = E/(2(1 + \nu))$  le module de Coulomb.

Le moment de flexion  $M_i$ , le moment de torsion  $N_i$  et l'effort tranchant  $T_i$  s'expriment tels que :

$$\left\{ \begin{array}{l} M_i = E_i I_i w_i'' \\ N_i = G_i J_i \varphi_i' \\ T_i = -M_i' \end{array} \right. \quad (4.2)$$

En rappelant que pour une poutre d'Euler-Bernoulli la rotation de la section en flexion est définie par  $w'$ , on peut définir ce système de poutres assemblées par les conditions aux limites et de continuité qui suivent :

Poutre 1 extrémité encastée

$$\left\{ \begin{array}{l} w_1(0) = 0 \\ w_1'(0) = 0 \\ \varphi_1(0) = 0 \end{array} \right. \quad (4.3)$$

Continuité poutre 1 / poutre 2

$$\left\{ \begin{array}{l} w_1(L) = w_2(0) \\ w_1'(L) = -\varphi_2(0) \\ \varphi_1(L) = w_2(0)' \\ M_1(L) = N_2(0) \\ N_1(L) = -M_2(0) \\ T_1(L) = -T_2(0) \end{array} \right. \quad (4.4)$$

Poutre 2 extrémité libre

$$\left\{ \begin{array}{l} M_2(-H) = 0 \\ T_2(-H) = 0 \\ N_2(-H) = 0 \end{array} \right. \quad (4.5)$$

Les équations (4.3) caractérisent la condition d'encastement de la poutre 1 en imposant un déplacement transverse, une rotation de la section en flexion et une rotation de torsion nuls à cette extrémité.

Les équations de continuités (4.4) servent à caractériser le couplage entre la flexion d'une poutre et la torsion de l'autre (et réciproquement) en imposant sur le raccord un déplacement transverse égal pour les deux poutres, que la rotation de torsion d'une poutre soit égale à la rotation de la section en flexion de l'autre (au

signe près), que le moment de torsion d'une soit égal au moment de flexion de l'autre (au signe près) et que la somme des efforts tranchants soit nulle.

Enfin les équations (4.5) caractérisent la condition libre de la poutre 2 en imposant un moment de flexion, un moment de torsion et un effort tranchant nuls à cette extrémité.

### 4.1.2 Analyse modale

Nous procédons tout d'abord à une analyse modale de la structure afin de déterminer ses modes propres, caractérisés par leur fréquence propre ainsi que leur déformée modale.

Pour permettre de généraliser et de simplifier le raisonnement qui va suivre, nous adimensionnons ces équations par rapport à une longueur caractéristique. La longueur d'adimensionnement choisie est la longueur du bord d'attaque  $L$  définissant l'envergure de l'aile. Les variables adimensionnées (avec une barre) s'écrivent :

$$\begin{aligned} \bar{x} = \frac{x}{L} \quad , \quad \bar{t} = \frac{t}{L^2} \sqrt{\frac{EI_1}{\rho S_1}} \quad , \quad \bar{P}_i = \frac{P_i}{L} \quad , \quad \bar{Q}_i = \frac{Q_i}{L} \\ \bar{H} = \frac{H}{L} \quad , \quad \bar{w}_i = \frac{w_i}{L} \end{aligned} \quad (4.6)$$

Ces variables serviront ainsi à identifier les paramètres dont dépend notre système, la variable de temps adimensionnée  $\bar{t}$  étant choisie de façon à simplifier les équations (4.1).

Pour faciliter la lecture de ces expressions, toutes les variables adimensionnées seront à présent formulées sans la barre (à l'exception de la longueur  $\bar{H}$  pour éviter toute confusion).

Les équations (4.1) adimensionnées peuvent donc s'écrire comme :

$$\forall x \quad , \quad \forall t \quad \left\{ \begin{array}{l} w_i'''' + \delta_i^4 \ddot{w}_i = P_i \\ \varphi_i'' - \gamma^2 \ddot{\varphi}_i = Q_i \end{array} \right. \quad , \quad i = 1, 2 \quad (4.7)$$

avec

$$\delta_1^4 = 1 \quad , \quad \delta_2^4 = \frac{S_2 I_1}{S_1 I_2} \quad , \quad \gamma^2 = \frac{EI_1}{GS_1 L^2} \quad (4.8)$$

Les variables  $\delta_i$  et  $\gamma$  représentent respectivement les rapports de raideur en flexion et torsion, et le choix de la variable de temps adimensionnée  $\bar{t}$  permet d'obtenir  $\delta_1^4 = 1$ .

En séparant les variables d'espace et de temps, les déformations en flexion et en torsion peuvent alors être exprimées comme :

$$\left\{ \begin{array}{l} w_i(x, t) = \Phi_i(x)q(t) \\ \varphi_i(x, t) = \Psi_i(x)q(t) \end{array} \right. \quad , \quad i = 1, 2 \quad (4.9)$$

avec  $q(t)$  la coordonnée modale.

Les équations (4.1) en flexion et en torsion deviennent donc :

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{q} = -\omega^2 q \\ \Phi_i'''' + (\delta_i \beta)^4 \Phi_i = 0 \\ \Psi_i'' - (\gamma \beta^2)^2 \Psi_i = 0 \end{array} \right. \quad , \quad i = 1, 2 \quad (4.10)$$



avec  $\beta^4 = \omega^2$  et  $\omega$  la pulsation du mode propre associé.

Les solutions associées à ce système s'expriment alors :

$$\begin{cases} \Phi_i = & A_i \cos(\delta_i \beta x) + B_i \sin(\delta_i \beta x) \\ & + C_i \cosh(\delta_i \beta x) + D_i \sinh(\delta_i \beta x) \quad , \quad i = 1, 2 \\ \Psi_i = & E_i \cos(\gamma \beta^2 x) + F_i \sin(\gamma \beta^2 x) \end{cases} \quad (4.11)$$

En s'appuyant sur les équations (4.2), les conditions aux limites et de continuité de la structure peuvent alors être réécrites comme suit :

Poutre 1 extrémité encastree

$$\begin{cases} w_1(0) = 0 \\ w'_1(0) = 0 \\ \varphi_1(0) = 0 \end{cases} \Leftrightarrow \begin{cases} \Phi_1(0) = 0 \\ \Phi'_1(0) = 0 \\ \Psi_1(0) = 0 \end{cases} \quad (4.12)$$

Continuité poutre 1 / poutre 2

$$\begin{cases} w_1(1) = w_2(0) \\ w'_1(1) = -\varphi_2(0) \\ \varphi_1(1) = w'_2(0) \\ M_1(1) = N_2(0) \\ N_1(1) = -M_2(0) \\ T_1(1) = -T_2(0) \end{cases} \Leftrightarrow \begin{cases} \Phi_1(1) = \Phi_2(0) \\ \Phi'_1(1) = -\Psi_2(0) \\ \Psi_1(1) = \Phi'_2(0) \\ \frac{EI_1}{GJ_2} \Phi''_1(1) = \Psi'_2(0) \\ \frac{GJ_1}{EI_2} \Psi'_1(1) = -\Phi''_2(0) \\ \frac{EI_1}{EI_2} \Phi'''_1(1) = -\Phi'''_2(0) \end{cases} \quad (4.13)$$

Poutre 2 extrémité libre

$$\begin{cases} M_2(-\bar{H}) = 0 \\ T_2(-\bar{H}) = 0 \\ N_2(-\bar{H}) = 0 \end{cases} \Leftrightarrow \begin{cases} \Phi''_2(-\bar{H}) = 0 \\ \Phi'''_2(-\bar{H}) = 0 \\ \Psi'_2(-\bar{H}) = 0 \end{cases} \quad (4.14)$$

Pour déterminer les pulsations  $\omega$  des modes propres de vibrations de la structure, on peut alors exprimer ces conditions aux limites et de continuité sous la forme :

$$M(\beta) V = 0 \quad \text{avec} \quad V = [A_1 \ B_1 \ C_1 \ D_1 \ A_2 \ B_2 \ C_2 \ D_2 \ E_1 \ F_1 \ E_2 \ F_2]^T \quad (4.15)$$

où la matrice  $M(\beta)$  est définie par les conditions aux limites et de continuité telle que :

$$M(\beta) = \begin{bmatrix} \Phi_1(0) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \Phi'_1(0) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \Psi_1(0) & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \Phi_1(1) & -\Phi_2(0) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \Phi'_1(1) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \Psi_2(0) & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\Phi'_2(0) & \Psi_1(1) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ EI_1 \Phi''_1(1) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -GJ_2 \Psi'_2(0) & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & EI_2 \Phi''_2(0) & GJ_1 \Psi'_1(1) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ EI_1 \Phi'''_1(1) & EI_2 \Phi'''_2(0) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \Phi''_2(-\bar{H}) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \Phi'''_2(-\bar{H}) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \Psi'_2(-\bar{H}) & 0 \end{bmatrix} \quad (4.16)$$

où chaque ligne correspond à une condition et chaque colonne à un des coefficients  $[A_i \ B_i \ C_i \ D_i \ E_i \ F_i]$ .

Pour simplifier la lecture, les fonctions  $\underline{\Phi}$  et  $\underline{\Psi}$  utilisées ici correspondent aux vecteurs déduits des solutions présentées en (4.11) tels que  $\Phi_i(x) = \underline{\Phi}_i(x)[A_i \ B_i \ C_i \ D_i]^T$ , avec  $\underline{\Phi}_i(x) = [\cos(\delta_i \beta x) \ \sin(\delta_i \beta x) \ \cosh(\delta_i \beta x) \ \sinh(\delta_i \beta x)]$ , et  $\Psi_i(x) = \underline{\Psi}_i(x)[E_i \ F_i]^T$ , avec  $\underline{\Psi}_i(x) = [\cos(\gamma \beta^2 x) \ \sin(\gamma \beta^2 x)]$ .

Pour déterminer les modes propres de la structure (fréquences propres et déformées modales) nous cherchons les solutions non-triviales du système (4.15) et donc pour lesquelles  $\det(M) = 0$ . Les valeurs de  $\beta$  (et donc de  $\omega$ ) annulant le déterminant de la matrice  $M$  correspondent alors aux pulsations propres de la structure.

Sachant que  $\beta^4 = \omega^2$  et  $\omega = 2\pi f$ , avec  $f$  la fréquence propre, on déduit alors de ces valeurs les fréquences des modes propres de la structure. Il reste à noter que ces fréquences sont encore adimensionnées, les fréquences dimensionnées s'obtenant en utilisant la formule de redimensionnement suivante issue des équations (4.6) :

$$f = \frac{\beta^2}{2\pi L^2} \sqrt{\frac{EI_1}{\rho S_1}} \quad (4.17)$$

Les déformées modales associées à ces modes propres, correspondant aux solutions (4.11), peuvent alors être déterminées en calculant les coefficients inconnus  $[A_i \ B_i \ C_i \ D_i \ E_i \ F_i]$  pour une fréquence propre donnée.

Pour cela, le déterminant  $\det(M)$  étant nul, le système (4.15) est alors un système homogène singulier pour lequel il existe une infinité de solutions  $V$ . Pour déterminer les valeurs non-nulles des coefficients  $V = [A_i \ B_i \ C_i \ D_i \ E_i \ F_i]$  solutions de ce système, il est possible de normaliser les modes propres en fixant arbitrairement la valeur de l'un des coefficients (par exemple  $F_2 = 1$ ), puis de définir un nouveau système non-homogène (possédant une solution unique) à résoudre. A partir de la matrice  $M$  de taille  $(n \times n)$ , on peut définir une matrice  $M^*$  de taille  $(n-1 \times n-1)$  (en neutralisant la ligne et la colonne correspondant à ce coefficient, en l'occurrence la dernière ligne et la dernière colonne) ainsi qu'un vecteur  $S^*$  de longueur  $n-1$  (correspondant à la colonne neutralisée). Enfin, en notant  $V^*$  le nouveau vecteur de coefficients inconnus, on peut exprimer le nouveau système non-homogène à résoudre tel que  $M^* S^* = V^*$ . Les coefficients inconnus restant peuvent alors être calculés.

Une fois les coefficients déterminés, il est alors possible d'obtenir les déformées modales, dont l'amplitude restera relative au coefficient de normalisation près, en les injectant dans les solutions (4.11).

Rappelons, comme le détaille [104], que cette méthode est un cas particulier des méthodes dites spectrales. Ces méthodes sont notamment liées aux possibles difficultés générées par un mauvais conditionnement de la matrice  $M(\beta)$  définie par les conditions aux limites et de continuité. En effet, lors de l'opération de neutralisation d'une ligne et d'une colonne, il est dans certains cas possible que la matrice résultante soit alors mal conditionnée, empêchant donc la résolution et l'obtention des coefficients recherchés. Pour palier à ce type de problèmes, d'autres algorithmes de résolution, comme ceux décrits par [105, 106], proposent une détermination indirecte des fréquences propres. Par exemple, l'utilisation d'un algorithme calculant le nombre de modes existants sous une fréquence arbitraire puis itérant sur une bande fréquentielle jusqu'à obtenir la valeur d'une fréquence propre à une tolérance près, comme l'explique [107].

Néanmoins, bien que ces algorithmes présentent l'avantage de toujours permettre la résolution du système et l'obtention des coefficients, ils restent relativement complexes à mettre en œuvre et il ne nous a pas été ici nécessaire de les utiliser pour résoudre notre système, celui-ci n'ayant pas présenté de problèmes de conditionnement.

### 4.1.3 Fonctions de Réponse en Fréquence

Afin de tracer les déformées de la structure, nous nous concentrons sur les Fonctions de Réponse en Fréquence en flexion. En effet, seules ces dernières traduisent le déplacement transversal observable lors de la déformation de la structure.

D'après les théories de la mécanique vibratoire classique [108], les variables de déformations en flexion  $w(x, t)$  et en torsion  $\varphi(x, t)$ , satisfaisant les équations (4.1), peuvent s'exprimer par superposition modale comme suit :

$$\begin{cases} w_i(x, t) = \sum_{n=1}^N \Phi_i^{(n)}(x)q_n(t) \\ \varphi_i(x, t) = \sum_{n=1}^N \Psi_i^{(n)}(x)q_n(t) \end{cases} \quad (4.18)$$

avec  $n$  le numéro du mode,  $N$  le nombre de modes considérés,  $\Phi_i^{(n)}(x)$  et  $\Psi_i^{(n)}(x)$  les déformées modales en flexion et torsion du mode  $n$ , c'est-à-dire les solutions spatiales déterminées précédemment, et  $q_n(t)$  la solution temporelle.

À partir des équations dans le domaine spatial (4.10) et de l'utilisation des propriétés d'orthogonalité suivantes entre deux modes propres  $p$  et  $q$  :

$$\begin{cases} \sum_{i=1}^2 \int_0^{L_i} [\rho S_i \Phi_i^{(p)} \Phi_i^{(q)} + \rho J_i \Psi_i^{(p)} \Psi_i^{(q)}] dx = m_p \delta_{pq} \\ \sum_{i=1}^2 \int_0^{L_i} [EI_i \Phi_i^{(p)} \Phi_i^{(q)} + GJ_i \Psi_i^{(p)} \Psi_i^{(q)}] dx = \omega_p^2 m_p \delta_{pq} \end{cases} \quad (4.19)$$

on a  $m_n$  et  $k_n = \omega_n^2 m_n$ , respectivement la masse et la raideur modale d'un mode  $n$  qui s'expriment tels que :

$$\begin{cases} \sum_{i=1}^2 \int_0^{L_i} [\rho S_i \Phi_i^{(n)2} + \rho J_i \Psi_i^{(n)2}] dx = m_n \\ \sum_{i=1}^2 \int_0^{L_i} [EI_i \Phi_i^{(n)2} + GJ_i \Psi_i^{(n)2}] dx = m_n \omega_n^2 \end{cases} \quad (4.20)$$

avec  $L_i$  la longueur de la poutre  $i$ .

À partir des équations (4.1), (4.18) et (4.20), on peut obtenir l'expression :

$$\ddot{q}_n + 2\xi_n \omega_n \dot{q}_n + \omega_n^2 q_n = \frac{Q_n}{m_n} \quad (4.21)$$

avec  $\xi_n$  le taux d'amortissement du mode  $n$  et  $Q_n = \sum_{i=1}^2 \int_0^{L_i} P_i \Phi_i^{(n)} dx$  l'effort appliqué sur la structure.

En modélisant l'actionnement électromagnétique comme une force ponctuelle périodique appliquée en un point  $x_0$  avec une amplitude  $P_0$  et définie comme

$P_i(x, t) = P_0\delta(x - x_0) \cos(\Omega t)$ , on peut alors obtenir à partir de l'équation précédente l'expression suivante :

$$\ddot{q}_n + 2\xi_n\omega_n\dot{q}_n + \omega_n^2q_n = \frac{P_0\Phi_i^{(n)}(x_0)}{m_n} \quad (4.22)$$

On peut alors déduire à partir des équations (4.18) en flexion et (4.22), l'expression de la Fonction de Réponse en Fréquence sur un point  $x$  telle que :

$$\frac{w_i^*(x, \Omega)}{P_0} = \sum_{n=1}^N \frac{\Phi_i^{(n)}(x)\Phi_i^{(n)}(x_0)}{m_n} H_n(\Omega) \quad (4.23)$$

avec  $H_n(\Omega) = \frac{1}{\omega_n^2 - \Omega^2 + 2j\xi_n\Omega\omega_n}$  et  $w(x, t) = \text{Re}[w^*(x, \Omega)e^{j\Omega t}]$ .

A partir de ce résultat, on peut alors obtenir l'amplitude ( $20 \log_{10}(|w^*(x, \Omega)/P_0|)$ ) ainsi que la phase ( $\arg(w^*(x, \Omega)/P_0)$ ) de cette Fonction de Réponse en Fréquence (FRF) comme illustré dans l'exemple donné en Fig. 2.7(c,d) (p. 33) sur un prototype complet.

#### 4.1.4 Nœud entre trois poutres

Pour étendre cette méthode de modélisation à l'intégralité du squelette d'un prototype, il est possible d'utiliser des assemblages élémentaires de poutres afin de recomposer la totalité de la structure.

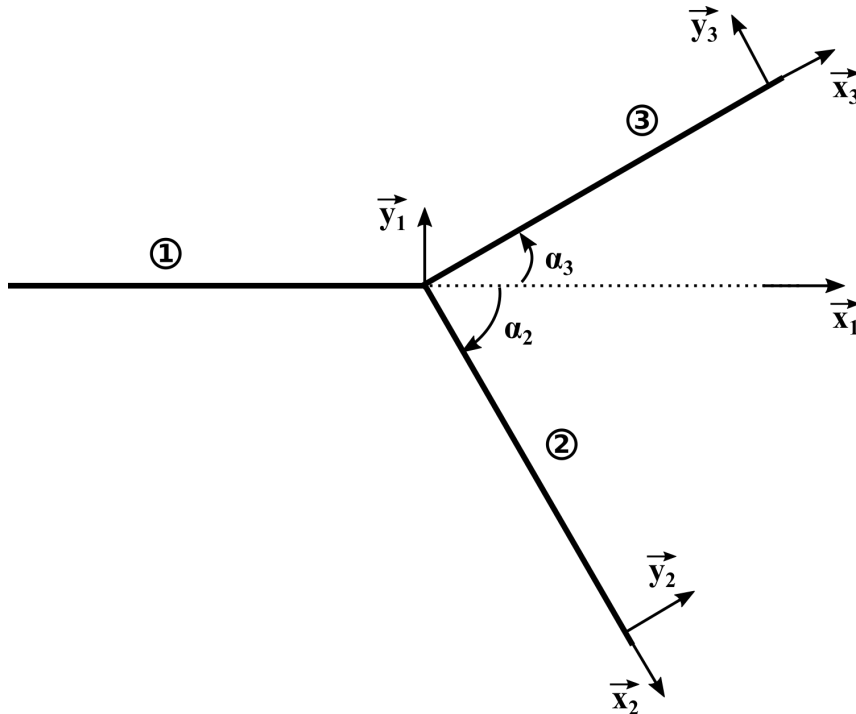


FIGURE 4.2 – Schéma d'un assemblage élémentaire de trois poutres utilisé pour la modélisation complète de la structure d'un prototype.

Comme montré en Fig. 4.2, ces structures élémentaires sont constituées de trois poutres assemblées. Le repère  $(\vec{x}_1, \vec{y}_1)$  de la poutre 1 est utilisé comme repère de

référence, permettant alors de définir l'inclinaison des poutres 2 et 3 respectivement par les angles  $\alpha_2$  et  $\alpha_3$ . En projetant les repères respectifs des poutres 2 et 3,  $(\vec{x}_2, \vec{y}_2)$  et  $(\vec{x}_3, \vec{y}_3)$ , dans le repère  $(\vec{x}_1, \vec{y}_1)$  de la poutre 1, on obtient alors :

$$\begin{cases} \vec{x}_2 = \cos(\alpha_2)\vec{x}_1 + \sin(\alpha_2)\vec{y}_1 \\ \vec{y}_2 = -\sin(\alpha_2)\vec{x}_1 + \cos(\alpha_2)\vec{y}_1 \end{cases} \quad \begin{cases} \vec{x}_3 = \cos(\alpha_3)\vec{x}_1 + \sin(\alpha_3)\vec{y}_1 \\ \vec{y}_3 = -\sin(\alpha_3)\vec{x}_1 + \cos(\alpha_3)\vec{y}_1 \end{cases} \quad (4.24)$$

La continuité du déplacement transversal  $w$  de flexion entre ces trois poutres peut alors s'écrire :

$$\{ w_1 = w_2 = w_3 \quad (4.25)$$

Le vecteur rotation  $\vec{\omega}_{i/0}$  d'une poutre  $i$  peut également être défini comme la somme d'une rotation de flexion  $\theta_i$  autour de l'axe  $\vec{y}_i$  et d'une rotation  $\varphi_i$  autour de l'axe  $\vec{x}_i$ . On a ainsi :

$$\begin{cases} \vec{\omega}_{1/0} = \varphi_1\vec{x}_1 + \theta_1\vec{y}_1 \\ \vec{\omega}_{2/0} = \varphi_2\vec{x}_2 + \theta_2\vec{y}_2 \\ \vec{\omega}_{3/0} = \varphi_3\vec{x}_3 + \theta_3\vec{y}_3 \end{cases} \quad (4.26)$$

À l'aide des projections (4.24), on a donc :

$$\begin{cases} \vec{\omega}_{1/0} = \varphi_1\vec{x}_1 + \theta_1\vec{y}_1 \\ \vec{\omega}_{2/0} = (\varphi_2 \cos(\alpha_2) - \theta_2 \sin(\alpha_2))\vec{x}_1 + (\varphi_2 \sin(\alpha_2) + \theta_2 \cos(\alpha_2))\vec{y}_1 \\ \vec{\omega}_{3/0} = (\varphi_3 \cos(\alpha_3) - \theta_3 \sin(\alpha_3))\vec{x}_1 + (\varphi_3 \sin(\alpha_3) + \theta_3 \cos(\alpha_3))\vec{y}_1 \end{cases} \quad (4.27)$$

On peut alors exprimer la continuité de rotation entre la poutre 1 et la poutre 2 telle que :

$$\vec{\omega}_{1/0} = \vec{\omega}_{2/0} \Rightarrow \begin{cases} \varphi_1 = \varphi_2 \cos(\alpha_2) - \theta_2 \sin(\alpha_2) \\ \theta_1 = \varphi_2 \sin(\alpha_2) + \theta_2 \cos(\alpha_2) \end{cases} \quad (4.28)$$

et la continuité de rotation entre la poutre 1 et la poutre 3 comme :

$$\vec{\omega}_{1/0} = \vec{\omega}_{3/0} \Rightarrow \begin{cases} \varphi_1 = \varphi_3 \cos(\alpha_3) - \theta_3 \sin(\alpha_3) \\ \theta_1 = \varphi_3 \sin(\alpha_3) + \theta_3 \cos(\alpha_3) \end{cases} \quad (4.29)$$

De même, le moment  $\vec{M}_{tot\ i}$  d'une poutre  $i$  peut s'exprimer comme la somme d'un moment de flexion  $M_i$  autour de l'axe  $\vec{y}_i$  et d'un moment de torsion  $N_i$  autour de l'axe  $\vec{x}_i$ . On peut donc écrire :

$$\begin{aligned} \vec{M}_{tot\ 1} &= N_1\vec{x}_1 + M_1\vec{y}_1 \\ \vec{M}_{tot\ 2} &= N_2\vec{x}_2 + M_2\vec{y}_2 \\ \vec{M}_{tot\ 3} &= N_3\vec{x}_3 + M_3\vec{y}_3 \end{aligned} \quad (4.30)$$

En projetant ces moments dans le repère  $(\vec{x}_1, \vec{y}_1)$  à l'aide de (4.24), on a donc :

$$\begin{aligned} \vec{M}_{tot\ 1} &= N_1\vec{x}_1 + M_1\vec{y}_1 \\ \vec{M}_{tot\ 2} &= (N_2 \cos(\alpha_2) - M_2 \sin(\alpha_2))\vec{x}_1 + (N_2 \sin(\alpha_2) + M_2 \cos(\alpha_2))\vec{y}_1 \\ \vec{M}_{tot\ 3} &= (N_3 \cos(\alpha_3) - M_3 \sin(\alpha_3))\vec{x}_1 + (N_3 \sin(\alpha_3) + M_3 \cos(\alpha_3))\vec{y}_1 \end{aligned} \quad (4.31)$$

L'équilibre en moments du nœud entre les trois poutres s'exprime alors :

$$\vec{M}_{tot\ 1} = \vec{M}_{tot\ 2} + \vec{M}_{tot\ 3} \quad (4.32)$$

soit

$$\begin{aligned} N_1 &= (N_2 \cos(\alpha_2) - M_2 \sin(\alpha_2)) + (N_3 \cos(\alpha_3) - M_3 \sin(\alpha_3)) \\ M_1 &= (N_2 \sin(\alpha_2) + M_2 \cos(\alpha_2)) + (N_3 \sin(\alpha_3) + M_3 \cos(\alpha_3)) \end{aligned} \quad (4.33)$$

Enfin, l'équilibre en efforts tranchants du nœud entre les trois poutres peut s'exprimer tel que :

$$T_1 = T_2 + T_3 \quad (4.34)$$

A l'instar de ce qui a été fait précédemment, on peut alors caractériser ces assemblages de poutres par des matrices élémentaires utilisant les conditions de continuité suivantes, déduites des équations (4.25), (4.28), (4.29), (4.33) et (4.34) :

$$\left\{ \begin{array}{l} \Phi_1(1) = \Phi_2(0) \\ \Phi_1(1) = \Phi_3(0) \\ \Phi_1'(1) = \cos(\alpha_2)\Phi_2'(0) - \sin(\alpha_2)\Psi_2(0) \\ \Phi_1'(1) = \cos(\alpha_3)\Phi_3'(0) - \sin(\alpha_3)\Psi_3(0) \\ \Psi_1(1) = \sin(\alpha_2)\Phi_2'(0) + \cos(\alpha_2)\Psi_2(0) \\ \Psi_1(1) = \sin(\alpha_3)\Phi_3'(0) + \cos(\alpha_3)\Psi_3(0) \\ EI_1\Phi_1''(1) = -EI_2\cos(\alpha_2)\Phi_2''(0) + EI_3\cos(\alpha_3)\Phi_3''(0) \\ \quad \quad \quad -GJ_2\sin(\alpha_2)\Psi_2'(0) + GJ_3\sin(\alpha_3)\Psi_3'(0) \\ GJ_1\Psi_1'(1) = GJ_2\cos(\alpha_2)\Psi_2'(0) + GJ_3\cos(\alpha_3)\Psi_3'(0) \\ \quad \quad \quad +EI_2\sin(\alpha_2)\Phi_2''(0) + EI_3\sin(\alpha_3)\Phi_3''(0) \\ EI_1\Phi_1'''(1) = EI_2\Phi_2'''(0) + EI_3\Phi_3'''(0) \end{array} \right. \quad (4.35)$$

Les deux premières conditions imposent la continuité du déplacement transversal entre les trois poutres à partir de l'équation(4.25). Les quatre conditions suivantes assurent à la fois la continuité de la rotation en flexion entre les 3 poutres ainsi que l'égalité entre rotation de torsion d'une poutre et la rotation en flexion de l'autre en fonction de l'angle les reliant à partir des équations (4.28) et (4.29). Les deux conditions qui suivent permettent de relier les moments de flexion et de torsion entre les trois poutres à partir de l'équation (4.33). Enfin, la dernière condition impose l'équilibre des efforts tranchants à partir de l'équation (4.34).

## 4.2 Application à une aile de type "L"

Dorénavant, nous disposons de toutes les conditions et équations nécessaires pour simuler le comportement dynamique de la structure complète d'un prototype.

### 4.2.1 Modèle

Afin d'illustrer la méthode et d'identifier les paramètres essentiels, nous commençons par modéliser et simuler un prototype doté d'ailes de géométrie relativement simple, c'est-à-dire avec un minimum de paramètres. Il est évident que plus la géométrie de l'aile sera complexe, plus ce nombre de paramètres sera croissant. La géométrie choisie intuitivement pour cette première approche est celle du "L", présentée Fig. 4.1, et sur laquelle sont rajoutées des contraintes supplémentaires. Cette géométrie se rapproche grossièrement de l'allure d'une aile d'insecte puisque l'on simule le bord d'attaque et la corde par des poutres équivalentes. Comme illustré en Fig. 4.3, on raccorde alors à ce modèle d'aile en "L" (poutres 4 et 5, correspondant

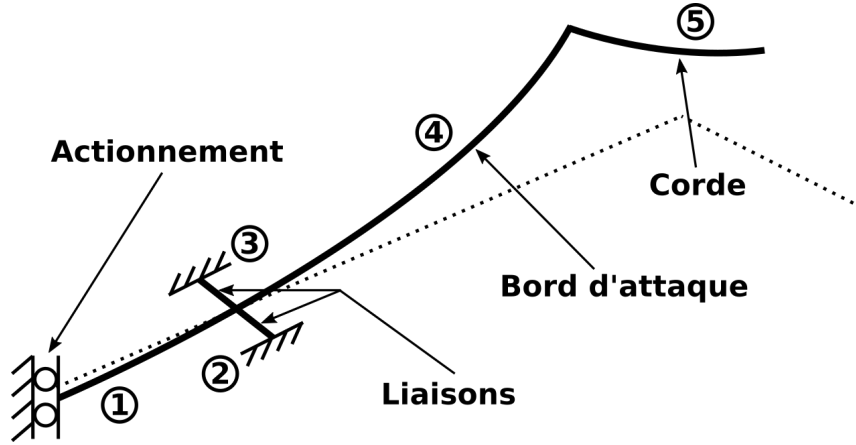


FIGURE 4.3 – Schéma d'une aile de type "L" avec liaisons et actionnement

respectivement au bord d'attaque et à la corde) les liaisons au thorax (poutres 2 et 3) ainsi qu'une poutre transmettant l'actionnement (poutre 1).

Nos prototypes et les conditions d'actionnement étant symétriques, dans un premier temps, il est possible de n'en simuler qu'une moitié. Comme montré en Fig. 4.3, la symétrie au niveau de l'actionnement peut être représentée par des conditions aux limites de type guide imposées sur la poutre 1 telles que :

$$\begin{aligned} & \text{Poutre 1 extrémité guidée} \\ & \begin{cases} w_1'(0) = 0 \\ T_1(0) = 0 \\ N_1(0) = 0 \end{cases} \Leftrightarrow \begin{cases} \Phi_1'(0) = 0 \\ \Phi_1'''(0) = 0 \\ \Psi_1'(0) = 0 \end{cases} \end{aligned} \quad (4.36)$$

ces conditions imposant un déplacement transverse libre et une rotation bloquée en flexion (pente nulle) mais laissée libre en torsion sur cette extrémité.

Le thorax est considéré infiniment rigide en comparaison du reste de la structure car son épaisseur est plus de trois fois plus grande que celle d'une veine. Les conditions aux limites imposées sur les poutres modélisant les liaisons (poutres 2 et 3) sont donc choisies de type encastrement comme suit :

$$\begin{aligned} & \text{Poutres 2/3 extrémité encastree} \\ & \begin{cases} w_{2/3}(0) = 0 \\ w_{2/3}'(0) = 0 \\ \varphi_{2/3}(0) = 0 \end{cases} \Leftrightarrow \begin{cases} \Phi_{2/3}(0) = 0 \\ \Phi_{2/3}'(0) = 0 \\ \Psi_{2/3}(0) = 0 \end{cases} \end{aligned} \quad (4.37)$$

ces conditions imposant un déplacement transverse nul et une rotation bloquée en flexion comme en torsion sur ces extrémités.

L'extrémité de la corde (poutre 5) est quant à elle laissée libre, comme vu en section 4.1.1.

La continuité entre chaque poutre est assurée par les conditions de continuité détaillées auparavant par les équations (4.35).

Les paramètres matériaux utilisés sont ceux de la résine polymère SU-8 soit une masse volumique  $\rho = 1227 \text{ kg.m}^{-3}$ , un module d'Young  $E = 2 \text{ GPa}$  et un coefficient de Poisson  $\nu = 0.22$  (grandeur sans unité déterminant le module de Coulomb  $G = E/(2(1 + \nu))$ ).

### 4.2.2 Analyse modale

Pour cette première approche, les paramètres géométriques choisis, en termes de longueurs et sections des poutres, sont présentés en Tab. 4.1.

	Poutre 1	Poutres 2/3	Poutre 4	Poutre 5
Longueur (cm)	$l_1 = \frac{L}{2} = 0.5$	$l_{2/3} = \frac{L}{10} = 0.1$	$l_4 = L = 1$	$l_5 = \frac{L}{2} = 0.5$
Section ( $\mu\text{m} \times \mu\text{m}$ )	$80 \times 80$	$40 \times 40$	$80 \times 80$	$80 \times 80$

TABLE 4.1 – Caractéristiques géométriques des poutres utilisées pour la simulation d'une aile de type "L" (cf. Fig. 4.3)

A titre d'exemple nous nous appuyons sur une longueur caractéristique  $L = 1$  cm, définissant la longueur du bord d'attaque  $l_4$  (poutre 4), une distance d'actionnement par rapport au thorax de 5 mm (poutre 1 de longueur  $l_1 = \frac{L}{2}$ ), des liaisons de longueurs 1 mm (poutres 2 et 3, longueurs  $l_{2/3} = \frac{L}{10}$ ) et une corde de longueur 5 mm (poutre 5 de longueur  $l_5 = \frac{L}{2}$ ). Comme la méthode de fabrication impose des sections parallélépipédiques, des sections carrées de  $80 \mu\text{m}$  par  $80 \mu\text{m}$  pour les veines de l'aile (poutres 1, 4 et 5) et de  $40 \mu\text{m}$  par  $40 \mu\text{m}$  pour les liaisons (poutres 2 et 3) ont été choisis.

Les déformées modales obtenues pour cette aile, par application de la méthode d'analyse modale, sont illustrées en Fig. 4.4.

On peut alors observer que la structure présente en basse fréquence deux modes propres possédant des déformées modales correspondant aux mouvements recherchés : un mode de battement (Fig. 4.4.a), pour lequel les extrémités du bord d'attaque et de la corde sont en phase, et un mode de torsion (Fig. 4.4.b), pour lequel celles-ci sont en opposition de phase. Ce résultat est d'autant plus remarquable que ces deux modes sont, comme nous le constaterons par la suite, toujours les deux premiers modes de la base modale de la structure.

On peut aussi constater que dans le cas du mode de battement, la torsion le long du bord d'attaque reste quasiment constante, tandis que dans le cas du mode de torsion, cette dernière augmente de manière monotone en s'éloignant des liaisons au thorax. De plus, un résultat notable est que, dans ces deux cas, les liaisons au thorax se déforment peu en flexion et que leur déformation en torsion reste limitée (diminuant ainsi les risques de ruptures de ces liaisons).

Après analyse des déformées propres des modes de rang plus élevés (Figs. 4.4.c à 4.4.j), on peut tout d'abord constater que ces dernières sont principalement caractérisées par une ondulation de la poutre composant le bord d'attaque. Ces déformations du bord d'attaque rendent donc ces modes inutilisables dans le cadre de notre application, celui-ci restant centré autour de sa position non-déformée.

On peut également noter que la torsion du bord d'attaque est esclave de sa flexion, du fait de l'inertie ajoutée due à la présence de la corde à son extrémité, ainsi aucun mode de pure torsion ne peut être observé. Ce comportement est également logique puisque les premiers modes de torsion d'une poutre sont généralement plus haut en fréquence que ceux de flexion. À partir des équations (4.10), on peut en effet déduire que, dans le cas d'une poutre unique de longueur  $L$  et d'épaisseur  $h$ ,



le rapport entre la pulsation d'un mode de flexion et d'un mode de torsion équivaut à :

$$\frac{\omega_{tor}}{\omega_{flex}} = \frac{\delta^2}{\gamma} = \sqrt{\frac{6}{1+\nu}} \frac{L}{h} \quad (4.38)$$

ainsi comme  $L \gg h$  alors  $\omega_{tor} \gg \omega_{flex}$ .

Il est aussi à noter que la torsion le long de la corde (poutre 5) reste constante quel que soit le mode, son extrémité étant laissée libre de toute inertie supplémentaire. Les modes qui l'influencent sont alors de plus haute fréquence.

### 4.2.3 Conclusions de l'analyse modale

Cette première analyse modale nous a donc aidé à mettre en évidence une propriété remarquable de ce type de structure : l'existence de deux modes propres dont les déformées modales correspondent respectivement au mouvement de battement et au mouvement de torsion que nous cherchons à obtenir. Ce résultat est d'autant plus significatif que ces deux modes sont les deux premiers de la base modale de la structure, c'est-à-dire qu'ils se trouvent en basse fréquence et sont successifs dans cette base modale, permettant ainsi d'envisager leur couplage par leur rapprochement fréquentiel. Enfin nous montrerons par la suite que ces propriétés peuvent être observées sur différents types de structures, démontrant ainsi la robustesse et la validité de notre concept.

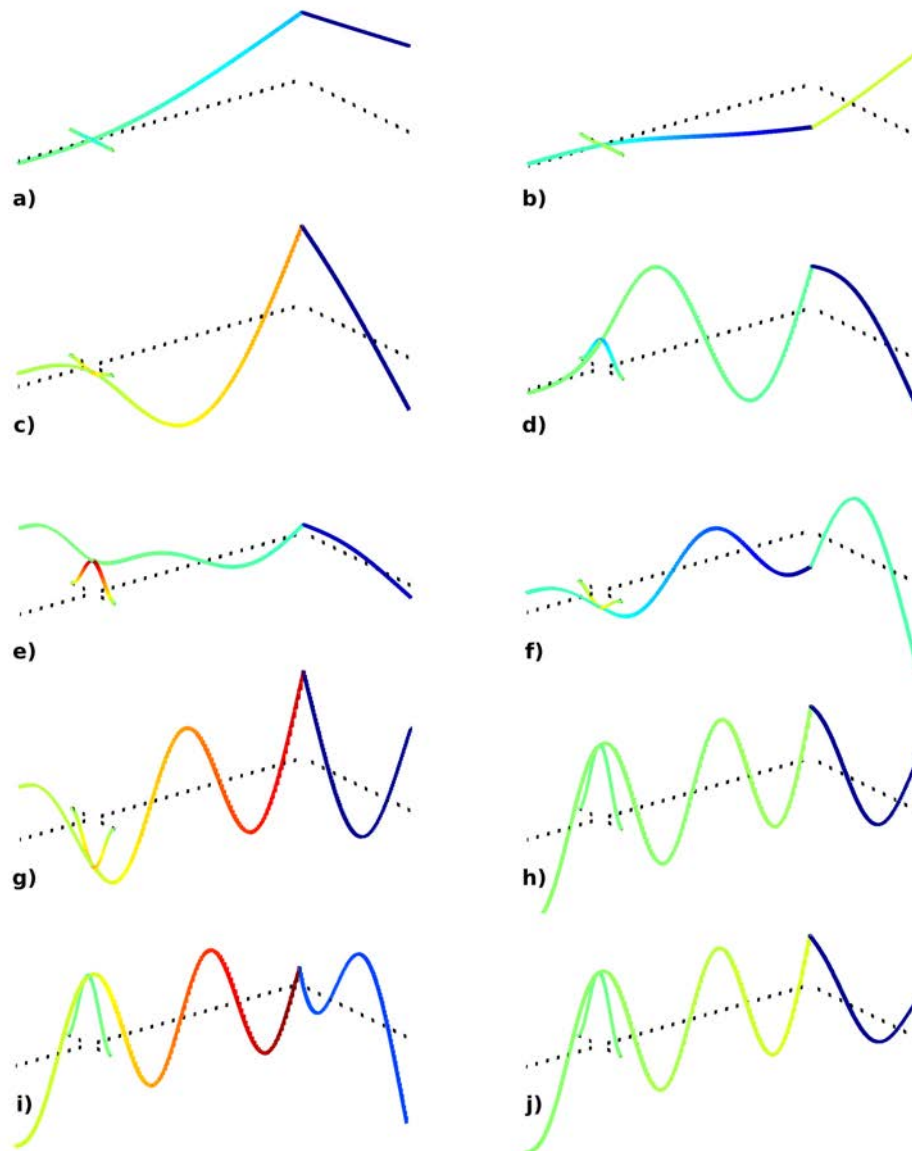


FIGURE 4.4 – Déformées modales en flexion (poutres déformées) et torsion (variations de couleur) des 10 premiers modes de la structure d'aile de type "L" (structure non-déformée en trait pointillé)

### 4.2.4 Fonction de Réponse en Fréquence

Comme cette première analyse des déformées modales a montré que les deux premiers modes de la structure correspondent aux mouvements que nous recherchons, nous pouvons dorénavant limiter notre étude à ceux-ci ainsi qu'à la bande fréquentielle les contenant.

Les deux modes retenus sont illustrés en Fig. 4.5.a et .b. La membrane de l'aile n'est tracée ici qu'à la seule fin de faciliter la lisibilité des déformées en interpolant sa position à partir des positions du bord d'attaque et de la corde. Rappelons que son effet mécanique et structural n'est pas pris en compte dans le calcul.

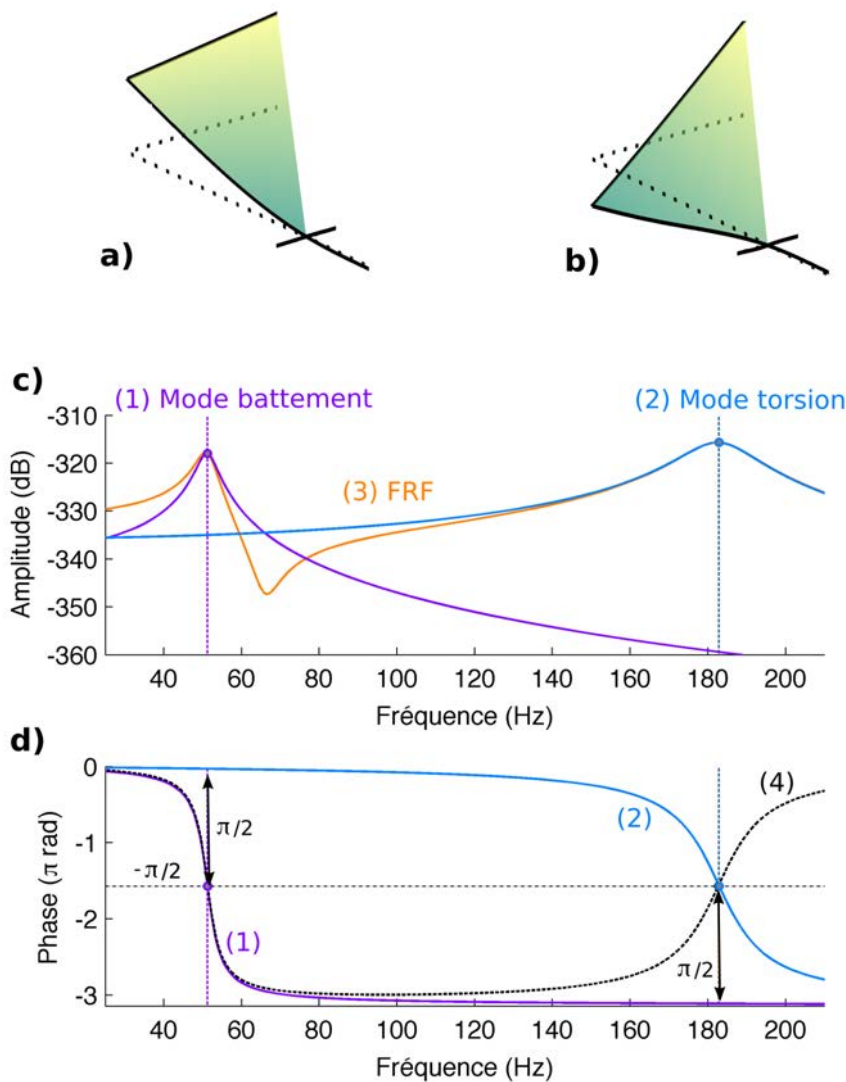


FIGURE 4.5 – Simulation d'une aile de type "L" avec liaisons et actionnement. Déformées modales en a) battement et b) torsion (structure non-déformée en trait pointillé). FRF d'un point de la structure en bout de bord d'attaque : c) amplitudes des coordonnées modales de (1) battement et (2) torsion et (3) amplitude de la superposition de ces modes ; d) phases en battement (1) et torsion (2) ainsi que leur différence (4).

Lorsque l'on s'intéresse à la FRF (Fig. 4.5.c) d'un point de la structure par rapport au point d'actionnement, le point choisi ici est en bout de bord d'attaque, ainsi qu'à ses composantes modales sur la bande fréquentielle retenue, on peut observer que les fréquences des deux modes sont relativement éloignées l'une de l'autre : l'écart est de plus de 100 Hz.

La conséquence de cet écart fréquentiel est mise en lumière par les courbes de phases montrées en Fig. 4.5.d. En effet, lorsque l'on étudie la différence de phase entre les modes de battement (courbe (1)) et de torsion (courbe (2)) représentée par la courbe (4), il apparaît clairement que les fréquences de quadrature (différence de  $\pi/2$ ) entre les deux modes sont quasiment confondues avec les fréquences de résonance de ces derniers. Si l'on se rapporte aux amplitudes des modes à ces fréquences (Fig. 4.5.c), on remarque que cet éloignement fréquentiel implique que sur chacune des fréquences de quadrature un des deux modes possède alors une amplitude bien plus importante que l'autre. Par conséquent, une excitation à ces fréquences résultera en une déformée opérationnelle pour laquelle la déformée modale du mode correspondant sera prédominante. Ainsi, la première fréquence de quadrature n'engendrera qu'une cinématique de battement dont l'amplitude de torsion sera quasi-inexistante et, à l'inverse, la seconde fréquence de quadrature ne produira qu'un mouvement de torsion sans battement. En conclusion, cette configuration de la structure de l'aile rend donc impossible la création d'une cinématique de couplage entre un mouvement de flexion et un mouvement de torsion, puisque les fréquences des modes ne peuvent être rapprochées comme le montre la Fig. 4.6.

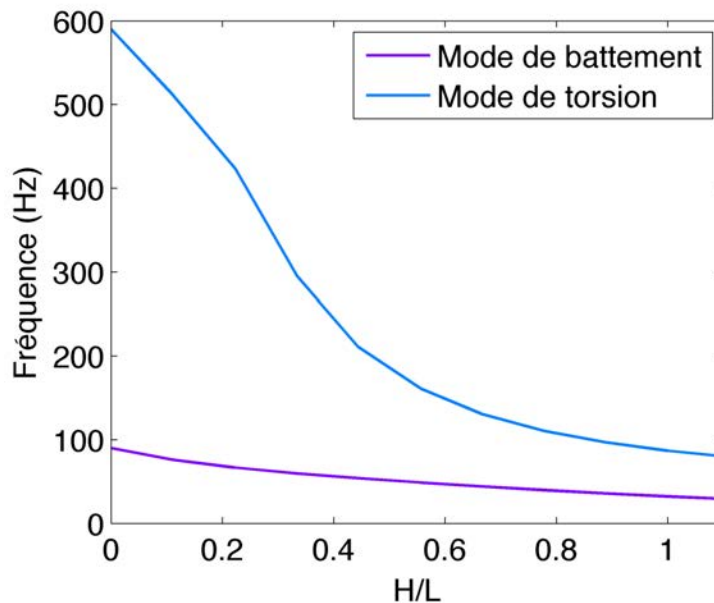


FIGURE 4.6 – Etude paramétrique menée sur l'aile de type "L" avec liaisons et actionnement : évolution des fréquences du mode de battement et du mode de torsion en fonction de la longueur de la corde.

#### 4.2.5 Influence des paramètres géométriques

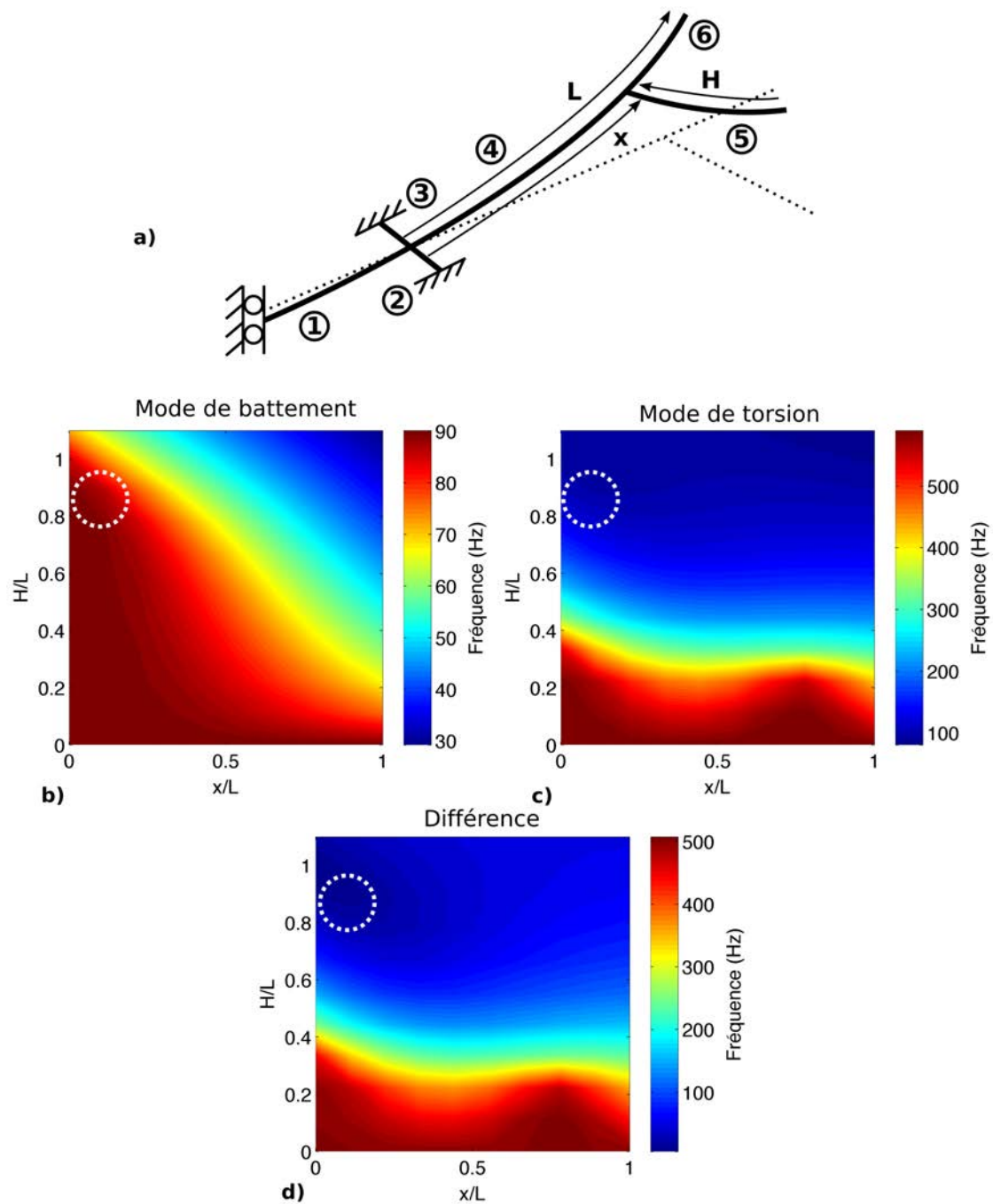


FIGURE 4.7 – Etude paramétrique menée sur l'aile de type "L" avec liaisons et actionnement : a) schéma des paramètres géométriques utilisés; évolutions de b) la fréquence du mode de battement, c) la fréquence du mode de torsion et de d) leur écart fréquentiel en fonction de la longueur de la corde  $H$  (ordonnées) et de sa position  $x$  (abscisses) (zones optimales en pointillés).

Cette première approche à l'aide d'une géométrie simple montre que pour mettre en œuvre le concept de couplage modal à la quadrature présenté dans le chapitre 2 en Fig. 2.7 (p. 33), il est primordial de rapprocher le plus possible les fréquences des deux modes afin de permettre leur couplage. Il est donc essentiel d'identifier comment les paramètres géométriques de la structure influent sur les fréquences de ces modes.

Dans ce but, comme illustré en Fig. 4.7.a, nous commençons par une étude paramétrique pour observer l'évolution des fréquences en fonction de deux paramètres géométriques de la structure : la longueur de la corde  $H$  et sa position  $x$  le long du bord d'attaque. La position des liaisons ainsi que les sections sont ici gardées constantes et les longueurs des poutres 1, 2 et 3 sont les mêmes que dans le cas précédent afin de limiter le nombre de paramètres.

L'évolution de la fréquence de chacun des modes en fonction des deux paramètres est présentée en Figs. 4.7.b et 4.7.c.

A partir de la surface paramétrique obtenue pour l'évolution fréquentielle du mode de torsion (Fig. 4.7.c), on peut remarquer que la variation de la position  $x$  de la corde sur le bord d'attaque n'a quasiment aucune influence sur la fréquence du mode de torsion tandis que l'influence de la variation de la longueur  $H$  de la corde est bien plus significative. En effet, l'augmentation de la longueur de la corde entraîne une diminution de la fréquence du mode de torsion et ce quelle que soit sa position.

Ces tendances peuvent être expliquées par le fait que la rotation en torsion évolue de manière monotone le long du bord d'attaque. Ainsi, la position de la corde sur ce dernier n'influe pas sur la valeur de la fréquence, l'inertie ajoutée par la corde ne variant alors pas en fonction de sa position. En revanche comme une variation de la longueur de la corde entraîne une variation de cette inertie, celle-ci impactera bien la valeur de la fréquence.

L'évolution fréquentielle du mode de battement, représentée par la surface paramétrique donnée en Fig. 4.7.b, montre quant à elle une forte dépendance aux deux paramètres. Si la fréquence du mode de battement semble peu sensible à la longueur de la corde  $H$  lorsque celle-ci se trouve à proximité des liaisons au thorax c'est-à-dire pour  $x/L$  faible, cette sensibilité s'accroît avec son éloignement du thorax. En conséquence, l'augmentation de la distance corde-thorax ( $x/L$ ) implique une influence grandissante de la longueur de la corde sur la fréquence du mode de battement qui diminue alors de façon croissante.

On peut expliquer physiquement ces tendances par le fait que le déplacement transverse de flexion augmente le long du bord d'attaque, ainsi une inertie positionnée en un point où ce déplacement est faible (à proximité du thorax) aura peu d'impact sur la fréquence tandis que si cette inertie se trouve en un point où le déplacement transverse est important (extrémité du bord d'attaque), son influence sur la fréquence en sera d'autant plus forte.

Comme l'objectif est de rapprocher les fréquences des deux modes, tout en augmentant la fréquence du mode de battement et en diminuant celle du mode de torsion, ces constatations impliquent le compromis suivant : il s'agit ici d'opter pour une structure d'aile avec d'une part, une corde se trouvant à proximité du thorax afin de minimiser le rôle de la longueur de la corde sur la fréquence du mode de battement que l'on cherche à augmenter et d'autre part, de garder une longueur suffisante de sorte à diminuer la fréquence du mode de torsion. Cette longueur de

corde doit néanmoins rester inférieure à celle du bord d'attaque. En effet, on peut observer en Fig. 4.7.b que, pour une longueur de corde dépassant celle du bord d'attaque, la fréquence du mode de battement tendra à chuter rapidement et ce même pour une position proche du thorax.

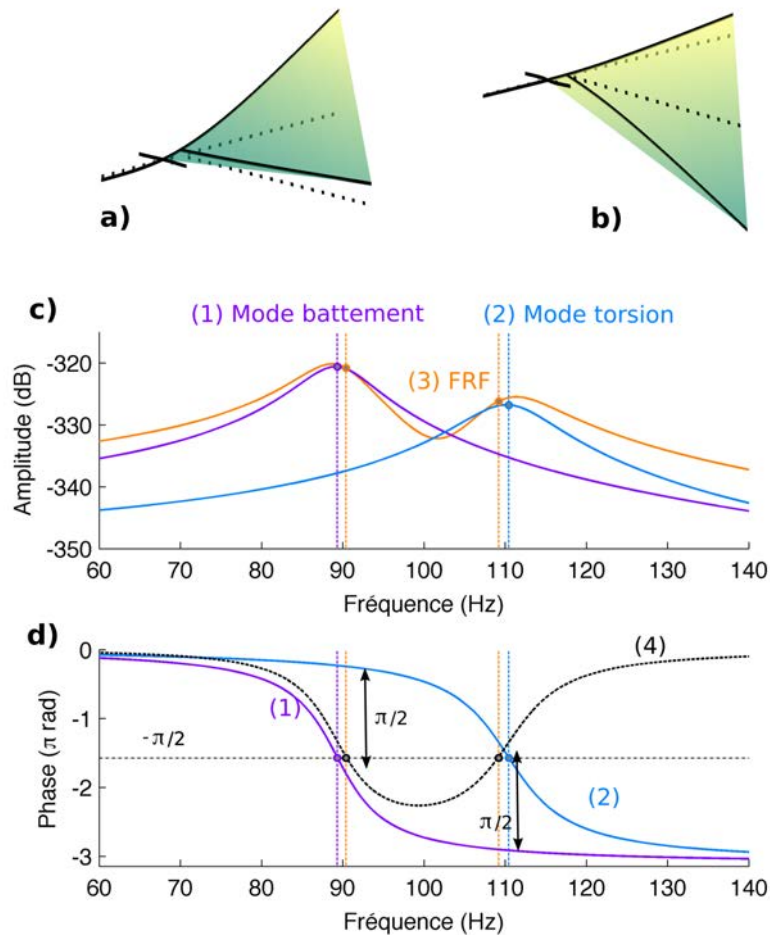


FIGURE 4.8 – Simulation d'une aile de type "L inversé". Déformées modales en a) battement et b) torsion (structure non-déformée en trait pointillé). FRF d'un point de la structure en extrémité de bord d'attaque : c) amplitudes des coordonnées modales de (1) battement et (2) torsion et (3) amplitude de leur superposition ; d) phases en battement (1) et torsion (2) ainsi que leur différence (4).

La simulation d'une structure répondant à ces critères, symbolisés par les zones en pointillés sur les Figs 4.7.b et 4.7.c, confirme les choix proposés puisque l'on retrouve des modes dont les déformées correspondent bien à des mouvements de battement et de torsion de l'aile, comme montré en Figs. 4.8.a et 4.8.b.

En étudiant de façon plus approfondie la FRF prise sur un point de cette nouvelle structure en extrémité de bord d'attaque (Fig. 4.8.c/d), on s'aperçoit que les modes sont bel et bien rapprochés (environ 20 Hz d'écart contre plus de 130 Hz en Fig. 4.5.c/d) et que les amplitudes de chaque mode ne sont plus négligeables aux fréquences de quadrature. L'objectif fixé semble donc atteint.

Après comparaison respectivement des Figs. 4.8.b et 4.8.c avec les Figs. 4.5.b et 4.5.c, on peut néanmoins remarquer que le mode de torsion présente une flexion

du bord d'attaque moins importante que dans le cas de la configuration précédente. Cette perte de déformation du bord d'attaque se concrétisera lors de l'actionnement par une diminution de l'amplitude de battement et de l'inclinaison de l'aile.

De plus, on peut également noter que cette forme d'aile semble peu adaptée à la production de portance. Elle est en effet très éloignée de ce que l'on peut trouver dans la nature et ne présente que peu de membrane dans les zones montrant de grandes amplitudes et générant donc un maximum de poussée [24, 109], c'est-à-dire aux extrémités du bord d'attaque et de la corde.

Bien que cette configuration de la structure de l'aile soit propice à la génération d'une cinématique adaptée à notre application, on se rend compte grâce à cette étude qu'il est nécessaire de mettre en œuvre un procédé d'optimisation plus poussé, prenant en compte d'autres critères que le rapprochement fréquentiel des deux modes étudiés.

### 4.3 Optimisation numérique

Les méthodes d'optimisations peuvent être réparties en trois catégories : les optimisations paramétriques, se basant sur la variation d'un ensemble de paramètres, les optimisations de formes, reposant sur la variation d'un contour sans influencer la topologie, et les optimisations topologiques, s'appuyant sur la variation de la répartition de matière au sein d'un volume.

Afin d'améliorer la cinématique du prototype, nous faisons le choix de nous orienter vers une optimisation paramétrique. L'objectif est de faire varier les différents paramètres géométriques définissant la structure de notre aile, tels que définis en Fig. 4.9, que sont la position ( $H_1$ ) et la longueur ( $L$ ) des liaisons au thorax ainsi que la position ( $H_2$ ), l'inclinaison ( $\theta_1$ ,  $\theta_2$  et  $\theta_3$ ) et la longueur ( $W_1$ ,  $W_2$  et  $W_3$ ) des différentes veines composant l'aile.

L'obtention d'une solution optimale à l'aide d'une méthode d'optimisation se base sur la minimisation d'une fonction coût (aussi appelée fonction objectif) traduisant les critères au regard desquels l'optimisation doit être réalisée. La famille des optimisations paramétriques se divise à nouveau en deux catégories selon la méthode utilisée pour atteindre cet objectif de minimisation de la fonction coût, à savoir les optimisations paramétriques métaheuristiques et non-métaheuristiques [110, 111].

Les fonctions d'optimisations métaheuristiques cherchent à obtenir le minimum global de la fonction coût utilisée. Elles sont généralement basées sur une analogie avec un phénomène physique, tel que les algorithmes génétiques ou encore les résolutions par essaims particulaires, et sont indépendantes de la solution de départ utilisée pour amorcer la résolution. Néanmoins, ce type de fonctions reste d'une relative complexité de mise en œuvre et présente un temps de calcul conséquent avant d'atteindre la solution du problème.

Pour cette optimisation, notre choix s'est porté sur une fonction d'optimisation de type non-métaheuristique. Ce type de fonction d'optimisation permet d'atteindre les minimums locaux de la fonction coût utilisée. La solution obtenue à l'aide de ces fonctions correspondant à un minimum local, celle-ci est alors dépendante du point de départ choisi et n'est donc pas nécessairement l'optimale du problème posé. Néanmoins, ces fonctions présentent l'intérêt de nécessiter un temps de calcul bien plus faible que celui demandé par les fonctions métaheuristiques.



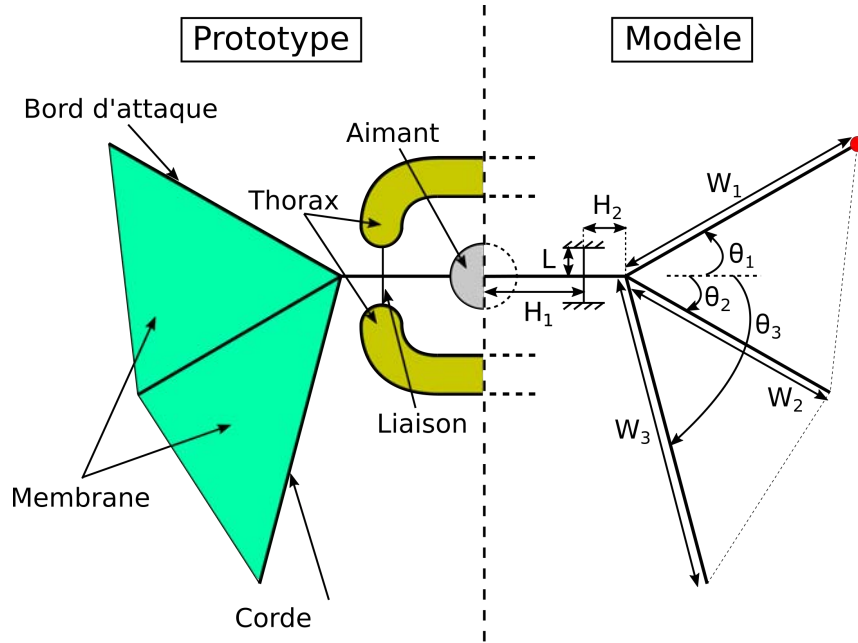


FIGURE 4.9 – Schéma descriptif des paramètres géométriques du modèle structural utilisés pour l’optimisation.

Afin de procéder à l’optimisation de notre structure, il nous est donc tout d’abord nécessaire de définir une fonction coût, reflétant les différents critères à respecter.

Comme nous l’avons abordé dans le chapitre 2 section 2.2 et démontré en section 4.2.4, assurer un couplage adapté entre les deux modes de battement et de torsion requiert leur proximité fréquentielle. Ainsi, le premier critère employé sera de rapprocher le plus possible les deux fréquences de quadrature des modes en flexion et torsion.

Notre second critère est de définir une bande fréquentielle de fonctionnement du prototype, le but étant que la fréquence d’actionnement des ailes du prototype optimisé soit de l’ordre de 100 Hz. Ce critère sert également à éviter que l’algorithme d’optimisation ne tende vers des fréquences expérimentalement aberrantes telles qu’une fréquence nulle.

Le troisième critère est d’être en mesure d’obtenir la plus grande amplitude de mouvement possible tout en conservant un apport équivalent de chaque mode. En effet, un mouvement couplé où l’un des deux modes prédominerait largement n’aurait que peu d’intérêt. Il est donc nécessaire de s’assurer que l’excitabilité des deux modes (rapport entre l’amplitude de l’aile et l’amplitude de l’excitation) soit équivalente pour que la cinématique résultant de leur couplage comporte autant d’amplitude de battement que de torsion.

La fonction coût suivante a donc été établie pour répondre à ces différents critères :

$$C = \alpha |f_{cible} - f_{quad1}| + \beta |f_{quad2} - f_{quad1}| + \gamma \left| \frac{\max_f(A_{battement}) - \max_f(A_{torsion})}{\max(\max_f(A_{battement}), \max_f(A_{torsion}))} \right| \quad (4.39)$$

où :

- $f_{cible}$  représente la fréquence cible dont les deux modes doivent être proches, il est choisi de fixer cette fréquence à 100 Hz,
- $f_{quad1}$  et  $f_{quad2}$  correspondent aux deux fréquences de quadratures de phase entre les deux modes, elles sont obtenues à partir de l'équation (4.23) en calculant la différence de phase entre ces deux modes,
- $A_{battement}$  et  $A_{torsion}$  sont les modules respectifs des FRFs unimodales du mode de battement et du mode de torsion, ils sont obtenus en ne tenant compte que du mode considéré dans l'équation (4.23),
- $\alpha$ ,  $\beta$  et  $\gamma$  sont des coefficients pondérateurs aidant à prioriser ou dévaluer un critère par rapport aux autres vis à vis de son influence sur la fonction coût, ces critères étant ici d'égales importances la configuration  $\alpha = \beta = \gamma = 1$  a été retenue.

Comme ces critères d'optimisation reposent sur les données d'une FRF, il convient de choisir judicieusement le point de la structure utilisé pour procéder à l'optimisation. Le choix a été fait de prendre un point situé à l'extrémité du bord d'attaque (point rouge sur la Fig. 4.9) afin de s'assurer que les amplitudes de battement et de torsion soient bien évaluées au regard du mouvement de l'extrémité de l'aile, évitant également ainsi de se situer sur un nœud de l'un des modes qui fausserait alors la comparaison de leurs amplitudes.

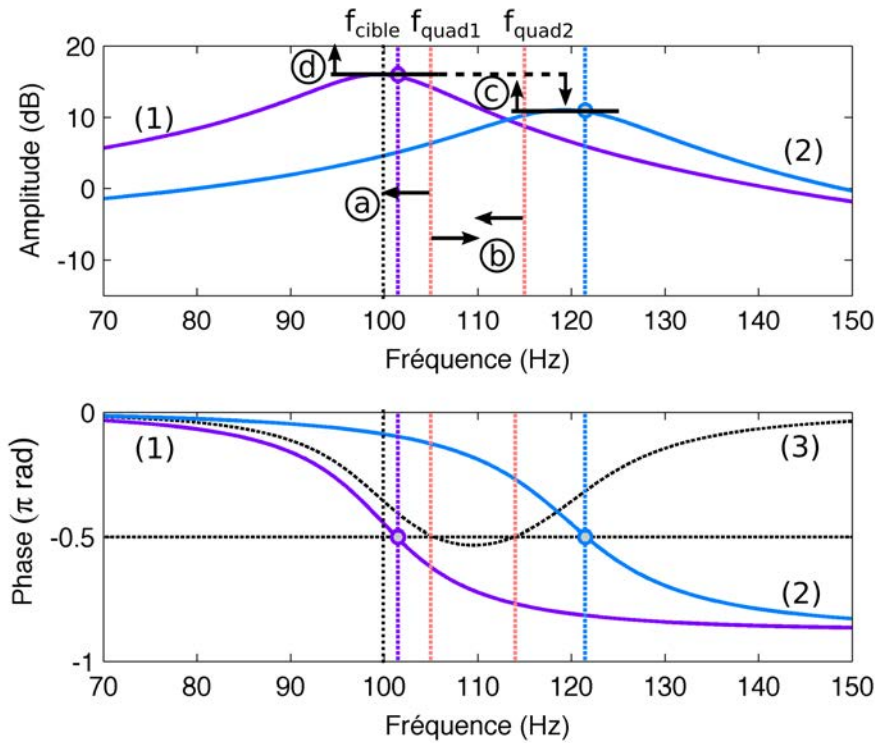


FIGURE 4.10 – Descriptif des différents critères d'optimisation appliqués sur les FRFs (1) du mode de battement, (2) du mode de torsion et leur (3) différence de phase : (a) proximité d'une fréquence cible  $f_{cible}$ , (b) rapprochement des deux fréquences de quadratures de phase  $f_{quad1}$  et  $f_{quad2}$ , (c) amplification équivalente des deux modes et (d) maximisation de l'amplitude de battement.

Comme illustré en Fig. 4.10.(a), le premier terme  $|f_{cible} - f_{quad1}|$  sert à définir une fréquence cible à proximité de laquelle les deux modes se trouveront. Ce critère permet donc de cibler une bande fréquentielle de fonctionnement pour le prototype en minimisant l'écart fréquentiel entre la première fréquence de quadrature  $f_{quad1}$  et la fréquence ciblée  $f_{cible}$ , tout en s'assurant que l'algorithme d'optimisation ne convergera pas vers une solution proposant des fréquences physiquement aberrantes telles que, par exemple, une fréquence nulle.

Le second terme  $|f_{quad2} - f_{quad1}|$  a pour objectif de permettre le couplage entre les modes en s'assurant de leur proximité fréquentielle. Ainsi, comme montré en Fig. 4.10.(b), il est choisi de rapprocher les deux fréquences de quadratures  $f_{quad1}$  et  $f_{quad2}$  pour remplir ce critère. Notons toutefois que rapprocher directement les fréquences des deux modes pourrait se révéler préjudiciable au regard de ce critère. En effet, à partir des courbes de phases (1) et (2) ainsi que leur différence (3) données en Fig. 4.10, on peut voir que si les fréquences propres des deux modes sont trop proches leur différence de phase n'atteindra jamais la valeur de  $\pi/2$  (ou  $0.5 \pi$  rad). Cela conduit alors à l'impossibilité de créer une quadrature de phase entre les deux modes. Ainsi, le choix de minimiser l'écart fréquentiel entre les deux fréquences de quadratures sert à assurer la proximité fréquentielle des deux modes, tout en garantissant l'existence d'au moins une fréquence pour laquelle ils sont en quadrature de phase.

Le terme  $|\max_f(A_{battement}) - \max_f(A_{torsion})|$  est employé pour assurer une contribution équivalente de chaque mode dans la cinématique de l'aile en minimisant l'écart entre l'amplitude du mode de battement à la résonance  $\max_f(A_{battement})$  et l'amplitude du mode de torsion à la résonance  $\max_f(A_{torsion})$ , comme illustré en Fig. 4.10.(c). Ce critère permet alors de limiter la prédominance d'un mode par rapport à l'autre lors de l'actionnement du prototype sur l'une des fréquences de quadrature de phase en leur imposant une amplitude équivalente.

Enfin le terme  $1/|\max(\max_f(A_{battement}), \max_f(A_{torsion}))|$  aide à maximiser l'amplification des deux modes en maximisant leurs amplitudes à la résonance. Ce dernier critère sert donc à garantir la plus grande amplitude de mouvement possible lors de l'actionnement du prototype.

Le prototype présenté en Fig. 3.19 (chapitre 3 section 3.4, p. 48) est issu de cette méthode d'optimisation et d'autres générations de prototypes optimisés, ainsi que leurs résultats, seront présentés dans le chapitre 5.

## 4.4 Conclusions sur l'optimisation de la cinématique

Dans ce chapitre nous avons tout d'abord développé un modèle analytique afin de comprendre et de calculer le comportement dynamique de nos prototypes. Il a été démontré théoriquement à l'aide de ce modèle l'existence de modes propres de la structure des ailes dont les déformées modales correspondent à des déformations adaptées à la production de mouvements de battement et de torsion. De surcroît, ces deux modes se trouvent toujours être les deux premiers modes propres de la base modale de la structure, on peut dès lors envisager leur couplage sans l'interférence d'autres modes. Grâce à l'étude paramétrique de différentes géométries d'ailes, il a ensuite été confirmé qu'il existe des configurations pour lesquelles il est possible

de suffisamment rapprocher les fréquences de ces deux modes afin que l'amplitude de débattement de l'aile ne soit pas négligeable sur les fréquences les couplant en quadrature. Enfin, différents critères d'optimisation au regard de la meilleure performance sur ces fréquences de couplage ont été établis et utilisés afin d'aboutir à une géométrie d'aile optimale.

# Chapitre 5

## Validation expérimentale de la cinématique

Ce chapitre présente les protocoles expérimentaux mis en œuvre pour valider sur des prototypes fonctionnels les résultats de l'optimisation numérique développée dans le chapitre 4. Les différents prototypes réalisés tout au long de ce processus d'optimisation sont ensuite comparés afin d'observer l'évolution de leur performance en terme de cinématique.

### 5.1 Protocoles expérimentaux

Afin de valider les conclusions et résultats théoriques que nous avons abordés précédemment, une mise en œuvre de protocoles expérimentaux adaptés à l'objectif et aux contraintes inhérentes aux particularités de nos prototypes est requise.

Dans ce chapitre, nous nous intéresserons uniquement aux expérimentations orientées sur l'étude de la cinématique des prototypes, les aspects concernant leurs performances aérodynamiques seront traités dans le chapitre 6.

L'étude expérimentale de la cinématique des prototypes se divise en deux étapes. La première, s'effectuant à faible amplitude, sert à l'acquisition des Fonctions de Réponse en Fréquence en différents points des ailes ainsi qu'à la reconstruction de leurs déformées opérationnelles à partir de ces dernières. La seconde a comme objectif d'enregistrer et d'étudier les cinématiques en grande amplitude.

#### 5.1.1 FRF et déformées opérationnelles en petite amplitude

Pour étudier la cinématique d'un prototype et la comparer aux résultats théoriques, nous cherchons tout d'abord à obtenir les FRFs de sa structure et plus particulièrement de ses ailes. L'objectif de cette acquisition est de pouvoir détecter les différents modes de vibrations du prototype ainsi que les mouvements de quadratures.

Afin de limiter les manipulations d'un prototype, un banc de mesures unique destiné à toutes nos expérimentations a été développé. Ainsi pour réaliser cette mesure, le prototype est collé sur une poutre fine en laiton, dont nous détaillerons l'usage dans le chapitre 6 section 6.2.1, comme illustré en Fig. 5.1.

Pour acquérir les FRFs, nous choisissons d'opter pour un moyen de mesure sans contact afin de ne pas détériorer le comportement du prototype. A cette fin un vi-

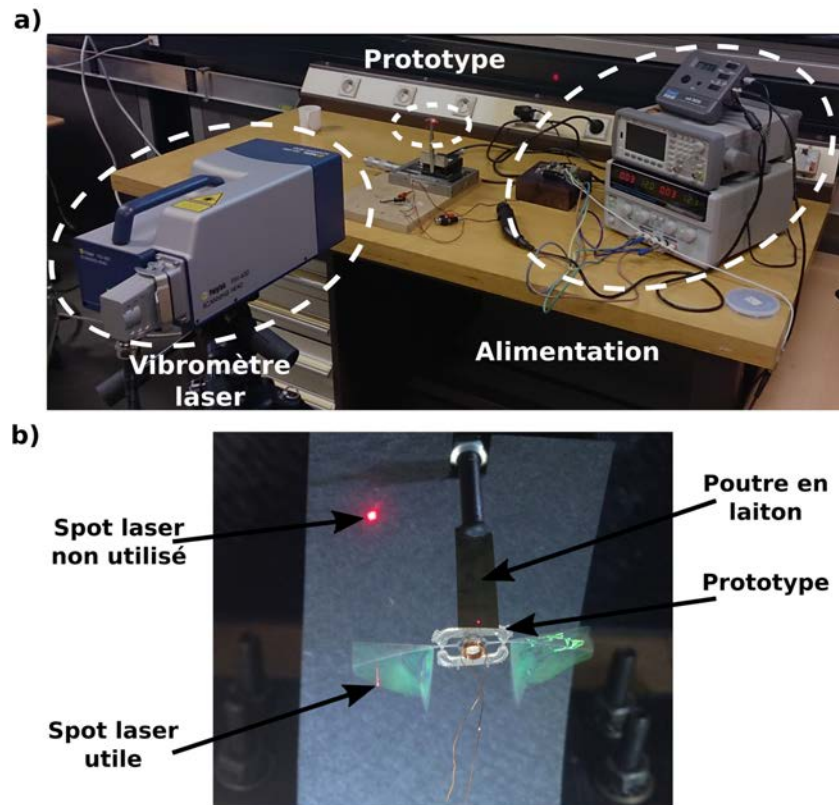


FIGURE 5.1 – Illustration du dispositif de mesure mis en place pour l’acquisition des FRFs d’un prototype et des déformées opérationnelles associées : a) vue générale et b) zoom sur le prototype.

bromètre laser à balayage Polytec PSV400 est employé. Cet appareil est capable, en se basant sur l’interférométrie laser, de mesurer la vitesse d’un point d’une structure en vibration visé par le laser, comme montré en Fig. 5.1. A l’aide d’un logiciel de post-traitement, il est possible d’obtenir une FRF de ce point en comparant la décomposition en série de Fourier du signal de vitesse à celle du signal de la force d’excitation. Dans notre cas, le signal de force est remplacé par le courant d’alimentation de la bobine, celui-ci étant linéairement relié au déplacement de l’aimant et donc à la force d’excitation, qui correspond au signal d’excitation du prototype.

De plus, le vibromètre laser Polytec PSV400 dispose d’un système de balayage permettant de diriger le faisceau laser et ainsi de mesurer la vitesse de vibration de la structure en différents points de manière automatique. Dès lors, on peut reconstruire les déformées opérationnelles des ailes du prototype selon la fréquence d’excitation à partir de ces différentes FRFs, ces déformées correspondant aux valeurs d’amplitudes et de phases à une fréquence donnée des différents points mesurés.

Cette mesure se basant sur l’interférence du faisceau laser émis par le vibromètre avec le faisceau laser réfléchi par la structure, le faisceau réfléchi doit être dirigé avec précision dans la direction de la cellule d’acquisition du vibromètre. Ainsi, au cours de cette mesure, l’amplitude des ailes du prototype doit rester faible pour remplir cette condition. En effet, une grande amplitude de battement entraîne une direction de réflexion, induite par l’angle de l’aile au cours du battement, bien différente de celle d’émission et ne pourrait donc plus être captée par la cellule du vibromètre.

Par conséquent, l'inclinaison doit rester faible pour autoriser cette mesure.

Comme on peut l'observer sur la Fig. 5.1, la propriété de transparence des membranes en Parylène C implique également qu'une partie du faisceau laser émis traversera l'aile sans être réfléchi. Cette particularité constitue un avantage pour ces mesures : en réduisant la taille du spot laser sur la membrane, on mesurera ainsi plus de points sur l'aile et on augmentera par conséquent la précision des déformées mesurées. Il reste néanmoins essentiel de veiller à ce que le faisceau laser non réfléchi traversant la membrane de l'aile et qui est visible en arrière plan de la Fig. 5.1 ne soit pas capté par le vibromètre afin d'éviter qu'il ne bruite la mesure. Une autre solution pour éviter cette difficulté consiste à seulement mesurer des points situés sur les veines des ailes (non transparentes). Cependant, certaines géométries d'ailes ne comportent pas nécessairement de veines permettant de couvrir l'intégralité de leur surface.

### 5.1.2 Cinématique en grande amplitude

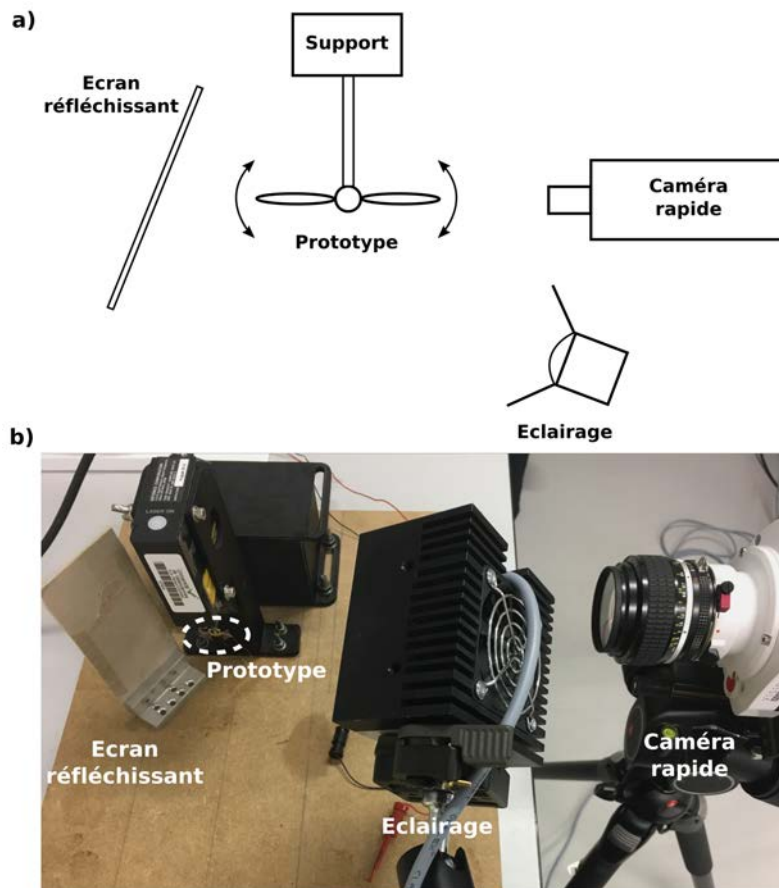


FIGURE 5.2 – a) Schéma et b) illustration du dispositif de mesure (vu du dessus) mis en place pour l'enregistrement de la cinématique des ailes d'un prototype en grande amplitude.

L'acquisition de FRFs et la visualisation des déformées opérationnelles des ailes d'un prototype servent à identifier les modes de vibrations présents ainsi que leurs fréquences. Il est alors possible de déterminer les bandes fréquentielles recherchées



propices à une cinématique couplant les modes de battement et de torsion en quadrature de phase. Néanmoins cette acquisition impose une faible amplitude de battement des ailes pour être réalisée. Ainsi pour observer la cinématique d'un prototype en grande amplitude, un autre protocole expérimental est mis en place.

Contrairement au protocole expérimental précédent, le prototype est actionné à une fréquence fixe à l'aide d'un courant sinusoïdal de forte intensité, de l'ordre de 300 mA, n'endommageant pas la bobine. Comme illustré en Fig. 5.2, une caméra rapide Vision Phantom V 7.4 est positionnée de façon à observer le profil du prototype collé sur son support.

Ce type de caméra nous permet d'enregistrer 9152 images par seconde pour une résolution de 400x800 pixels. La bande fréquentielle de fonctionnement des prototypes étant située entre 0 et 300 Hz, on peut donc obtenir au minimum 30 images par cycle de mouvement de l'aile et ainsi décomposer et étudier sa cinématique.

Comme on peut l'observer en Fig. 5.2, un dispositif d'éclairage associé à un écran réfléchissant est également utilisé pour assurer une bonne exposition lumineuse du prototype nécessaire à l'enregistrement d'un grand nombre d'images par seconde.

### 5.1.3 Quantification des effets aérodynamiques

Afin d'évaluer l'impact de l'air sur le comportement dynamique des prototypes, des essais ont été menés en les plaçant dans une chambre à vide (illustrée en Fig. 5.3) afin de pouvoir contrôler la pression environnante.



FIGURE 5.3 – Photographie d'un prototype placé dans la chambre à vide employée pour quantifier l'influence de la pression environnante sur son comportement dynamique.

La chambre à vide utilisée est constituée d'une enceinte hermétique reliée à une pompe à vide primaire permettant d'atteindre un vide de l'ordre  $10^{-3}$  mbar. Le prototype est ainsi positionné sur un support à l'intérieur de cette enceinte hermétique devant un hublot transparent pour mesurer le mouvement de ses ailes à l'aide d'un vibromètre laser. Selon le même procédé que celui décrit en section 5.1.1, la



FRF d'un point de la structure du prototype peut ainsi être établie pour différentes valeurs de pression au sein de l'enceinte hermétique.

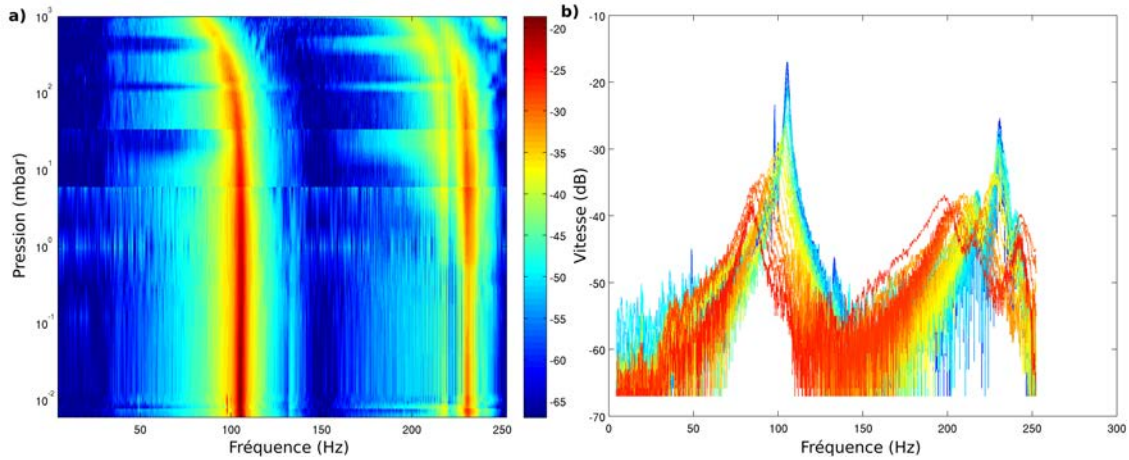


FIGURE 5.4 – Evolution de la réponse en fréquence d'un prototype en fonction de la pression environnante : a) représentation 2D de l'évolution des FRFs en fonction de la pression, b) comparaison de différentes FRFs obtenues pour différentes pressions (dégradé du bleu pour les plus faibles pressions au rouge pour la pression atmosphérique).

L'évolution de la réponse en fréquence d'un point situé sur l'aimant de l'actionneur en fonction de la pression à l'intérieur de l'enceinte est donnée en Fig. 5.4. On peut alors observer que les fréquences des deux modes diminuent avec l'augmentation de la pression, notamment à partir de  $10^2$  mbar comme on peut l'observer sur la Fig. 5.5.b qui donne l'évolution de la première fréquence de résonance en fonction de la pression. Ce comportement s'explique par l'augmentation de l'amortissement ainsi qu'un phénomène de masse ajoutée dû à la membrane de l'aile qui déplace une importante quantité de fluide.

Ces FRFs pour différentes pressions permettent également d'évaluer l'amortissement aérodynamique en identifiant la largeur de bande à -3 dB sur les modes. On peut ainsi obtenir le facteur de qualité  $Q$  ( $Q = f_0/\Delta f$ ) de l'aile en fonction de la pression à l'intérieur de l'enceinte, comme montré en Fig. 5.5.a.

On remarque alors logiquement une décroissance du facteur de qualité avec l'élévation de la pression, correspondant à l'augmentation de l'amortissement.

A la pression atmosphérique, soit une valeur de 1 bar, on peut noter que le facteur de qualité est de  $Q = 10$ . Nous avons donc choisi de nous baser sur cette donnée pour fixer dans notre modèle (section 4.1) l'amortissement dû à la membrane à 5% (soit  $\xi = 1/(2Q) = 0.05$ ).

On peut également souligner que ces mesures sont fortement dépendantes de l'amplitude de battement de l'aile, l'amortissement de l'air étant d'un caractère fortement non-linéaire. Le choix a été ici fait de réaliser ces mesures à des amplitudes relativement faibles pour répondre aux contraintes imposées par le vibromètre laser (voir section 5.1.1), limitant ainsi les conclusions de ces essais. Néanmoins, ces mesures ne prétendent ici aucunement à la caractérisation détaillée de l'amortissement aérodynamique, mais permettent l'évaluation d'un ordre de grandeur cohérent de celui à utiliser dans le modèle linéaire développé en section 4.1.

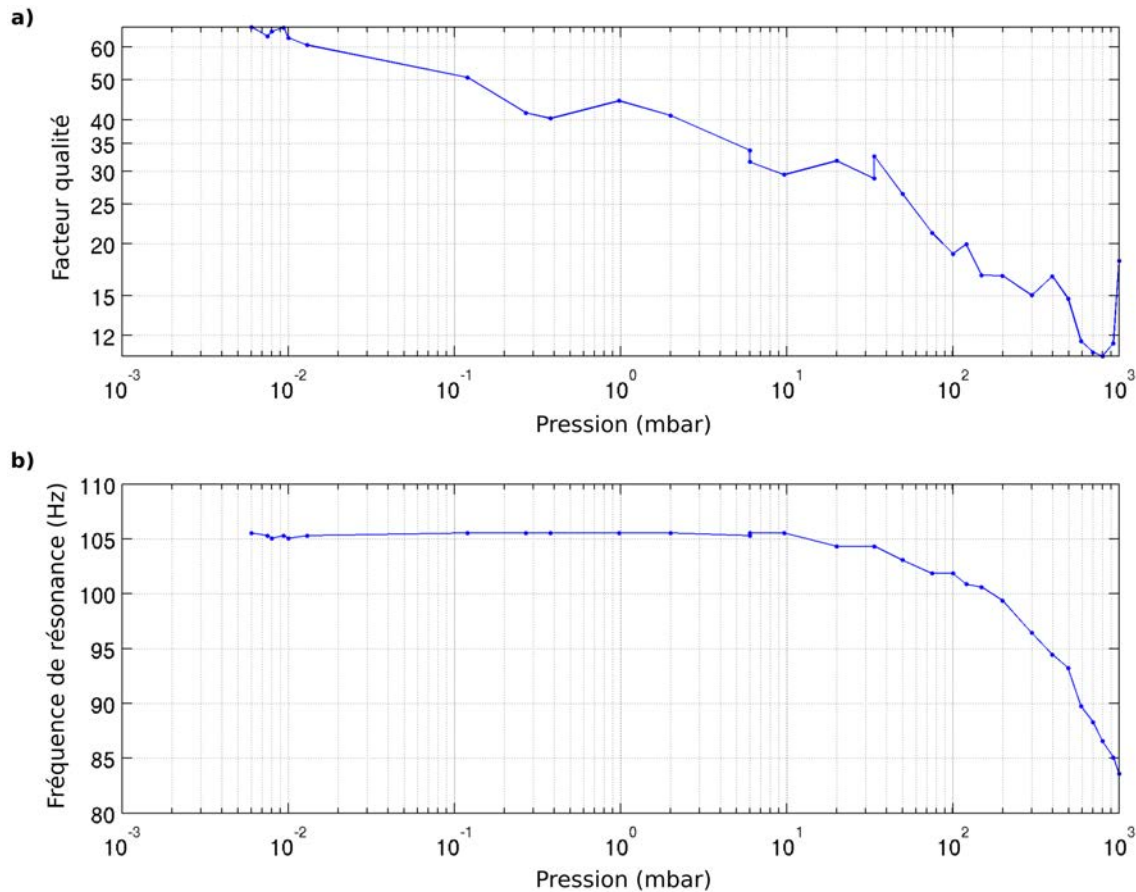


FIGURE 5.5 – Evolution a) du facteur qualité et b) de la première fréquence de résonance d'une aile en fonction de la pression environnante

## 5.2 Résultats : évolution des prototypes

Au cours de ces travaux, différents types de prototypes ont été développés, fabriqués et testés, chacun d'eux présentant, tel qu'illustré en Fig. 5.6, une évolution de la géométrie de leurs ailes. Cette évolution suit le processus d'optimisation présenté précédemment dans l'optique d'obtenir une cinématique de l'aile la plus proche possible de celle observée chez les insectes à ailes vibrantes.

### 5.2.1 Prototype de type "L Wing"

Ces travaux résultent de la poursuite des études précédentes (cf. [92, 94]) menées sur le développement d'un nano-drone bio-inspiré, en conséquence le prototype de départ présente des ailes à la géométrie proche de celles observées chez les insectes. Les ailes en forme de "L", illustrées en Fig. 5.6.a, possèdent effectivement un mode de battement et un mode de torsion comme nous avons pu le voir en section 4.2.

Cependant, nous avons conclu que les fréquences de ces deux modes ne permettent pas de réaliser un couplage entre les deux mouvements à une amplitude suffisante pour reproduire la cinématique désirée.

Avant toute optimisation, il est néanmoins nécessaire de valider expérimentalement le modèle et ses hypothèses ainsi que de vérifier les conclusions théoriques sur

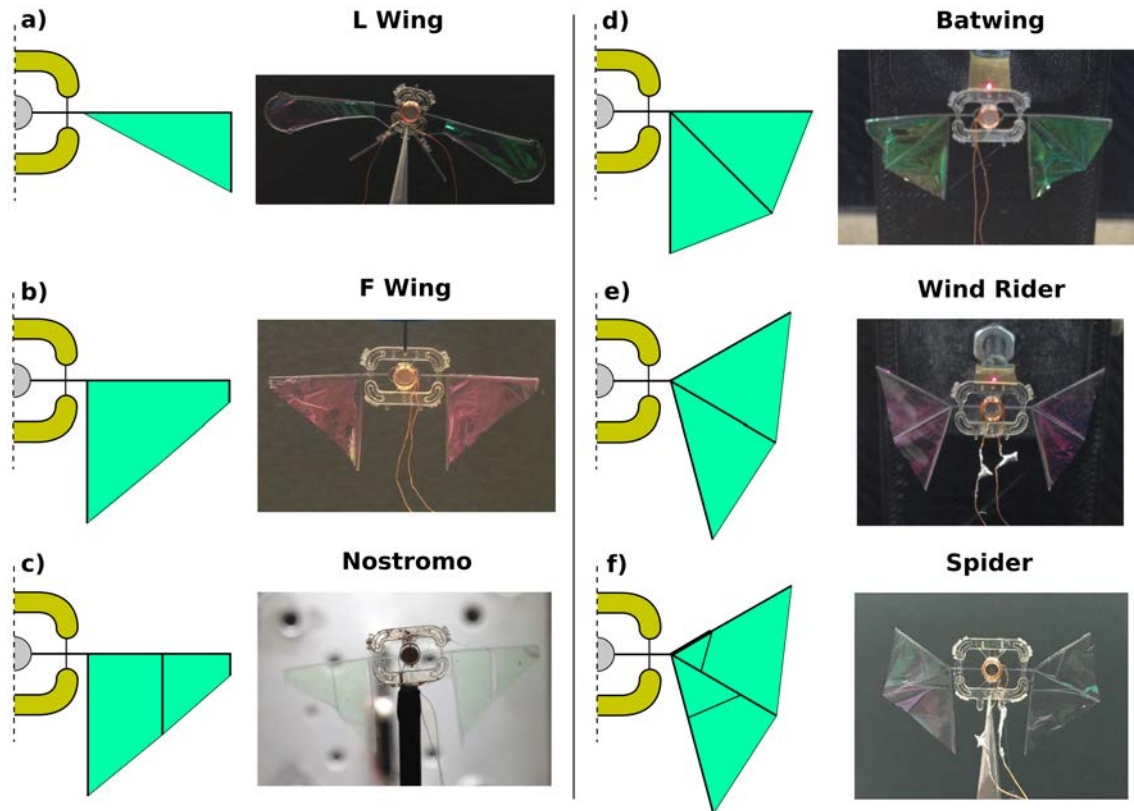


FIGURE 5.6 – Schémas d'illustration et photographies des différentes générations de prototypes de nano-drone OVMI : a) prototype de type "L Wing", b) prototype de type "F Wing", c) prototype de type "Nostromo", d) prototype de type "Batwing", e) prototype de type "Wind Rider", f) prototype de type "Spider".

l'ensemble des prototypes, et ce même si ces dernières n'étaient pas concluantes. C'est pourquoi, nous nous sommes attachés à fabriquer et tester en premier le prototype illustré en Fig. 5.6.a "L Wing". Les résultats sont donnés en Fig. 5.7.

Comme attendu, on peut observer sur la FRF expérimentale (courbe bleue Fig. 5.7) la présence de deux pics de résonance à 30 Hz et 100 Hz. Les déformées opérationnelles des ailes pour ces fréquences sont respectivement illustrées en Fig. 5.7.a et Fig. 5.7.b. On peut aisément constater que ces deux déformées correspondent bien respectivement à un mouvement de battement pour l'une et à un mouvement de torsion pour l'autre. En effet, la Fig. 5.7.a montre que les extrémités du bord d'attaque et de la corde sont en phase tandis que sur la Fig. 5.7.b ces dernières sont en opposition de phase. Cette constatation valide la présence des mouvements recherchés ainsi que le comportement dynamique de la structure prévu par le modèle.

De plus, en comparant les FRFs expérimentale (courbe bleue Fig. 5.7.c) et théorique (courbe rouge Fig. 5.7.c), il apparaît clairement que les fréquences de résonances prédites par le modèle et mesurées sont relativement proches. En effet, le mode de battement se situe théoriquement à 28 Hz contre 30 Hz sur la mesure tandis que le mode de torsion est prédit à 105 Hz pour une mesure à 100 Hz.

Ces écarts entre fréquences théoriques et expérimentales peuvent s'expliquer par le fait que le modèle utilisé ne tient compte que du comportement dynamique du squelette du prototype et néglige les effets aérodynamiques liés aux membranes

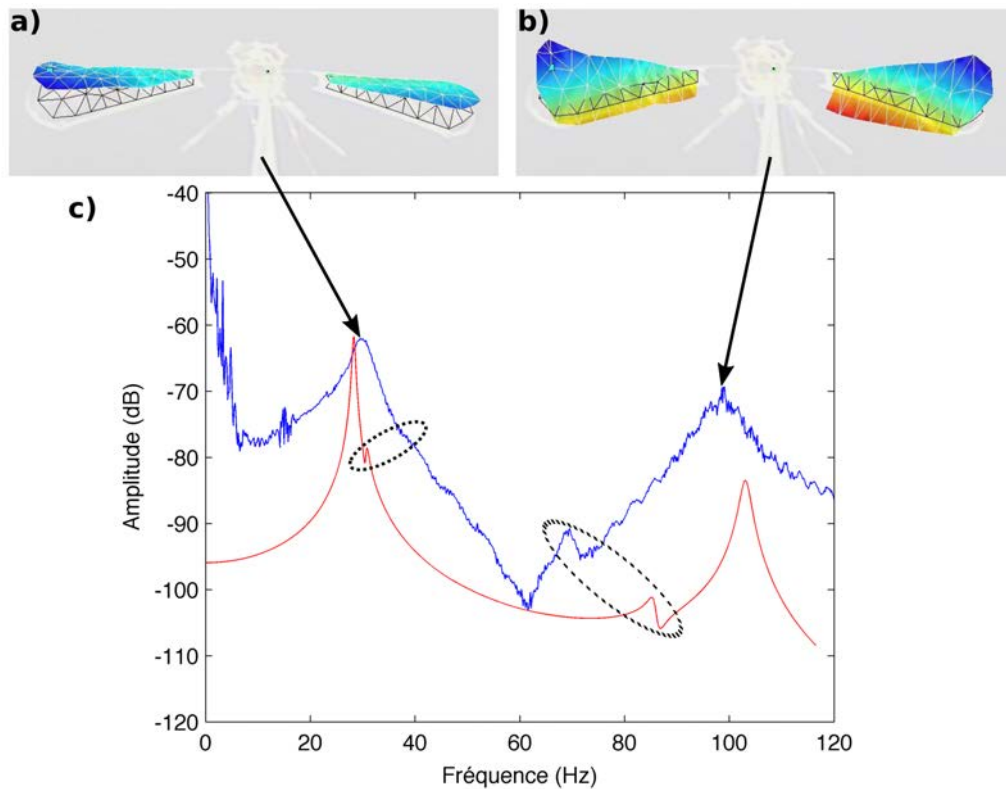


FIGURE 5.7 – Comparaison calculs/essais pour un prototype de type "L Wing" : a) déformée opérationnelle du mode expérimental de battement, b) déformée opérationnelle du mode expérimental de torsion, c) FRFs théorique (courbe rouge) et expérimentale (courbe bleue) sur un point du bord d'attaque, modes antisymétriques signalés par des ellipses pointillées.

des ailes. Néanmoins, bien que cette partie à priori primordiale du fonctionnement du prototype soit négligée, le modèle reste un outil fiable pour l'identification des deux modes. Ces observations permettent de valider ce modèle dynamique pour le dimensionnement d'un prototype.

On peut également remarquer d'autres pics de résonances, de plus faibles amplitudes, entre les modes de battement et de torsion (ellipses pointillées Fig. 5.7). Ces deux résonances correspondent aux modes antisymétriques du prototype. Leur présence est directement liée au positionnement de l'aimant lors de l'assemblage. En effet, si celui-ci était parfaitement situé au centre du tergum, ces modes ne pourraient être excités et donc observés. Or, si l'on applique une légère dissymétrie dans son positionnement, cela se traduit par l'apparition de ces modes supplémentaires aussi bien dans nos simulations qu'au niveau de la mesure. Ceci signifie donc que sur le prototype testé, l'aimant est légèrement décalé par rapport au centre du tergum. Il convient néanmoins de noter que les amplitudes de ces modes restent bien inférieures à celles des modes symétriques et que leur influence sur le comportement de la structure restera donc négligeable.

L'écart fréquentiel expérimental conséquent, égal à 70 Hz, et la forte baisse d'amplitude entre les modes de battement et de torsion due à cet écart (anti-résonance) confirment que cette configuration d'aile ne permet pas de coupler les deux mouve-

ments avec une amplitude suffisante pour produire de la portance.

### 5.2.2 Prototypes de types "F Wing" / "Nostramo"

Afin d'autoriser ce couplage, le choix a été fait de rapprocher les fréquences de ces deux modes et de tester de nouvelles configurations d'ailes pour atteindre ce but. En restant sur le principe d'une aile présentant un bord d'attaque non-incliné, une étude paramétrique sur la longueur et la position de la corde (cf. chapitre 4 section 4.2.5) nous a conduit vers une aile en forme de "F" inversé présentant une corde de grande longueur à la base de l'empennage de l'aile, à proximité du thorax (voir Fig. 5.6.b "F Wing").

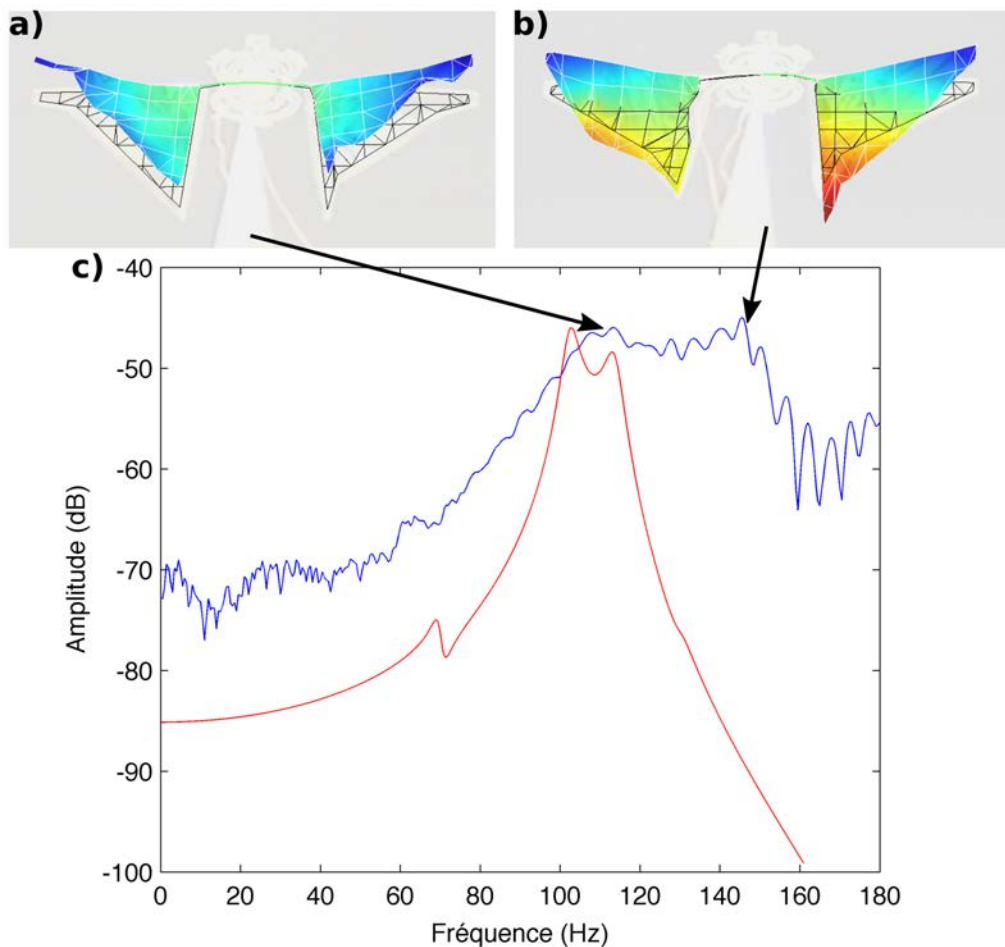


FIGURE 5.8 – Comparaison calculs/essais pour un prototype de type "F Wing" : a) déformée opérationnelle du mode expérimental de battement, b) déformée opérationnelle du mode expérimental de torsion, c) FRFs théorique (courbe rouge) et expérimentale (courbe bleue) sur un point du bord d'attaque.

A l'instar des résultats précédents, on retrouve sur une FRF expérimentale de ce nouveau prototype (courbe bleue Fig. 5.8.c) la présence de deux pics de résonance. Ces deux fréquences de résonances correspondent, comme attendu, à un mode de battement et un mode de torsion dont les déformées opérationnelles mesurées sont illustrées respectivement en Fig. 5.8.a et Fig. 5.8.b. De même que précédemment,



on peut constater que dans le cas de la Fig. 5.8.a les extrémités du bord d'attaque et de la corde sont bien en phase tandis qu'elles se trouvent en opposition de phase dans le cas de la Fig. 5.8.b.

En comparant les FRFs expérimentales (courbe bleue Fig. 5.8.c) et théorique (courbe rouge Fig. 5.8.c) on peut remarquer, que comme dans le cas du précédent prototype, le modèle a permis d'estimer correctement la bande fréquentielle dans laquelle se situent les modes. Néanmoins contrairement au cas précédent, bien que les fréquences théorique et expérimentale du mode de battement restent proches (respectivement à 100 Hz et 105 Hz), l'erreur sur l'estimation de la fréquence du mode de torsion s'est en revanche accentuée (estimation à 120 Hz pour une mesure à 145 Hz).

Ces résultats pointent les limites d'utilisation du modèle. Celui-ci est avant tout un outil de pré-dimensionnement mais ne peut en aucun cas prédire parfaitement la mesure. Il a vocation à indiquer les géométries les plus adaptées pour un couplage de modes, les essais servant ensuite à quantifier les amplitudes et à ajuster les fréquences. Ces erreurs d'estimations ne sont donc pas préjudiciables.

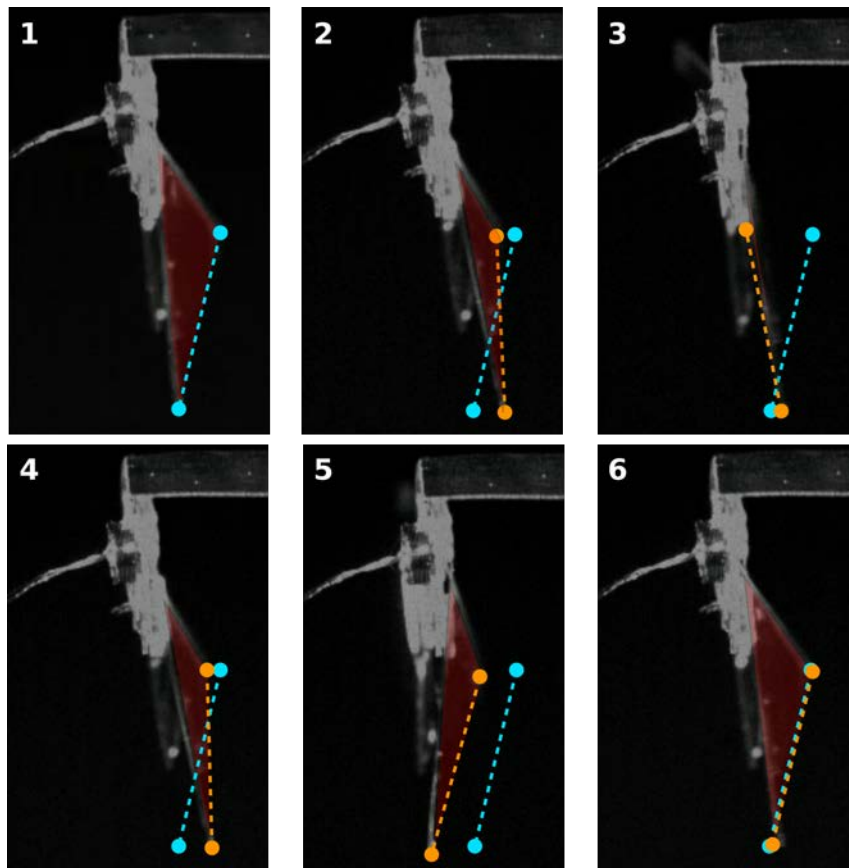


FIGURE 5.9 – Rendu image par image d'un enregistrement à la caméra rapide pour un prototype de type "F Wing" à une fréquence d'actionnement de 130 Hz. Membrane de l'aile suivie colorée en rouge, position initiale de la corde en pointillés bleus, position actuelle de la corde en pointillés oranges, l'inversion d'inclinaison se produisant autour des séquences 1 et 4.

Le résultat essentiel constaté sur cette FRF expérimentale est que les deux modes sont effectivement plus proches que dans la configuration précédente. De plus, l'ana-

lyse de cette FRF montre que l'amplitude entre les deux modes ne chute pas de manière aussi brutale que dans le cas du prototype de type "L Wing", la conséquence primordiale étant que l'amplitude sur les fréquences de couplage en quadrature est alors non-négligeable (du même ordre que sur les fréquences de résonance). Ce résultat sera vérifié par la suite à l'aide de la caméra rapide.

En balayant en fréquence et en s'appuyant sur les déformées opérationnelles obtenues grâce au vibromètre, il est alors possible de déterminer les fréquences présentant un couplage des modes. Un enregistrement de ce mouvement couplé, réalisé pour un actionnement de 130 Hz, est décomposé image par image en Fig. 5.9. En suivant le mouvement de la corde (trait pointillé orange) et en le comparant à sa position initiale (trait pointillé bleu), on peut observer que le mouvement de l'aile colorée en rouge, se compose bien d'un mouvement de battement la déplaçant latéralement, c'est-à-dire de droite à gauche en séquences 1 à 3 puis de gauche à droite en séquences 4 à 6, et d'un mouvement de torsion agissant sur son inclinaison, le changement d'inclinaison se produisant au cours de la séquence 4.

Cet enregistrement confirme que le concept de couplage de ces deux modes en quadrature de phase est exploitable pour reproduire une cinématique proche de celle des ailes d'insectes. Quelques réserves cependant : en premier lieu, il est notable que l'amplitude de battement obtenue reste largement en deçà de celle des insectes puisque l'angle de battement enregistré dans ce cas est de l'ordre de  $10^\circ$  contre près de  $60^\circ$  chez les insectes.

De plus, cette forme d'aile s'éloigne de celles observées dans la nature et d'un point de vue aérodynamique, cette configuration ne semble a priori pas des plus adaptées à la génération de portance. Cette géométrie d'aile ne présente en effet que peu de surface de membrane dans les zones à grande amplitude, et donc à forte vitesse, que sont les extrémités du bord d'attaque et de la corde. Le rajout d'une corde de faible longueur en bout de bord d'attaque n'est a priori pas suffisant pour pallier ce problème car une longueur plus importante de cette corde influencerait alors significativement le comportement dynamique de l'aile et briserait ainsi le couplage modal obtenu.

Si l'ajout d'une corde supplémentaire au centre du bord d'attaque, comme illustré en Fig. 5.6.c sur les prototypes de type "Nostromo", permet de rapprocher plus aisément les fréquences des modes de battement et de torsion, sa longueur ne pouvant malheureusement excéder celle de la corde d'empennage, cet ajout ne résout pas la problématique liée à la répartition de la membrane sur l'aile. Or, une fois la cinématique optimisée, il est nécessaire d'avoir une aile présentant le plus de membrane possible pour maximiser la génération de portance.

Ces prototypes valident donc expérimentalement notre concept d'un point de vue cinématique. Ces résultats démontrent en effet qu'il est possible de concevoir une structure couplant deux mouvements en quadrature de phase par sa mise en vibration. Dorénavant, le point central est d'améliorer ces résultats en termes d'amplitudes, de fréquences et d'envergure disponible pour la membrane afin de générer de la portance.

### 5.2.3 Prototype de type "Batwing"

Afin de répondre à ce nouvel objectif, la solution a été d'ajouter une corde inclinée partant de l'empennage dont la géométrie est optimisée. Cela permet de

redistribuer la membrane sur les zones à forte vélocité tout en conservant la proximité fréquentielle des deux modes nécessaire à l'obtention du comportement recherché. Le prototype obtenu, désigné par le terme "Batwing", est illustré en Fig. 5.6.d.

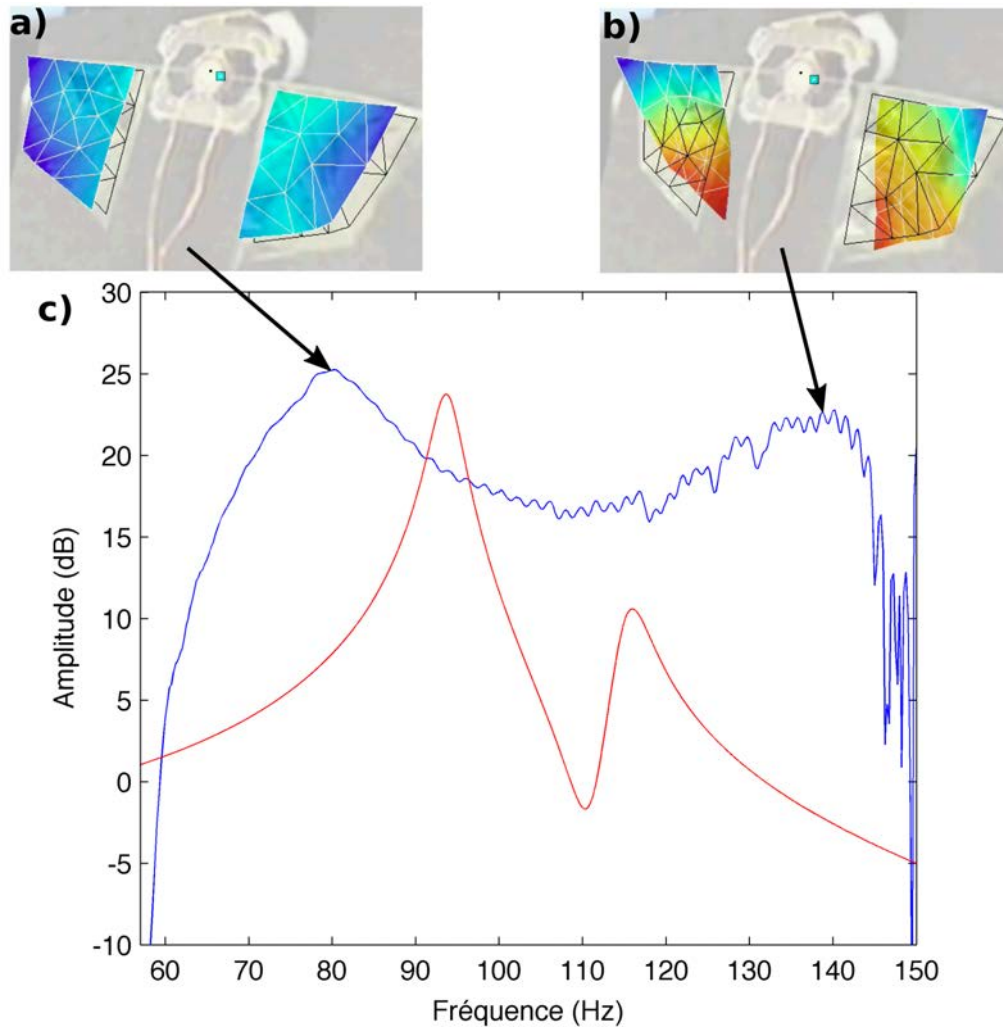


FIGURE 5.10 – Comparaison calculs/essais pour un prototype de type "Batwing" : a) déformée opérationnelle du mode expérimental de battement, b) déformée opérationnelle du mode expérimental de torsion, c) FRFs théorique (courbe rouge) et expérimentale (courbe bleue) sur un point du bord d'attaque.

Comme précédemment, les Figs. 5.10.a et 5.10.b montrent que les déformées opérationnelles des deux modes correspondent toujours à des mouvements de battement et de torsion des ailes. Cependant, l'écart fréquentiel entre les deux modes, observé sur une FRF expérimentale mesurée en extrémité du bord d'attaque (courbe bleue Fig. 5.10.c), est plus conséquent que dans la prédiction du modèle. En effet, l'écart fréquentiel théorique est de l'ordre de 20 Hz, avec des modes théoriques de battement et de torsion respectivement à 94 Hz et 118 Hz, alors que l'écart constaté expérimentalement est de l'ordre de 70 Hz : cette fois-ci le mode expérimental de battement étant à 78 Hz et celui de torsion à 139 Hz.

Si l'erreur entre calculs et essais est plus grande que dans les cas précédents, la bande fréquentielle de fonctionnement estimée par le modèle reste proche de celle



mesurée. L'augmentation de la surface de membrane sur cette nouvelle configuration d'aile et donc l'accentuation de l'influence des effets aérodynamiques sur le comportement du prototype explique cet écart grandissant entre simulations et mesures.

En outre, bien que l'écart entre les fréquences des deux modes soit du même ordre de grandeur que dans le cas du prototype de type "L Wing", l'amplitude de battement entre les deux modes ne chute pas. Pour expliquer ces résultats, on doit tenir compte du fait que la bande fréquentielle de fonctionnement est plus élevée que dans le cas du "L Wing" et que l'amortissement aérodynamique augmente avec la surface de membrane sur l'aile.

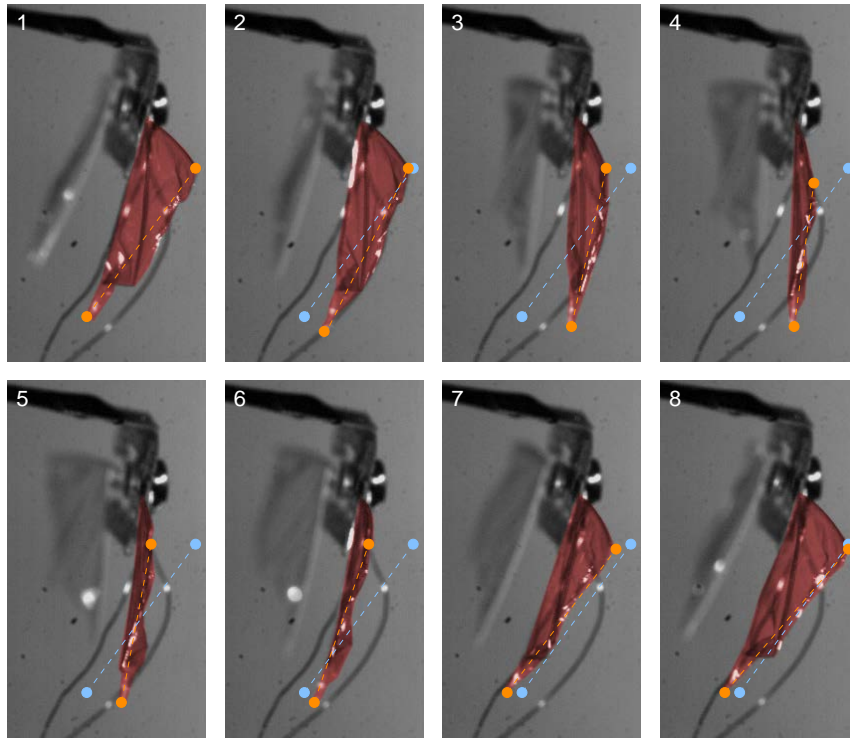


FIGURE 5.11 – Rendu image par image d'un enregistrement à la caméra rapide pour un prototype de type "Batwing" à une fréquence d'actionnement de 120 Hz. Membrane de l'aile suivie colorée en rouge, position initiale de la corde en pointillés bleus, position actuelle de la corde en pointillés oranges, l'inversion d'inclinaison se produisant autour des séquences 1 et 4.

L'enregistrement du mouvement de l'aile, donné image par image en Fig. 5.11, illustre un couplage entre les deux modes avec une amplitude non-négligeable. En effet, comme dans le cas précédent en observant le déplacement de la corde (trait pointillé orange) et en le comparant à sa position d'origine (trait pointillé bleu), on peut voir que l'aile subit un déplacement latéral, de droite à gauche en séquences 1 à 4 et de gauche à droite en séquences 5 à 8, ainsi qu'une évolution de son inclinaison, inversion de l'inclinaison autour de la séquence 4. De plus, en regardant les extrémités du bord d'attaque et de la corde (respectivement les points supérieur et inférieur du trait de suivi de la corde) on peut vérifier que ces deux mouvements sont bien en quadrature de phase.

Néanmoins, bien que cette configuration soit satisfaisante en terme de cinématique et permette d'améliorer le couplage, son amplitude de battement de  $20^\circ$  reste

assez faible en comparaison des performances des insectes. De plus, comme nous le verrons par la suite, la génération de portance de ces prototypes reste également relativement faible.

Pour finir, même si ces prototypes affichent une plus grande amplitude de battement que les prototypes de type "F Wing", la bande fréquentielle de fonctionnement est légèrement plus basse par rapport à ces derniers. Ainsi, malgré une meilleure répartition de la membrane, les gains en amplitude devraient être compensés par la baisse en fréquence. Ce point sera vérifié dans le chapitre 5 lors de l'étude consacrée aux performances aérodynamiques de chaque type de prototypes.

#### 5.2.4 Prototypes de types "Wind Rider" / "Spider"

Toujours dans l'optique d'augmenter la surface de membrane dans les zones à grandes amplitudes, tout en gardant la cinématique actuelle, la nouvelle solution proposée est d'incliner également le bord d'attaque (rajoutant ainsi un paramètre géométrique supplémentaire à optimiser), comme illustré en Fig. 5.6.e sur les nouveaux prototypes de type "Wind Rider".

Cette configuration est ensuite optimisée en s'inspirant des caractéristiques propres aux ailes des insectes [112, 113, 114] : on réalise une variation de section le long du bord d'attaque et on ajoute des veines reliant les cordes et le bord d'attaque. Ainsi, la variation de section procure à l'aile d'insecte une modulation de sa rigidité le long du bord d'attaque et sert alors à maximiser son amplitude de battement. Le prototype obtenu correspond à celui présenté en Fig. 5.6.f et est désigné par la suite sous le nom "Spider". Seule cette configuration est présentée par la suite.

L'objectif de cette optimisation reste identique. Il s'agit d'obtenir la plus grande proximité fréquentielle possible entre les modes de battement et de torsion, tout en maximisant leurs amplitudes et en conservant une bande fréquentielle de fonctionnement autour de 100-150 Hz.

Une FRF théorique de l'aile optimisée est donnée en Fig. 5.12.c (courbe rouge). On peut vérifier à l'aide des déformées opérationnelles, présentées en Figs. 5.12.a et 5.12.b, que les deux modes mesurés correspondent bien à des mouvements de battement et de torsion de l'aile.

En comparant les FRFs théorique et expérimentale (courbes respectivement rouge et bleue en Fig. 5.12.c), une nouvelle fois le modèle permet d'estimer justement la bande fréquentielle de fonctionnement du prototype mais ne prédit pas avec précision la fréquence des deux modes. A l'instar des autres configurations, cette erreur est toujours plus importante sur l'estimation de la fréquence du mode de torsion (150 Hz en théorie contre 195 Hz en expérimental) que sur celle du mode de battement (130 Hz en théorie contre 142 Hz en expérimental).

Cette différence récurrente entre l'erreur effectuée sur la fréquence du mode de battement et la fréquence du mode de torsion peut s'expliquer par les mouvements induits par ces modes de vibrations. En effet, notre modèle ne prenant en compte que les effets dynamiques structurels et négligeant les interactions aérodynamiques, un mode ayant un plus grand impact d'un point de vue aérodynamique sera donc estimé avec une erreur plus importante. Le mouvement de torsion de l'aile tend ici à générer plus d'effort aérodynamique que celui de battement en occasionnant des phénomènes instationnaires plus nombreux (tels que ceux évoqués dans le chapitre 1 section 1.1.2) en raison de sa cinématique.

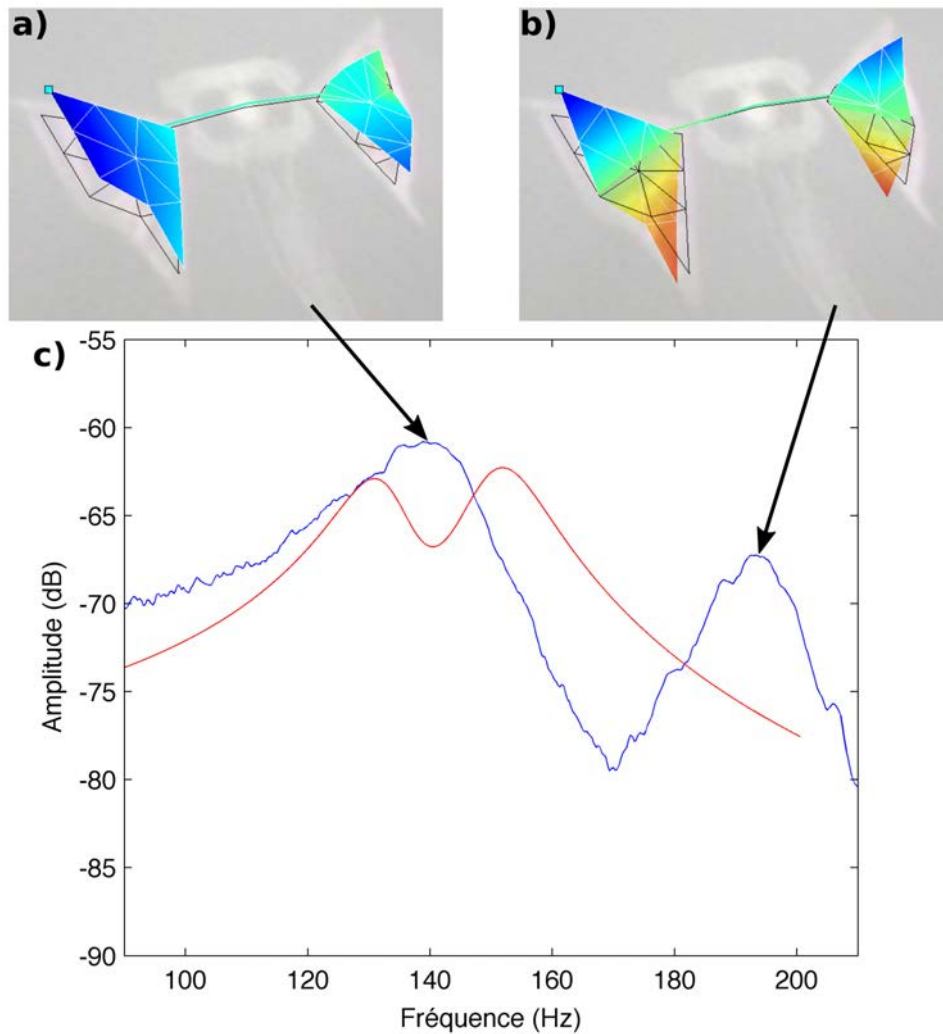


FIGURE 5.12 – Comparaison calculs/essais pour un prototype de type "Spider" : a) déformée opérationnelle du mode expérimental de battement, b) déformée opérationnelle du mode expérimental de torsion, c) FRFs théorique (courbe rouge) et expérimentale (courbe bleue) sur un point du bord d'attaque.

Bien que la chute d'amplitude entre les deux modes soit plus importante que dans le cas précédent, les modes sont tout de même plus proches en fréquences avec un écart de l'ordre de 40 Hz. Cette proximité fréquentielle permet de conserver une grande amplitude sur les fréquences de quadrature comme on peut l'observer sur le suivi à la caméra rapide présenté en Fig. 5.13.

En analysant le suivi de l'extrémité de l'aile et en le comparant à sa position initiale, on peut vérifier qu'il existe des fréquences d'actionnement pour lesquelles les deux modes sont couplés en quadrature et produisent une cinématique mêlant déplacement latéral (de droite à gauche en séquences 1 à 4 puis de gauche à droite en séquences 5 à 8) et variation d'inclinaison de l'aile (inversion de l'inclinaison autour de la séquence 5). Il est essentiel de noter que ces fréquences sont particulières et que d'autres fréquences d'actionnement de la bande fréquentielle de fonctionnement ne produisent pas cette cinématique particulière : en l'occurrence, une fréquence d'excitation plus élevée résultera en une cinématique présentant un mouvement de

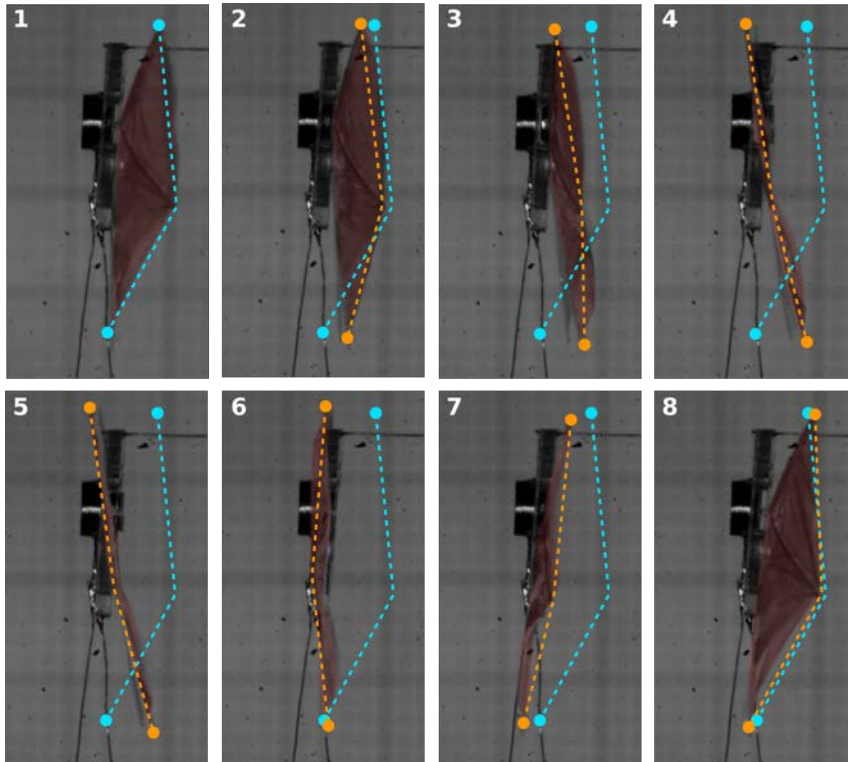


FIGURE 5.13 – Rendu image par image d'un enregistrement à la caméra rapide pour un prototype de type "Spider" à une fréquence d'actionnement de 190 Hz. Membrane de l'aile suivie colorée en rouge, position initiale de l'extrémité de l'aile en pointillés bleus, position actuelle de l'extrémité de l'aile en pointillés oranges, l'inversion d'inclinaison se produisant autour des séquences 1 et 5.

torsion prédominant, cette fréquence particulière étant proche de celle du mode de torsion.

Comme illustré en Fig. 5.13, ce type de prototype conduit également à la génération d'une amplitude de battement plus grande qu'avec les générations précédentes, c'est-à-dire de l'ordre de  $30^\circ$ . Ce résultat est dû à la meilleure optimisation réalisée avec de plus nombreux paramètres géométriques que précédemment avec une forme de l'aile à priori propice aux interactions aérodynamiques. On peut noter sur ces séquences réalisées à la caméra rapide que la membrane de l'aile se gonfle au cours du retournement de l'aile, c'est-à-dire lors des changements d'inclinaison en séquences 1 et 5. Ce gonflement implique également que l'extrémité de l'aile ne reste pas droite au cours du mouvement, expliquant la "cassure" observée sur son suivi.

Ces générations de prototypes présentent donc l'avantage de cumuler une bande fréquentielle de fonctionnement plus élevée que les précédentes (autour de 150 Hz) tout en assurant une plus grande amplitude de battement.

### 5.3 Conclusions sur la cinématique expérimentale

Dans ce chapitre, afin de confirmer les conclusions théoriques du chapitre 4, des mesures expérimentales du comportement dynamique de différentes générations de prototypes ont été réalisées et confrontées aux résultats calculés. Les déformées

modales prévues par le modèle ont donc été validées expérimentalement en petites amplitudes à l'aide d'un vibromètre laser. Il a ensuite été vérifié, en comparant les FRFs simulées et mesurées, que la bande fréquentielle de fonctionnement et les fréquences des modes propres étaient correctement estimées. Ce résultat est d'autant plus intéressant au vu des hypothèses simplificatrices à la base du modèle : une modélisation du squelette par des poutres d'Euler-Bernoulli en négligeant les effets de la membrane. Enfin, l'emploi d'une caméra rapide a servi à prouver qu'il existait bien des fréquences sur la bande de fonctionnement pour lesquelles les deux modes sont couplés en quadrature de phase générant ainsi une cinématique d'aile proche de celle recherchée. Ces résultats valident ainsi le concept de couplage vibratoire proposé dans ce travail de thèse.



# Chapitre 6

## Génération de portance

Ce chapitre propose de montrer que la cinématique obtenue en se basant sur ce nouveau concept de couplage modal permet effectivement la production d'une force de portance et que celle-ci est du même ordre de grandeur que le poids d'un prototype. Nous chercherons également à comprendre l'influence de différents facteurs essentiels à une génération de portance à l'aide d'ailes battantes tels que l'amplitude et la fréquence du battement, la répartition de la surface de l'aile et bien entendu la cinématique.

À ces fins, nous nous intéresserons tout d'abord à l'interaction entre le fluide et la structure de l'aile en se basant sur un modèle de couplage faible. Dans ce sens, les cinématiques calculées à l'aide de la méthode présentée dans le chapitre 4 seront donc utilisées pour évaluer les forces aérodynamiques produites par de tels mouvements.

Dans un second temps, les essais réalisés sur les différentes générations de prototypes seront analysés. Ces expérimentations ont pour but d'une part, de mesurer les forces de portances produites par les prototypes et d'autre part, de valider l'intérêt du couplage modal.

### 6.1 Interactions fluide/structure

Les modélisations aérodynamiques d'ailes battantes telles que celles des insectes sont nombreuses et peuvent être réparties, d'après la synthèse réalisée par [20, 25], selon quatre catégories que sont les méthodes stationnaires, les méthodes quasi-stationnaires, les méthodes empiriques et les méthodes instationnaires.

Les méthodes stationnaires [11, 115] et quasi-stationnaires [11, 116] reposent sur une hypothèse considérant que les forces s'appliquant sur l'aile ont comme valeurs, à chaque instant, celles qui seraient obtenues en régime stationnaire sur une aile présentant les mêmes caractéristiques de vitesse et d'angle d'attaque. Ces méthodes qui présentent l'avantage d'être supportées par des formulations d'une relative simplicité, ne tiennent pas compte des possibles phénomènes de nature instationnaire, limitant de fait leur exactitude. De plus, à la différence des méthodes quasi-stationnaires, les analyses réalisées par des méthodes stationnaires ne s'appliquent que lorsque le régime permanent est atteint : on ne prend pas en compte les variations de géométrie ni la cinématique de l'aile, ce qui réduit ainsi leur portée à l'étude de valeurs moyennes.

Pour compenser cette faible précision, les méthodes empiriques [68, 117] proposent d'effectuer un recalage du modèle à l'aide de données expérimentales. L'intérêt est d'accroître la justesse du résultat tout en conservant l'avantage d'une formulation relativement simple. A l'instar des méthodes quasi-stationnaires, ce type de méthode offre également l'avantage de considérer les variations de géométrie ainsi que la cinématique de l'aile. En revanche, bien que la correction par un biais expérimental améliore l'exactitude de ces résultats, celle-ci reste tout de même limitée par la non-prise en compte des phénomènes instationnaires. De plus, la dynamique des différents écoulements ne peut également pas être reflétée à l'aide de ces modes de calculs, puisqu'ils sont généralement réunis en un seul.

Enfin, les méthodes instationnaires [20, 25, 43] sont des méthodes analytiques se basant sur la modélisation de phénomènes aérodynamiques purement instationnaires tels que les écoulements tourbillonnaires. L'intérêt premier de ces méthodes réside bien évidemment dans la prise en compte de ces phénomènes de nature instationnaire, ce qui conduit naturellement à l'obtention d'une représentation physique de la dynamique des différents écoulements. On obtient par conséquent des résultats d'une grande précision et ce sans même l'utilisation d'un recalage à l'aide de données expérimentales. Néanmoins, le revers de ces méthodes est une formulation d'une grande complexité ainsi que des temps de calculs accrus. Ensuite, ces méthodes se restreignent, pour l'instant, à des modèles 2D ou quasi-3D.

Au vu de ces différentes considérations, nous proposons ici de développer un modèle analytique simple mêlant méthodes quasi-stationnaire et empirique, tel que celui présenté par [68]. Le but de cette modélisation est tout d'abord d'être en mesure de valider théoriquement le concept développé au cours de ces travaux, c'est-à-dire vérifier que les cinématiques d'ailes couplant mouvements de battement et de torsion en quadrature de phase, présentées dans le chapitre 4, sont bel et bien adaptées à la production de portance. Ainsi, nous ne cherchons pas ici à prédire et quantifier avec exactitude le comportement et les forces aérodynamiques produites par nos prototypes. Au contraire, notre volonté est plutôt de comprendre les phénomènes en présence et d'extraire les tendances d'évolution de la portance générée par les différentes cinématiques étudiées, et ce afin de conclure théoriquement sur la validité du concept puis de comparer ces résultats simulés aux mesures effectuées sur les prototypes expérimentaux.

Pour cela, nous nous intéresserons tout d'abord à la manière de modéliser le couplage entre le fluide et la structure de l'aile ainsi que les efforts qui résultent de sa mise en mouvement. Dans un second temps, nous nous pencherons sur l'implémentation de cette modélisation et discuterons en détail les résultats obtenus.

## 6.1.1 Modélisation des forces aérodynamiques

### 6.1.1.1 Régime stationnaire

Dans le cas d'un corps rigide (typiquement une voile) de longueur caractéristique  $L$  se déplaçant à une vitesse  $V$  dans un fluide incompressible immobile de densité  $\rho$  et de viscosité  $\nu$ , il est possible de relier ces grandeurs par l'un des paramètres les plus significatifs de la mécanique des fluides classique, c'est-à-dire le nombre de Reynolds  $Re = VL/\nu$ . Il représente le rapport entre les forces d'advection (transport d'une quantité par le mouvement du milieu environnant) et de viscosité.



Par une analyse dimensionnelle, on peut montrer que la force appliquée par le fluide sur la voilure peut s'exprimer comme suit :

$$F = \frac{1}{2}C_D(Re, \Omega)\rho SV^2 \quad (6.1)$$

avec  $S$  la surface de voilure de l'aile et  $C_D$  le coefficient de traînée défini comme une fonction du nombre de Reynolds  $Re$  et de la géométrie  $\Omega$  du corps immergé.

Le champ de vitesse du fluide autour du corps immergé étant indépendant du temps, la force exercée par le fluide ainsi définie est alors une force dite stationnaire. En effet, bien que le champ de vitesse du fluide soit non-nul et dépendant de la position dans l'espace, nous observons la mécanique du fluide d'un point de vue Eulérien (observation du champ de vitesse à partir d'un référentiel fixe) et non Lagrangien (suivi particulaire à l'aide d'un repère mobile lié à la particule observée). Ainsi, si la vitesse du corps varie suffisamment lentement (variations temporelles  $V(t)$  négligeables en comparaison de la vitesse  $V$  effective) au cours du temps, alors l'expression précédente reste de la forme  $F(t) = \frac{1}{2}C_D(Re, \Omega)\rho SV^2(t)$  définie comme une force quasi-stationnaire.

### 6.1.1.2 Régime instationnaire

L'instationnarité d'un écoulement peut découler de deux mécanismes dont les traitements mathématiques et les conséquences sont très différentes.

Le premier d'entre eux est la turbulence. Si le nombre de Reynolds  $Re$  est suffisamment élevé, toute perturbation appliquée aux solutions stationnaires augmentera alors de manière illimitée, ce qui engendrera une instabilité du système. Par conséquent, les solutions stationnaires ne sont donc plus valides dans ce cas. Le résultat de ce processus est alors un comportement chaotique pour lequel seul les flux aérodynamiques moyennés présentent un réel intérêt d'un point de vue de l'ingénierie.

Les nombres de Reynolds qui conduisent à une transition d'une solution stable (écoulement laminaire) à une solution instable (écoulement turbulent) sont de l'ordre de  $Re = 10^2 - 10^4$ , la valeur exacte étant fortement dépendante de la géométrie du corps immergé dans le fluide. Cet intervalle est communément appelé intervalle de transition ou encore nombres de meso-Reynolds.

Les ailes battantes du prototype de nano-drone développé dans ces travaux possèdent une envergure de l'ordre du centimètre et une fréquence de battement fixée autour de 200 Hz. Lors de son fonctionnement, les ailes vibrent donc à une vitesse de l'ordre de 200 cm/s. En considérant que la viscosité cinématique de l'air est d'environ  $10^{-5}$  m<sup>2</sup>/s, on peut alors évaluer le nombre de Reynolds de notre système à  $Re = 2000$ , valeur pour laquelle le fluide se trouve dans la zone de transition entre le régime laminaire et le régime turbulent.

Le second mécanisme à l'origine de flux aérodynamiques instationnaires est dû à l'application de conditions aux limites variant fortement au cours du temps telles que des parois mobiles. A l'exception du cas de parois constituées de matériaux poreux, la vitesse du fluide devra alors être égale à celle de la surface du solide en mouvement. Si la vitesse de cette surface varie au cours du temps, la vitesse du fluide environnant évoluera également au cours du temps à l'interface avec cette surface. De plus, les champs de vitesse et de pression seront dépendant du temps sur l'entièreté du domaine fluide.

En conséquence, les ailes battantes sont un parfait exemple de la production d'une aérodynamique instationnaire pour laquelle les effets instationnaires sont dominants. Si nous considérons le fait que le champ de vitesse de l'aile varie le long de son envergure et que sa direction évolue périodiquement au cours du temps, alors l'écoulement du fluide ne peut être considéré comme parfaitement 2D. En outre, la plupart des concepts de l'aérodynamique classique deviennent inapplicables dans ce cas.

En se basant sur l'analyse dimensionnelle qui nous a conduit à l'équation (6.1) pour les cas stationnaires, on peut alors estimer, dans le cas d'un mouvement de corps rigide dépendant du temps, que la force exercée par le fluide suit l'expression  $F(t) = \frac{1}{2}C_D(Re, \Omega(t))\rho SV^2(t)$ . En d'autres termes, le coefficient de traînée ne sera pas seulement dépendant du nombre de Reynolds et de la géométrie mais également de l'intégralité des trajectoires envisageables pour le corps rigide. Dans les faits, pour des géométries et mouvements simples où les efforts d'advection sont identiquement nuls, on peut dériver cette expression analytique et alors montrer que cette force ne dépend pas seulement de la valeur instantanée de la vitesse mais aussi de son historique et de sa dérivée temporelle.

Dans le cas de solides déformables, il est également à noter que la trajectoire ne dépend pas seulement du temps mais également de l'espace. Cependant, l'apport de la flexibilité d'une aile pour améliorer la génération de portance n'est pas encore clair et reste sujet à de nombreuses interrogations [118].

### 6.1.1.3 Mouvement sinusoïdal

L'ensemble de ces analyses semblent montrer pourquoi les aérodynamiciens ont plutôt recours à la caractérisation expérimentale d'écoulements simplifiés (mais toujours physiquement représentatifs) tels que le mouvement sinusoïdal de corps rigides plutôt qu'à des modèles aéroélastiques complexes. De cette façon, l'étude sur l'ensemble des trajectoires possibles du corps rigide est réduite à un espace fonctionnel de plus petite dimension. En effet, pour des mouvements sinusoïdaux, les trajectoires ne dépendent alors que de la fréquence  $\omega$  et de la vitesse maximale  $V$  (ou de manière équivalente de l'amplitude  $A$ ).

Dans le cas d'un mouvement sinusoïdal d'un corps rigide de longueur caractéristique  $L$ , le coefficient de traînée sera alors  $C_D(Re, K_C, \Omega)$  avec  $K_C = 2\pi V/L\omega$  le nombre de Keuleghan-Carpenter aussi appelé paramètre de fréquence réduite.

Des études menées sur des plaques planes [119] pour des nombres de Reynolds de transition, suivant de près celles menées pour de grands nombres de Reynolds [120], ont montré qu'une très bonne corrélation peut être obtenue en s'appuyant sur l'expression (6.1) contenant une vitesse quadratique. Ces deux études considèrent également un terme de masse-ajoutée supplémentaire pour effectuer les corrélations expérimentales sur des plaques oscillantes. Le modèle complet est donc défini par l'équation suivante appelée équation de Morrison :

$$F = \frac{1}{2}C_D\rho SV^2 + C_m\rho V_{oi}\frac{dV}{dt} \quad (6.2)$$

avec  $V_{oi}$  le volume du corps immergé et  $C_m$  le coefficient d'inertie dépendant du nombre de Reynolds, de la géométrie et de sa trajectoire. Par exemple, sa valeur est de 0.5 pour une sphère accélérant dans un écoulement potentiel.

L'effet de ce terme de masse-ajoutée [121, 122] apparaît comme étant lié à l'inertie du fluide et la force qui y est associée est, de ce fait, proportionnelle à la dérivée temporelle de la vitesse du corps immergé. Cet effet ne peut clairement pas être pris en compte avec l'équation (6.1) classique du régime stationnaire. Plus précisément, la contribution de cette force de masse-ajoutée est assimilable à un changement virtuel de la masse du corps immergé.

Comme les mouvements du corps immergé considérés par la suite sont des mouvements résonants, ce terme de masse-ajoutée (proportionnel à l'accélération du corps immergé  $dV/dt$ ) contribue seulement à un faible décalage de la fréquence propre de ces résonances. Par conséquent, nous considérons que la fréquence propre du système est celle obtenue à l'aide du modèle structurel présenté précédemment et ainsi, seule la composante stationnaire (premier terme de l'équation (6.2)) de la force exercée par le fluide sera prise en compte dans notre étude.

Enfin, les différentes études réalisées par [119] et [120] s'accordent sur le fait que le coefficient d'inertie tout comme celui de traînée sont relativement indépendants du nombre de Reynolds pour des valeurs supérieures à  $Re = 250$ . Néanmoins, ces deux coefficients conservent une forte dépendance par rapport à la géométrie du corps immergé ainsi qu'au nombre de Keuleghan-Carpenter.

Calculons à présent le nombre de Keuleghan-Carpenter dans le cas de d'une aile de notre nano-drone. L'amplitude du mouvement  $A$  peut être en premier lieu estimée comme de l'ordre de  $L$ ,  $L$  correspondant à l'envergure de l'aile. La vitesse maximale est alors de l'ordre de  $\omega L$  et le nombre de Keuleghan-Carpenter est donc égal à  $K_c = 2\pi$ . On peut noter que ce nombre est en réalité indépendant de la fréquence de battement du nano-drone.

Parmi les autres points à souligner, rappelons aussi qu'à la différence de ce que l'on peut observer dans la plupart des applications en mécanique des fluides, excepté en dynamique atmosphérique, le comportement du fluide se trouve affecté par les effets dus à la gravité. Le nombre de Froude (sans dimension) permet d'évaluer cet effet, sa valeur est définie telle que  $Fr = V/\sqrt{gL} = \omega\sqrt{L/g}$ . En hydrodynamique ce comportement est appelé écoulement critique et est un régime instable. On peut alors considérer que des effets sous-critiques et sur-critiques peuvent apparaître [123]. La dépendance par rapport à ce paramètre de la force exercée par le fluide sur des ailes battantes n'a pas encore, à notre connaissance, été étudiée. Il est cependant attendu que cet impact reste moins significatif que celui du nombre de Keuleghan-Carpenter.

Il pourrait également être tentant de prendre des valeurs expérimentales pour les coefficients de traînée et d'inertie pour un nombre de Reynolds  $Re = 10^3$  et  $K_C = 1$ , de l'ordre de  $C_D = 10$ . Cependant, il convient d'être d'une grande prudence sur ce point. En effet, comme des études ont été menées à partir d'applications sur des mouvements sinusoïdaux purs, et qu'aucune dépendance angulaire (mouvement tri-dimensionnel avec torsion) n'a été prise en considération alors que celle-ci est classiquement d'une forte influence, des résultats erronés peuvent être rapidement obtenus. Ainsi les données quantitatives prodiguées par ces études ne peuvent être directement appliquées au cas du vol de l'insecte, mais pourraient en revanche être utilisées comme une borne heuristique supérieure.

#### 6.1.1.4 Modélisation des efforts

Différentes approches ont été choisies pour modéliser la force de traînée ainsi que ses coefficients dans le cas du vol de l'insecte [19]. Comme abordé dans les para-

graphes précédents, cette fonction dépend de la géométrie de l'aile, de sa trajectoire et du nombre de Reynolds. À la vue de cette variété de paramètres et de leur relative complexité, il semble irréaliste d'envisager l'obtention d'un modèle de ce coefficient de traînée aisément calculable et d'une grande précision. Néanmoins, notre but dans cette étude est d'établir un modèle aérodynamique permettant l'estimation de ce coefficient pour une bande d'amplitude correcte. Sachant que nous pouvons dorénavant borner ce coefficient entre 0.5 et 10 [19], pour les raisons précédentes, nous le fixons pour la suite du développement à  $C_D = 1$ .

Cela étant, il est important de ne pas oublier que ce coefficient de traînée est fortement dépendant de l'angle d'attaque. Cela signifie que la modélisation de la force doit donc être en mesure de prendre en compte cet effet puisque le coefficient de traînée est ici choisi constant.

Il est admis que la composante tangentielle de la force est négligeable en comparaison de sa composante normale dans le cas de plaques planes en mouvement sinusoïdal. Dans le modèle aérodynamique que nous proposons ici, la force est donc également considérée comme orthogonale à la surface de l'aile.

Il est connu qu'un flux aérodynamique oscillant parallèlement à une plaque plane produit une force purement tangentielle sans aucune composante normale, et ce quelque soit la valeur du nombre de Reynolds. Par conséquent, notre expression de la force devra s'annuler pour une vitesse  $V$  orthogonale à la normale à la surface.

Comme les ailes sont déformables et changent de forme au cours du temps, ni le champ de vitesse, ni le vecteur normal ne sont uniformes sur la surface de l'aile. Il est alors notable qu'une membrane élastique ne présente donc pas de vecteur vitesse unique ni de vecteur normal unique. A la place, les champs de vitesse et de normale sont définis sur la surface.

D'un autre côté, le problème fluide est mathématiquement assimilable à un problème borné, typiquement la valeur d'amplitude en un point sera en général dépendante des amplitudes observables dans l'intégralité du domaine fluide par le biais d'une intégrale volumique. En théorie linéaire, cette influence est évaluée à l'aide d'une cartographie, appelée fonction de Green. Dans cette étude, nous considérons que cette fonction décroîtra suffisamment rapidement entre deux points de l'aile de telle façon que les efforts aérodynamique locaux puissent être assimilés à un premier ordre, permettant ainsi d'estimer la force locale par la seule évaluation de variables locales.

Considérant cela, le modèle de force utilisé est alors de la forme :

$$F = -\frac{1}{2}\rho \int_{aile} |V|(V.n)ndS \quad (6.3)$$

où la force locale par unité de surface est opposée à la direction de la vitesse de l'aile et où le champ de vitesse  $V$  dépend alors du point de la surface de l'aile.

L'équation (6.3) a été développée à partir d'études physiques qualitatives et d'une analyse dimensionnelle. Celle-ci servira à obtenir des valeurs qualitatives, et ce modèle nous fournira ensuite des prédictions nous donnant un aperçu physique de cette force. En revanche, nous ne pourrons pas, à partir de ce modèle, obtenir des valeurs d'une grande précision de la force exercée par le fluide.

## 6.1.2 Couplage fluide/structure : évaluation qualitative

### 6.1.2.1 Orientation de la normale unitaire

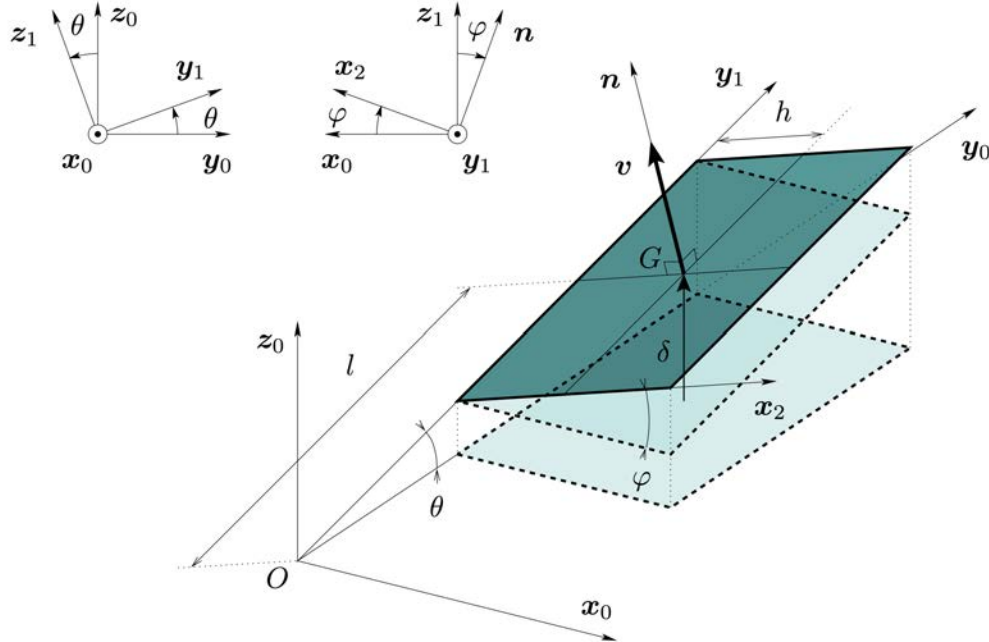


FIGURE 6.1 – Paramétrisation de la déformation d'une surface élémentaire d'aile

Considérons la déformation d'une aile avec une faible courbure locale mise en vibration autour de son point d'équilibre. La figure 6.1 illustre la déformation d'une petite surface d'aile élémentaire, pouvant être décrite par le déplacement  $\delta$  du centre  $G$  et des deux angles de rotations  $\theta$  et  $\varphi$  respectivement liés aux mouvements de battement et de torsion. Si les angles  $\theta$  et  $\varphi$  sont petits, le déplacement  $\delta$  de  $G$  est uniquement selon l'axe  $z_0$ . Le vecteur normal unitaire de cette surface élémentaire est noté  $\vec{n}$ . Il est alors possible, en effectuant des opérations élémentaires, d'écrire :

$$\vec{n} = \begin{pmatrix} -\sin(\varphi) \\ -\cos(\varphi)\sin(\theta) \\ \cos(\varphi)\cos(\theta) \end{pmatrix} \simeq \begin{pmatrix} -\varphi \\ -\theta \\ 1 \end{pmatrix} \quad (6.4)$$

dans le repère  $(x_0, y_0, z_0)$ , avec la seconde équation simplifiée pour  $\theta$  et  $\varphi$  petits. D'un autre côté, en écrivant le vecteur  $\overrightarrow{OG} = ly_1 + hx_2$ , avec  $l$  et  $h$  deux longueurs caractéristiques, le déplacement du centre  $G$  peut alors s'écrire :

$$\delta = \overrightarrow{OG} \cdot \vec{z}_0 = l \sin(\theta) + h \sin(\varphi) \cos(\theta) \simeq \underbrace{l\theta}_{\delta_\theta} + \underbrace{h\varphi}_{\delta_\varphi} \quad (6.5)$$

avec  $\delta_\theta = l\theta$  et  $\delta_\varphi = h\varphi$  correspondant respectivement aux composantes du déplacement  $\delta$  liées aux déformations de battement  $\theta$  et de torsion  $\varphi$ . L'orientation de la normale unitaire de l'aile  $\vec{n}$  est alors induite par l'amplitude de ces deux vibrations.

Afin de préciser ce point, considérons une cinématique d'aile typique où les amplitudes des mouvements de battement et de torsion sont linéairement reliées à l'amplitude de vibration  $A$  de l'aile. Prenons ici l'amplitude de l'extrémité de l'aile,

on a alors :  $\delta_\theta \propto A$ ,  $\delta_\varphi \propto A$ . Ensuite, étant donné que la cinématique étudiée ici est caractérisée par un mouvement périodique à une pulsation  $\omega$  avec un mouvement de battement et un mouvement de torsion en quadrature de phase, on peut alors écrire le vecteur normal unitaire tel que :

$$\begin{cases} \theta(t) \propto A \cos(\omega t) \\ \varphi(t) \propto A \cos(\omega t - \pi/2) \end{cases} \Rightarrow \vec{n} \propto \begin{pmatrix} A \cos(\omega t - \pi/2) \\ A \cos(\omega t) \\ 1 \end{pmatrix} \quad (6.6)$$

### 6.1.2.2 Forces de portances et de trainée

D'après nos hypothèses, le déplacement  $\delta$  oscille à une pulsation  $\omega$  avec une amplitude proportionnelle à  $A$ , ainsi :

$$\delta(t) \propto A \cos(\omega(t) + \Phi) \Rightarrow v(t) \propto A\omega \sin(\omega(t) + \Phi) \quad (6.7)$$

avec  $v(t)$  correspondant à la vitesse du fluide, proportionnelle à la dérivée temporelle du déplacement  $\delta$ , et  $\Phi$  représentant la différence de phase entre le déplacement  $\delta$  et le mouvement de battement. En considérant que la force aérodynamique qui s'applique sur la surface élémentaire illustrée en Fig. 6.1 est égale à  $dF$ , c'est-à-dire la force élémentaire à intégrer issue de l'équation (6.3), et en la combinant avec les équations (6.6) et (6.7), on peut alors l'exprimer telle que :

$$dF \propto A^2 \omega^2 |\sin(\omega t + \Phi)| \sin(\omega t + \Phi) \begin{pmatrix} A \cos(\omega t - \pi/2) \\ A \cos(\omega t) \\ 1 \end{pmatrix} \quad (6.8)$$

Enfin, une décomposition en séries de Fourier de cette dernière équation, tronquée à deux harmoniques, permet de l'écrire comme :

$$dF = \begin{pmatrix} dF_{lx} \\ dF_{ly} \\ dF_d \end{pmatrix} \propto \omega^2 \begin{pmatrix} A^3 \\ A^3 \\ A^2 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} c_{10} + c_{12} \cos(2\omega t + \Phi_{12}) \\ c_{20} + c_{22} \cos(2\omega t + \Phi_{22}) \\ c_{31} \cos(\omega t + \Phi_{31}) \end{pmatrix} + \text{HH} \quad (6.9)$$

avec  $dF_{lx}$  et  $dF_{ly}$  les deux composantes de la force élémentaire de portance, respectivement selon les axes  $x_0$  et  $y_0$ , et  $dF_d$  la force élémentaire de trainée, selon l'axe  $z_0$ , HH correspondant aux termes d'ordres harmonique plus élevés.

Comme cette analyse s'applique à toute surface élémentaire constituant la membrane de l'aile, les facteurs de proportionnalité de  $dF$ , définis dans l'équation (6.9), peuvent être étendus à la force totale  $F$  résultant de l'interaction du fluide avec la totalité de l'aile. De même, cette extension s'applique également à ses composantes de portance  $F_{lx}$ ,  $F_{ly}$  et de trainée  $F_d$ .

A partir de ce résultat on peut tout d'abord remarquer que pour un mouvement à une fréquence donnée  $\omega$ , la force de trainée sera proportionnelle au carré de l'amplitude de l'aile, tandis que la force de portance sera quant à elle proportionnelle à son cube, soit :

$$F_d \propto A^2, \quad F_{lx}, F_{ly} \propto A^3 \quad (6.10)$$

Cette puissance supplémentaire sur les deux composantes de portance provient des petites rotations de la normale unitaire  $\vec{n}$  autour des axes  $x_0$  et  $y_0$ , qui produisent les deux composantes de  $\vec{n}$  sur ces deux axes tandis que sa composante selon  $z_0$  reste quasiment constante au cours du mouvement.

De même, on peut observer que pour une amplitude  $A$  donnée, la portance tout comme la trainée générées par le mouvement de l'aile sont toutes deux proportionnelle au carré de la fréquence de battement avec un terme statique :

$$F_d, F_{lx}, F_{ly} \propto \omega^2 \quad (6.11)$$

Cependant, comme nous nous intéressons ici à un mouvement résonant, il est à noter que l'amplitude  $A$  de l'aile est celle obtenue par amplification dynamique de l'excitation et est donc fortement dépendante de l'amortissement. Pratiquement, pour une amplitude d'excitation donnée, l'amortissement est non seulement une fonction de l'amplitude de mouvement  $A$  (due à la nature quadratique de l'amortissement aéroélastique) mais aussi de la pulsation  $\omega$ . Ainsi, plus petite sera cette pulsation  $\omega$ , plus faible sera l'amortissement selon une loi rendant toute prédiction compliquée. Par conséquent, ces résultats restent de l'ordre de la tendance et doivent être considérés avec précautions, l'amplitude  $A$  n'étant elle même pas proportionnelle à l'amplitude d'excitation du prototype.

En les considérant comme des fonctions temporelles, et en négligeant les harmoniques supérieures à l'ordre 3, on peut également remarquer que la force de trainée oscille à la même pulsation  $\omega$  que le mouvement de l'aile, tandis que la force de portance oscille elle bien au double de cette pulsation ( $2\omega$ ). De plus, cette dernière présente une composante continue correspondant à la proportion de cette force contribuant à la poussée : elle correspond à la moyenne de la portance produite sur une période du mouvement. Les coefficients  $c_{10}$  et  $c_{20}$  sont eux uniquement dépendant de  $\varphi$ , qui est fonction de la position sur l'aile de la surface élémentaire considérée. C'est leur contribution, intégrée sur la surface de l'aile, qui prodigue la valeur de la portance produite, évaluée numériquement en section 6.1.3.2.

Enfin, comme nous le montrerons à l'aide des résultats numériques (voir section 6.1.3.1), on peut évaluer à la vue de ses éléments de proportionnalité que, comme l'amplitude locale du mouvement et les angles de rotations augmentent en s'éloignant de l'empennage de l'aile, la distribution de la force  $dF$  sur la surface de l'aile s'accroît elle aussi de manière monotone en se rapprochant de son extrémité.

### 6.1.2.3 Implémentation numérique

Dans les paragraphes suivants, le modèle de force développé est appliqué sur une aile dont le squelette se comporte selon le modèle structural illustré dans le chapitre 4. Etant donné que seule la cinématique des nervures constituant le squelette est imposée, la membrane d'aile doit alors être interpolée à partir de ces dernières.

Les nervures sont considérées comme des courbes paramétriques, dont le comportement vibratoire est obtenu via le modèle structural dynamique dans le vide, comme illustré en Fig. 6.2. On peut alors définir une surface par le biais d'une interpolation quadratique entre ces différentes courbes et ainsi obtenir son champ de déplacement  $u(r, s, t)$ .

Le mouvement de la structure étant imposé par les résultats du modèle dynamique, il est aisé de calculer le vecteur normal et le champ de vitesse sur la surface de l'aile et d'obtenir le champ de force en appliquant l'équation (6.3). Les vecteurs normaux sont déterminés par l'utilisation du Jacobien de la surface paramétrique ( $\vec{n} = \frac{\partial \vec{u}}{\partial r} \times \frac{\partial \vec{u}}{\partial s} \parallel \frac{\partial \vec{u}}{\partial r} \times \frac{\partial \vec{u}}{\partial s} \parallel$ ) tandis que le champ de vitesse est calculé en dérivant le champ de position par rapport au temps ( $\vec{V} = \frac{\partial \vec{u}}{\partial t}$ ).

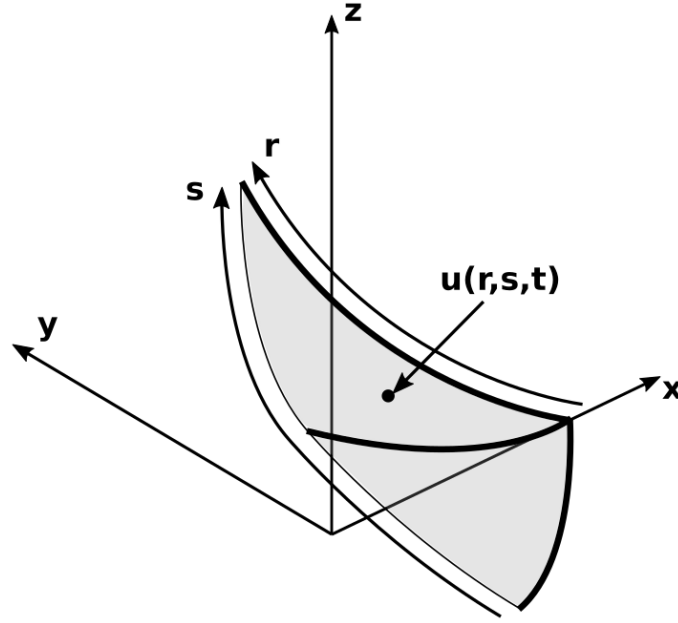


FIGURE 6.2 – Paramétrisation de l’aile pour l’implémentation numérique.

Comme l’aire de la surface d’aile est dépendante du temps en raison des déformations élastiques, afin d’éviter de modéliser le champ de déplacement élastique exact sur l’intégralité de l’aile, le Jacobien à l’intérieur de l’intégrale est supposé constant et égal à celui de l’instant pour lequel la surface d’aile est la plus faible. Ainsi l’expression de la force utilisée est :

$$\vec{F}(t) = -\frac{1}{2}\rho \int \int_{aile(0)} \|\vec{V}(t)\| (\vec{V}(t) \cdot \vec{n}(t)) \vec{n}(t) dS \quad (6.12)$$

où la surface est évaluée à l’instant initial, c’est-à-dire pour la position de référence où l’aile est non-déformée et présente donc l’aire la plus faible (surface grisée en Fig. 6.3).

### 6.1.3 Estimation de la portance

#### 6.1.3.1 Estimations physiques

L’objet de ce calcul numérique est non seulement d’évaluer les forces engendrées au niveau des ailes du nano-drone mais également de comprendre son comportement.

A partir de l’expression (6.3), la force et la puissance associées sont reliées à :

$$\begin{cases} F_z^{peak} \approx \frac{1}{2} \rho_{air} (2\pi)^2 (\omega w)^2 S_{eff} \cos(\varphi) \\ F_y^{mean} \approx \frac{1}{2} \rho_{air} (2\pi)^2 (\omega w)^2 S_{eff} \frac{\sin(\varphi)}{2} \\ P^{mean} \approx \rho_{air} 4 (2\pi)^2 (\omega w)^2 S_{eff} \frac{\cos(\varphi)}{2} \end{cases} \quad (6.13)$$

où  $S_{eff}$  correspond à la surface concentrant la distribution de pression,  $w$  à l’amplitude de battement et  $\varphi$  à l’angle de torsion.



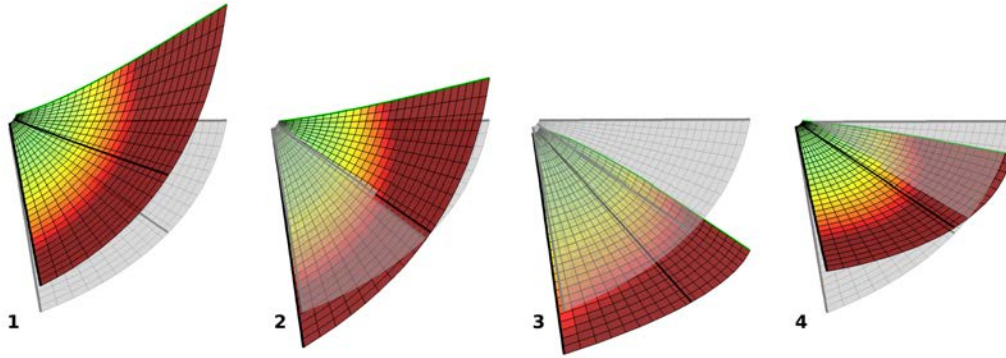


FIGURE 6.3 – Illustration de la répartition des efforts aérodynamiques (module de la force totale) sur l'aile au cours du mouvement : faible concentration d'effort en vert, forte concentration d'effort en rouge et aile non-déformée en gris.

Sur la Fig. 6.3, qui montre la répartition des efforts aérodynamiques sur la surface de l'aile (module de la force totale calculée en Eq. 6.12) au cours de son mouvement, on peut observer que ces efforts sont concentrés à l'extrémité de l'aile tout au long du cycle de battement. Cela démontre donc que pour maximiser la poussée produite, il est nécessaire de s'assurer que la géométrie de l'aile présente une grande surface de voilure en son extrémité.

Pour le calcul, on considère un mouvement à une excitation de 190 Hz correspondant à une fréquence de quadrature expérimentale pour les prototypes de type "Spider" (voir chapitre 5), une surface effective  $S_{eff} = 0.6S$  signifiant que la concentration de force sur les 40% de la surface d'aile proche du thorax sont négligeables en comparaison avec les 60% à proximité de l'extrémité de l'aile (comme le montre les résultats numériques de répartition des efforts illustrés en Fig. 6.3), une amplitude de battement de l'ordre de  $w = L/3 = 0.5$  cm et un angle de torsion de  $10^\circ$ . A partir de ces conditions et des estimations (6.13), on obtient alors :

$$\begin{cases} F_z^{peak} &= 1.403mN \\ F_y^{mean} &= 0.1mN \\ P^{mean} &= 6mW \end{cases} \quad (6.14)$$

Comme ces estimations ne considèrent qu'une seule aile, il est nécessaire de doubler ces valeurs pour les comparer à des résultats expérimentaux. Ainsi elles indiquent une génération de portance  $F_y$  de l'ordre de  $200 \mu N$ . Cette évaluation est cohérente avec le poids d'un prototype "Spider" de  $220 \mu N$ , et signifie alors qu'un prototype de ce type est susceptible d'être en mesure de soulever son poids.

Considérant ce poids, on peut alors en déduire la densité de puissance d'un prototype à  $2.64$  W/kg. Ces résultats restent donc loin des performances observées chez les insectes qui montrent notamment des densités de puissance de l'ordre de  $20$  W/kg [14]. Néanmoins, ils restent cohérents avec nos hypothèses, considérant que les amplitudes de battement et de torsion utilisées sont plus faibles que celles observées chez les insectes.

### 6.1.3.2 Estimation de portance en fonction de la fréquence

En Fig. 6.4, l'amplitude de battement calculée en bout d'aile (courbe verte) est tracée en fonction de la fréquence avec la force de portance (courbe bleue) associée à ce mouvement moyennée sur une période.

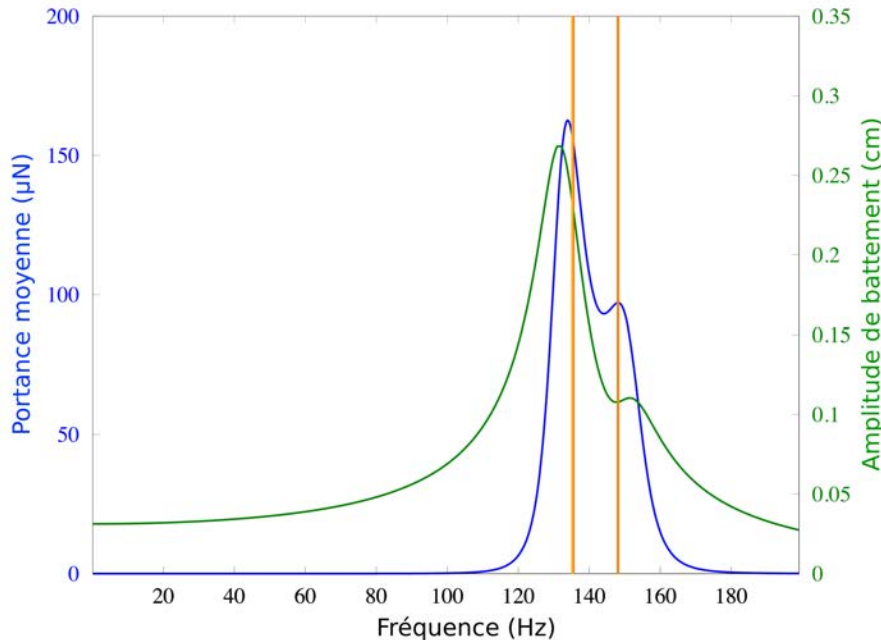


FIGURE 6.4 – Force de portance (courbe bleue) moyennée sur une période de battement en fonction de la fréquence et FRF associée au mouvement (courbe verte), fréquences de quadrature indiquées par des traits verticaux oranges.

On peut alors observer que deux maximums locaux de portance sont présents à proximité des deux fréquences de quadratures. En effet, le premier maximum est obtenu pour une fréquence d'excitation située entre la fréquence du mode de battement et celle de quadrature associée, et le second maximum est quant à lui obtenu pour une fréquence égale à celle de la seconde quadrature à proximité du mode de torsion. Ce résultat est également en accord avec ceux obtenus par [124]. De plus, il est remarquable d'observer que les valeurs maximales de portances calculées sont du même ordre de grandeur que celle estimée dans la section 6.1.3.1.

Il découle de cette analyse que, pour générer de la portance, l'obtention de grandes amplitudes est une condition nécessaire mais pas suffisante. En effet, on peut remarquer que les maximums de portance ne sont pas obtenus sur les maximums d'amplitude aux résonances des deux modes mais bien pour des fréquences impliquant un mouvement en quadrature de phase. A l'instar du concept présenté au chapitre 4 de couplage de modes d'un point de vue structurel, ce résultat sur l'aérodynamique tend à démontrer qu'une combinaison adaptée entre mouvements de battement et de torsion est bien une des clés de la production de portance.

La raison principale en est qu'un mouvement de battement seul ne permet pas de générer de la portance et qu'il est nécessaire d'obtenir une inclinaison suffisante de l'aile. Un couplage avec le mode de torsion est donc essentiel. On peut alors rappeler que, comme vu dans le chapitre 2 section 2.2 en Fig. 2.7 (p. 33), la seconde

quadrature présente une plus grande amplitude de torsion que la première puisque l'on se rapproche de la résonance du mode de torsion et que l'on s'éloigne de celle du mode de battement. On peut ainsi intuitivement que la cinématique obtenue sur cette seconde quadrature pourrait alors être la plus propice à la production de portance.

Enfin, la proportionnalité en  $F \propto \omega^2$  établie en (6.11) implique que pour deux mouvements présentant une même cinématique adaptée et une même amplitude, c'est-à-dire couplant le battement et la torsion en quadrature de phase, celui possédant la plus haute fréquence, et donc la plus grande vitesse, engendrera une force aérodynamique plus importante. On retrouve d'ailleurs cet effet dans la nature notamment chez les moustiques, qui possèdent des fréquences de battement plus élevées que les autres insectes de l'ordre de 1 kHz [26, 125].

Toutefois, on peut noter que dans un système résonant l'amplitude d'une résonance diminue généralement avec l'augmentation de sa fréquence et que pour notre application il nous est donc nécessaire de faire un compromis entre amplitude et fréquence. Ainsi, le fait que la seconde quadrature présente une force de portance plus faible que la première en Fig. 6.4, peut s'expliquer par sa plus faible amplitude de battement. Si les deux quadratures possédaient des amplitudes égales, alors la différence de fréquences impliquerait une différence de portance entre ces deux quadratures de l'ordre de 20%.

#### 6.1.4 Conclusions sur le modèle de couplage aérodynamique

Pour modéliser les interactions entre l'air et les ailes de nos prototypes a été choisi un modèle de couplage faible. C'est-à-dire que les efforts aérodynamiques produits par la membrane de l'aile sont estimés directement à partir des cinématiques calculées selon les méthodes présentées dans le chapitre 4.

Il a ainsi été montré que deux paramètres du mouvement, son amplitude et sa fréquence, sont prépondérants dans l'expression de la portance, celle-ci étant proportionnelle au cube de l'amplitude et au carré de la fréquence.

En observant la répartition des efforts sur la membrane de l'aile, nous avons également pu mettre en évidence que l'extrémité de l'aile est la zone surfacique présentant la plus grande concentration d'effort, ce résultat étant corroboré par les relations de proportionnalité obtenues. Cette zone sera donc à privilégier pour maximiser la production de portance des ailes de nos prototypes.

Enfin, en calculant la force de portance produite en fonction de la fréquence d'excitation du prototype (impliquant donc une variation de sa cinématique), nous avons vérifié qu'il existait deux maximums de portance intervenant à des fréquences correspondant aux fréquences de quadratures de phase entre les modes de battement et de torsion. Cette observation valide définitivement notre concept en mettant en lumière que bien que la portance soit fortement liée à l'amplitude et à la fréquence, il est également primordial d'appliquer à l'aile une cinématique adaptée. Cette dernière doit être la combinaison d'un mouvement de battement et d'un mouvement de torsion en quadrature de phase.

## 6.2 Validation expérimentale

Afin de quantifier la poussée générée par nos prototypes, il est nécessaire de mettre en œuvre un protocole expérimental adapté aux contraintes de fonctionne-

ment de ces derniers. Les prototypes générant des efforts aérodynamiques de l'ordre de  $100 \mu\text{N}$ , il est essentiel de disposer un banc de mesure capable d'une précision adéquate tout en présentant une robustesse et une souplesse suffisantes pour permettre les manipulations et supporter la mise en vibration.

### 6.2.1 Banc de mesure

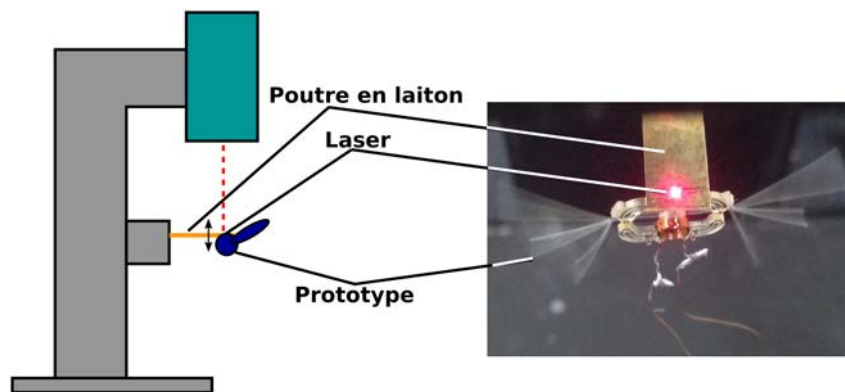


FIGURE 6.5 – Schéma de principe du banc de mesure de portance développé et basé sur la mesure du déplacement par laser d'une poutre en laiton sur laquelle est collé le prototype.

Sachant qu'aucun système de mesure sur le marché ne correspond aux contraintes imposées par nos prototypes, un banc de mesure de portance spécifique a donc dû être développé. Le principe de ce banc de mesure, illustré en Fig. 6.5, repose sur la mesure du déplacement vertical d'une poutre fine (appelée clinquant) sur laquelle est collé le prototype. En générant de la portance, par la mise en vibration de ses ailes, le prototype exerce une force verticale sur la poutre en flexion dont le déplacement est mesuré à l'aide d'un capteur laser Keyence LK-G32. En s'appuyant au préalable sur une calibration de la rigidité de ce clinquant, il est possible de relier ce déplacement directement à la force appliquée par le prototype, cette dernière étant la force de portance du nano-drone.

Comme notre prototype est un système vibrant, la mesure de portance à réaliser ne correspond pas à une déformation statique du clinquant mais à une déformation dynamique de celui-ci. En effet, la force de portance générée par une aile battante étant un effort oscillant, le clinquant est donc soumis à une excitation vibratoire produite par le prototype. Ainsi, pour conserver une simple relation de proportionnalité indépendante de la fréquence d'actionnement entre le déplacement vertical du clinquant et la force le déformant sur une large bande fréquentielle, il est nécessaire que les modes de vibrations du clinquant n'interfèrent pas dans la mesure. Dans ce but, le comportement dynamique du clinquant doit donc être également calibré en vérifiant que la fréquence de son premier mode propre soit au delà de la bande fréquentielle de fonctionnement du prototype, ceci afin que sa réponse vibratoire reste indépendante de la fréquence.

Afin de calibrer la rigidité de cette poutre fine en laiton, un dispositif de mesure de force FemtoTools est utilisé. Ce dernier se compose d'une plateforme de positionnement FT-1000 et d'un capteur de micro-force FT-S1000 permettant de

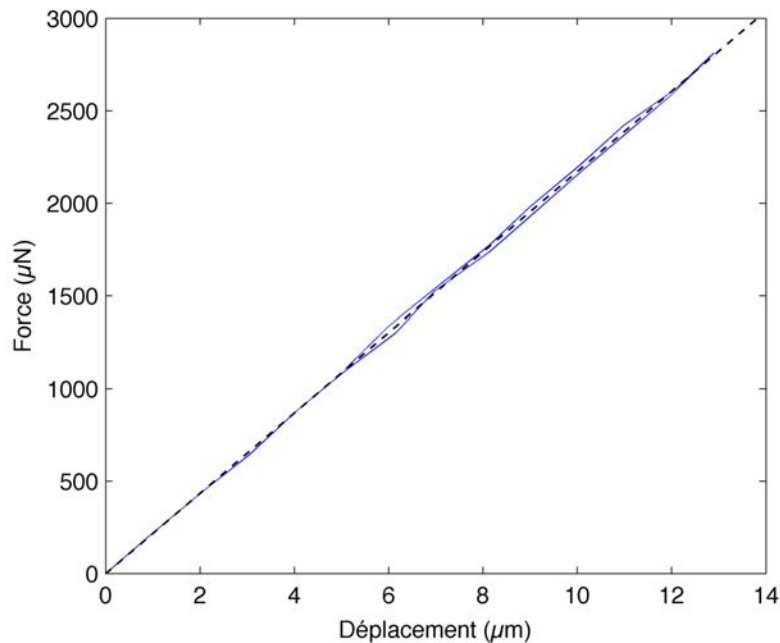


FIGURE 6.6 – Courbe de calibration force/déplacement de la poutre en laiton utilisée pour la mesure de portance (mesures en bleu et régression linéaire associée en trait pointillé).

caractériser respectivement la position et la force à une précision de  $0.01 \mu\text{m}$  et  $0.05 \mu\text{N}$ . En appliquant ce capteur de force à l'extrémité du cliquant et en le déplaçant verticalement à l'aide de la plateforme de positionnement, nous obtenons alors un graphique de calibration reliant force et déplacement. Pour notre application un clinquant en laiton d'épaisseur  $0.2 \text{ mm}$  et de longueur  $7 \text{ mm}$  est employé. Le choix de ce matériau se justifiant par la nécessité d'un matériau amagnétique, afin d'éviter d'endommager le prototype au cours de son actionnement, et les caractéristiques permettant de respecter nos critères fréquentiels.

La courbe de calibration force/déplacement de ce clinquant est donnée en Fig. 6.6. On peut voir sur ce graphique que le comportement de ce clinquant est parfaitement linéaire et qu'il ne plastifie pas pour un effort de près de  $3000 \mu\text{N}$ , les efforts à mesurer étant de l'ordre de la centaine de  $\mu\text{N}$ . La sensibilité de ce clinquant est déterminée par la pente de la courbe, soit ici  $180 \mu\text{N}/\mu\text{m}$ . Comme la sensibilité du capteur laser utilisé est de  $0.1 \mu\text{m}$ , la précision de ce banc de mesure est donc de  $18 \mu\text{N}$ .

Pour la calibration dynamique, on trace dans un premier temps la FRF d'un prototype en fonctionnement (courbe bleue représentée en Fig. 6.7), on peut alors remarquer que la bande fréquentielle de fonctionnement d'un prototype, c'est-à-dire les deux premiers pics de résonance, se trouve entre  $100 \text{ Hz}$  et  $200 \text{ Hz}$ . La portance d'une aile battante étant un effort oscillant au double de la fréquence d'actionnement, une condition nécessaire pour assurer le bon déroulement de la mesure est que la fréquence du premier mode du clinquant soit au delà de  $400 \text{ Hz}$ .

Une FRF en déplacement du clinquant, donnée en Fig. 6.7 (courbe orange) lorsque le prototype est inactif, montre que son comportement dynamique est peu

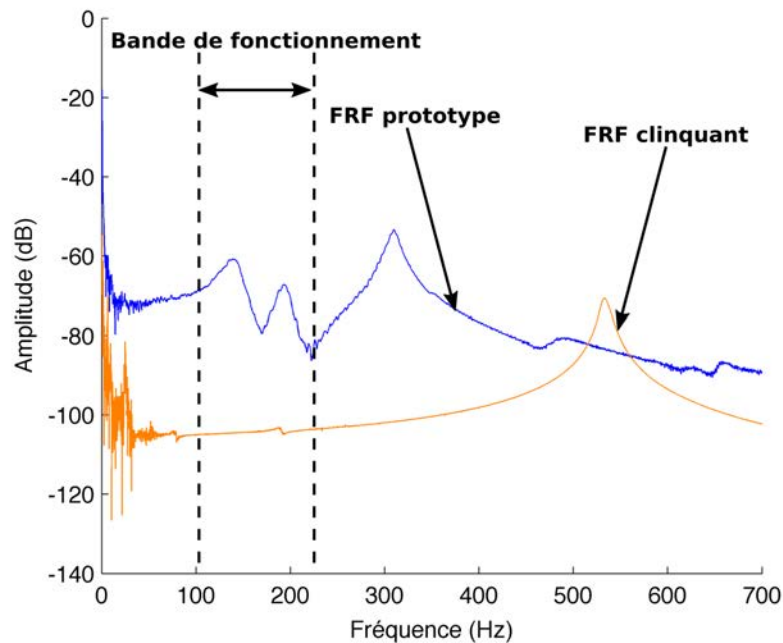


FIGURE 6.7 – Calibration vibratoire de la poutre en laiton utilisée pour la mesure de portance. Courbe orange : FRF en déplacement de la poutre en laiton (avec prototype inactif) ; courbe bleue : FRF d'un prototype.

dépendant de la fréquence dans la bande fréquentielle allant de 0 Hz à 450 Hz, son premier mode de vibration se trouvant à 550 Hz. Par conséquent, on pourra se servir de ce clinquant afin de relier sa déformation à la poussée produite par le prototype collé à son extrémité à l'aide d'une simple relation de proportionnalité indépendante de la fréquence d'actionnement.

Pour illustrer ce processus de mesure, la Fig. 6.8.a propose un exemple de signal de force instantanée ainsi que son spectre fréquentiel obtenus lors de l'actionnement d'un prototype, donné en Fig. 6.8.b. On peut effectivement remarquer sur cette dernière figure que ce signal de force est bien composé de deux fréquences en plus d'une composante continue. Comme démontré par [15, 19, 126], cette composante continue correspond à la portance effective du prototype. En effet, les composantes de trainée et de portance composant ce signal de force étant des signaux périodiques de valeur moyenne nulle, seule la valeur moyenne du signal de force complet permet d'établir la poussée effective générée par le prototype. Le reste du signal est lui constitué, comme attendu, d'une composante à la fréquence d'actionnement correspondant à la trainée et d'une composante au double de cette fréquence correspondant à la portance générée pendant les battements avant et arrière.

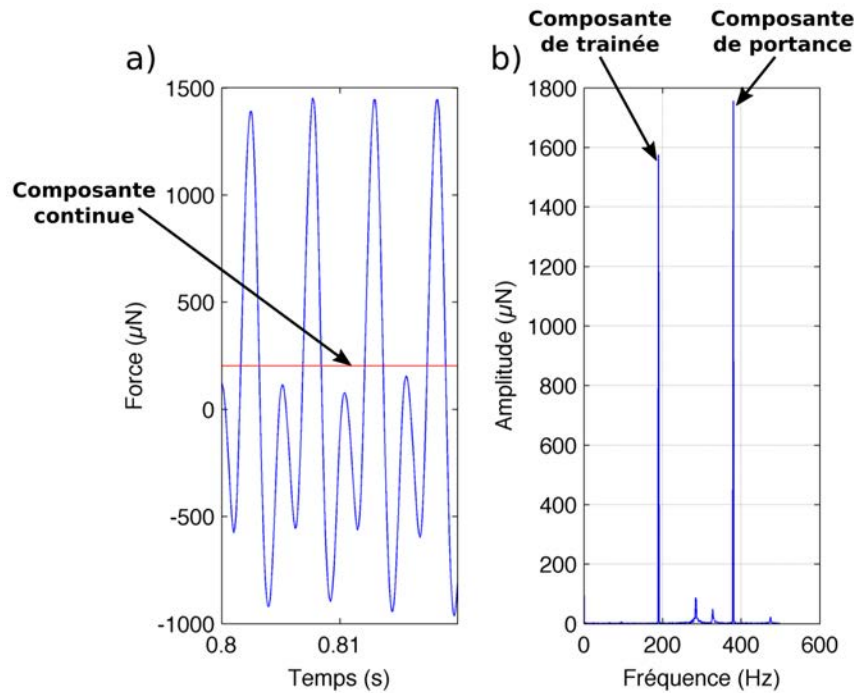


FIGURE 6.8 – a) Exemple de signal temporel de portance mesuré avec un prototype de type "Spider" actionné à 190 Hz et b) spectre fréquentiel associé.

## 6.2.2 Mesures de portance

Pour rappel, la création d'une force de portance à l'aide d'ailes battantes requiert à priori de produire une cinématique mêlant un mouvement de battement et une inclinaison de la membrane. Nous avons montré au cours des chapitres 4 et 5 qu'il était possible de reproduire ce type de cinématique avec une aile vibrante en couplant deux modes de sa structure en quadrature de phase. L'objectif de ces nouvelles mesures est donc de vérifier que la cinématique obtenue permet bel et bien de générer une force de portance.

Les différents types de prototypes présentés en Fig. 5.6 (chapitre 5 section 5.2, p. 81) sont donc testés sur ce banc de mesure afin d'évaluer la force de portance qu'ils sont capables de produire. Ces résultats seront tout d'abord détaillés selon le type de prototype avant d'être discutés puis de conclure.

### 6.2.2.1 Prototype de type "F Wing"

Choisissons tout d'abord d'étudier l'évolution de la force de portance générée par le premier type de prototype capable de faire preuve d'une cinématique se rapprochant de celle observée chez les insectes, c'est-à-dire le "F Wing" (voir chapitre 5, section 5.2.2). Sur la Fig. 6.9.b, on peut observer que la force de portance produite varie bien en fonction de la fréquence d'actionnement du prototype. En comparant cette évolution avec une FRF mesurée en un point de l'aile (Fig. 6.9.a), on peut constater que la poussée maximale n'intervient pas sur les modes de vibrations. En effet, le maximum de portance (trait pointillé orange) est obtenu pour une fréquence proche de 132 Hz alors que le mode de battement (trait pointillé violet) se trouve à 105 Hz et celui de torsion (trait pointillé bleu) à 145 Hz.



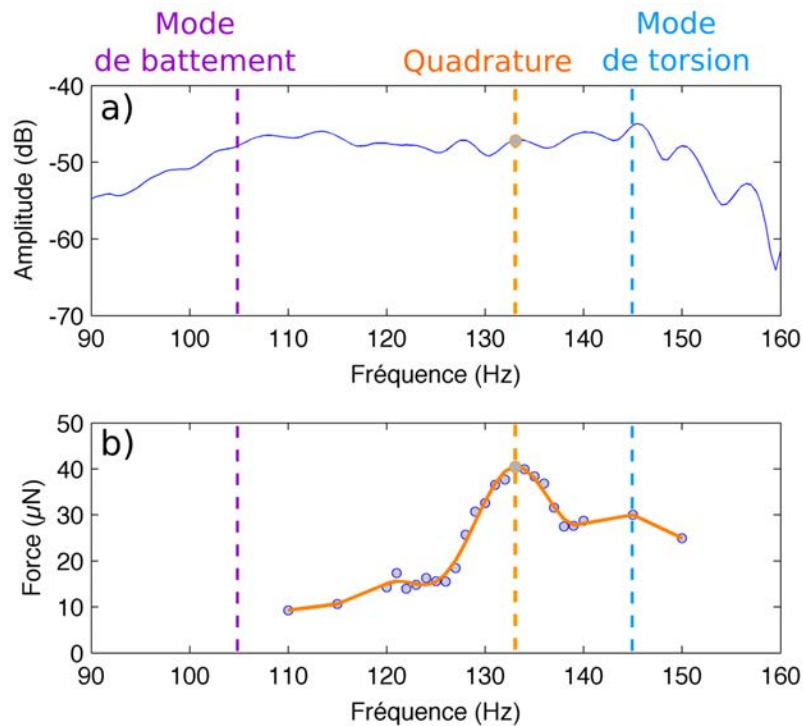


FIGURE 6.9 – a) FRF et b) mesures expérimentales de portance en fonction de la fréquence avec "fitting" polynomial (courbe orange) sur un prototype de type "F Wing".

Cette première observation montre donc que la fréquence d'actionnement des ailes du prototype, et donc leur cinématique, influe fortement sur la portance produite. De plus, le fait que la portance mesurée ne soit pas maximale pour des fréquences d'actionnement proches de celles des modes propres de battement et de torsion du prototype démontre qu'un unique mouvement de battement, ou de torsion, ne permet pas au prototype de produire de la poussée efficacement. Il convient tout de même de préciser que même si nous ne disposons pas ici de point de mesure de portance pour la fréquence du mode de battement, la tendance observée sur la Fig. 6.9.b tend à confirmer cette conclusion.

En analysant, à l'aide d'une caméra rapide, le mouvement des ailes du prototype à la fréquence correspondant au maximum de portance mesuré (illustré séquence par séquence en Fig. 6.10 avec l'évolution de la position de la corde de l'aile en trait pointillé), on vérifie que ce dernier découle bien d'un couplage entre les deux mouvements de battement et de torsion en quadrature de phase, l'inversion d'inclinaison se produisant à la fin de chaque cycle de battement (séquences 1 et 4). Néanmoins, la valeur maximale de portance de l'ordre de 40  $\mu\text{N}$  constatée pour ce prototype reste faible. Sachant que la masse de notre prototype est de 22 mg, la force nécessaire pour compenser son poids doit être de 220  $\mu\text{N}$  alors que la poussée produite par ce prototype est inférieure à 20% de son poids.

Malgré une cinématique a priori adéquate, plusieurs autres causes peuvent expliquer ce résultat. En premier lieu, comme montré en section 6.1.2.2, la portance est proportionnelle à l'amplitude de battement. Ainsi, quand les insectes ou d'autres prototypes de nano-drone à ailes battantes génèrent des angles de battement supé-



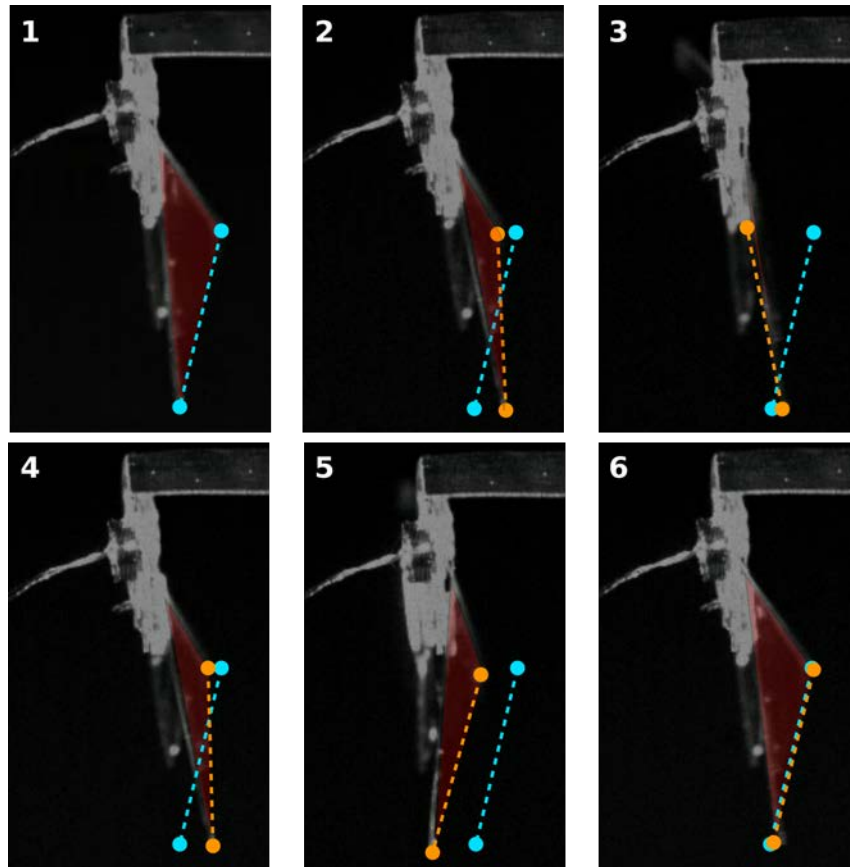


FIGURE 6.10 – Rendu image par image d'un enregistrement à la caméra rapide pour un prototype de type "F Wing" à une fréquence d'actionnement de 132 Hz. Membrane de l'aile suivie colorée en rouge, position initiale de la corde en pointillés bleus, position actuelle de la corde en pointillés oranges, l'inversion d'inclinaison se produisant autour des séquences 1 et 4.

rieurs à  $60^\circ$ , les ailes de ces prototypes de type "F Wing" ne dépassent pas  $10^\circ$ . En second lieu, la forme des ailes est assez éloignée de celles observées chez les insectes. Enfin, cette géométrie reste peu propice à la génération de portance puisqu'elle ne comporte pas une grande surface de membrane dans les zones concentrant le plus d'efforts aérodynamiques (comme vu en section 6.1.3.1 sur la Fig. 6.3 p. 103).

#### 6.2.2.2 Prototype de type "Batwing"

Les prototypes de type "Batwing" ont notamment été développés pour répondre à cette problématique de répartition de la membrane sur l'aile, leur géométrie comportant une veine inclinée supplémentaire sur l'empennage, tout en permettant de conserver le comportement dynamique recherché.

Contrairement à ce que l'on a pu observer avec les précédents prototypes de type "F Wing", on peut noter la présence de deux maximums de portance locaux sur les mesures données en Fig. 6.11.b. Ce résultat est cohérent avec le modèle développé au cours du chapitre 4 puisque nos prototypes présentent en théorie deux fréquences, à proximité de celles des modes, pour lesquelles ces modes sont couplés en quadrature de phase.

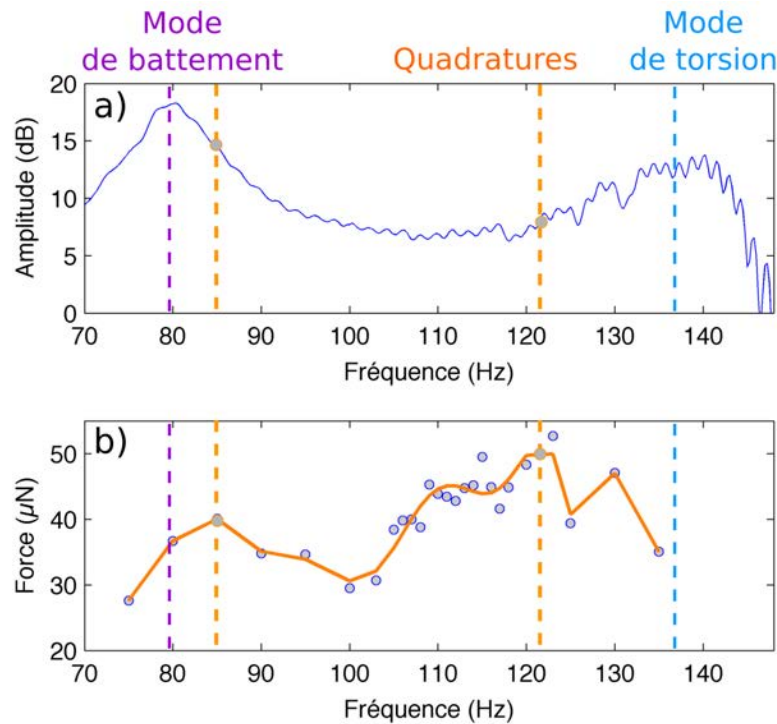


FIGURE 6.11 – a) FRF et b) mesures expérimentales de portance en fonction de la fréquence avec "fitting" polynomial (courbe orange) sur un prototype de type "Batwing".

En comparant ces données avec une FRF réalisée sur un point d'une aile de ces prototypes (Fig. 6.11.a), on peut noter que les maximums de portance sont obtenus pour des fréquences d'actionnement proches de celles des modes de battement et de torsion des ailes, les valeurs de portance pour les fréquences de ces modes restant cependant plus faibles.

Cette différence notable avec la génération de prototypes "F Wing" peut s'expliquer par l'écart fréquentiel plus important entre les deux modes de vibration c'est-à-dire près de 70 Hz pour les prototypes "Batwing" contre moins de 40 Hz pour les prototypes "F Wing". En effet, une grande proximité fréquentielle entre les deux modes couplée à un fort amortissement (inhérent à l'interaction avec l'air environnant) implique que ces deux quadratures peuvent être si proches que l'on ne puisse les distinguer l'une de l'autre. La portance maximale est obtenue pour une fréquence d'actionnement située à proximité du mode de torsion autour de 120 Hz.

L'analyse à l'aide d'une caméra rapide du mouvement de l'aile pour cette fréquence d'actionnement du prototype (cf. Fig. 6.12), démontre une nouvelle fois que ce dernier combine des mouvements de battement et de torsion de l'aile avec une inversion de l'inclinaison de l'aile se produisant à la fin de chaque cycle de battement (séquences 1 et 4). Ces éléments indiquent clairement un couplage en quadrature de ces mouvements.

Ces mesures confirment que la cinématique obtenue par un couplage de deux modes vibratoires en quadrature de phase permet de produire de la portance. Cependant, bien que la répartition de membrane sur l'aile semble plus adaptée, la force de portance qu'ils produisent reste insuffisante pour assurer leur décollage. En effet,

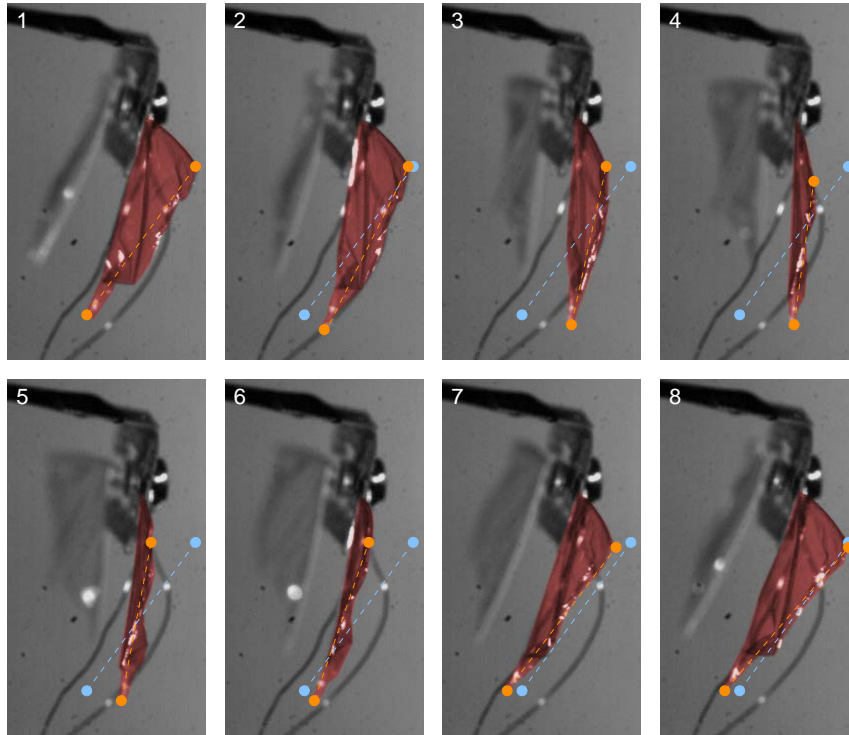


FIGURE 6.12 – Rendu image par image d'un enregistrement à la caméra rapide pour un prototype de type "Batwing" à une fréquence d'actionnement de 120 Hz. Membrane de l'aile suivie colorée en rouge, position initiale de la corde en pointillés bleus, position actuelle de la corde en pointillés oranges, l'inversion d'inclinaison se produisant autour des séquences 1 et 4.

la valeur maximale mesurée est de l'ordre de  $55 \mu\text{N}$  soit environ 25% de leur poids.

Les fréquences de fonctionnement de ces deux générations de prototypes étant relativement proches (130 Hz pour les prototypes "F Wing" et 120 Hz pour les prototypes "Batwing"), cela démontre que la répartition de la membrane sur l'aile a une influence non-négligeable sur la poussée produite.

### 6.2.2.3 Prototype de type "Spider"

Suite aux précédents résultats, la génération de prototypes de type "Spider" a été développée en revoyant la géométrie de l'aile par l'ajout d'éléments bioinspirés tels que l'inclinaison du bord d'attaque et sa variation de section ainsi qu'en optimisant cette structure.

L'évolution de la portance produite par ce type de prototype en fonction de la fréquence d'actionnement est donnée en Fig. 6.13.b. Après analyse des courbes, on retrouve ici deux maximums locaux de portance sur la bande fréquentielle de fonctionnement. En comparant ces mesures de portance à une FRF d'une aile de ces prototypes (Fig. 6.13.a), il apparaît comme attendu, que ces maximums de portance sont obtenus pour des fréquences d'excitation du prototype proches de celles des deux modes de battement et de torsion. On peut également constater qu'entre ces deux maximums, la portance baisse mais reste non-négligeable. Ce comportement peut s'expliquer par l'évolution de la phase entre les deux modes de vibration dans cette

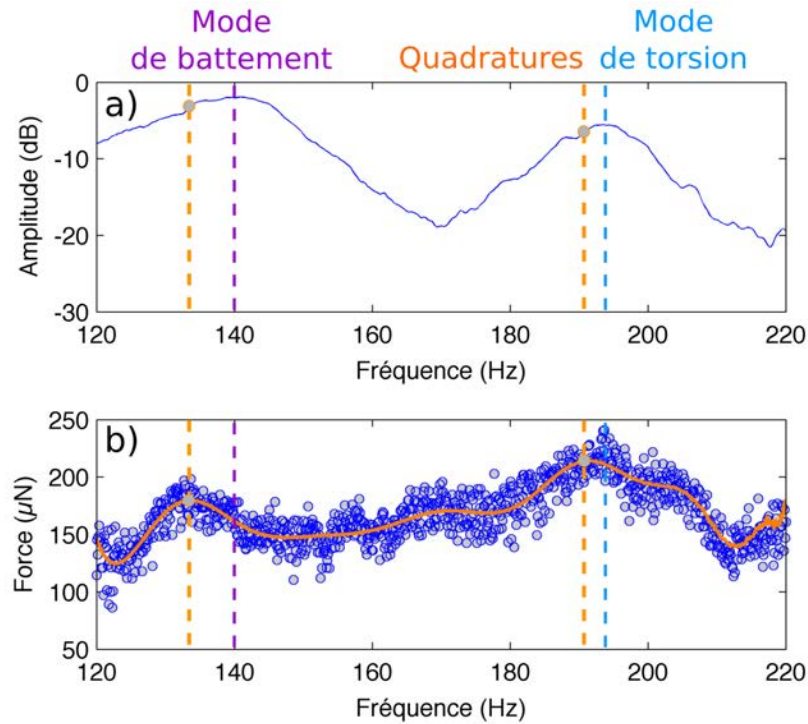


FIGURE 6.13 – a) FRF et b) mesures expérimentales de portance en fonction de la fréquence avec "fitting" polynomial (courbe orange) sur un prototype de type "Spider".

bande fréquentielle. En effet, pour ces différentes fréquences, les modes de battement et de torsion restent couplés mais à un déphasage différent de la quadrature. Cette évolution de la portance tend donc à vérifier que la quadrature de phase est bien l'optimal pour maximiser la portance produite.

A l'instar de la génération précédente, la fréquence de quadrature à proximité du mode de torsion produit plus de portance que celle proche du mode de battement, ce qui confirme l'importance d'une grande inclinaison de l'aile au cours du battement, le mode de torsion possédant une plus grande amplitude. En analysant le mouvement de l'aile à ces fréquences (cf. Fig. 6.14), on peut effectivement constater une importante inclinaison de l'aile (de l'ordre de  $15^\circ$ ) pour une amplitude de battement plus importante (de l'ordre de  $30^\circ$ ) que celles obtenues avec les précédents prototypes.

Ces prototypes font également montre d'une force de portance bien plus conséquente que les générations précédentes. En effet, on obtient ici un maximum de portance de  $240 \mu\text{N}$  capable de dépasser le poids d'un prototype. Cette avancée par rapport aux performances des précédentes générations de prototypes démontre que cette géométrie d'aile offre une meilleure interaction avec l'air environnant tout en améliorant son comportement dynamique. En effet, les fréquences de quadrature sont plus élevées que dans les cas précédents tout en présentant une plus grande amplitude.

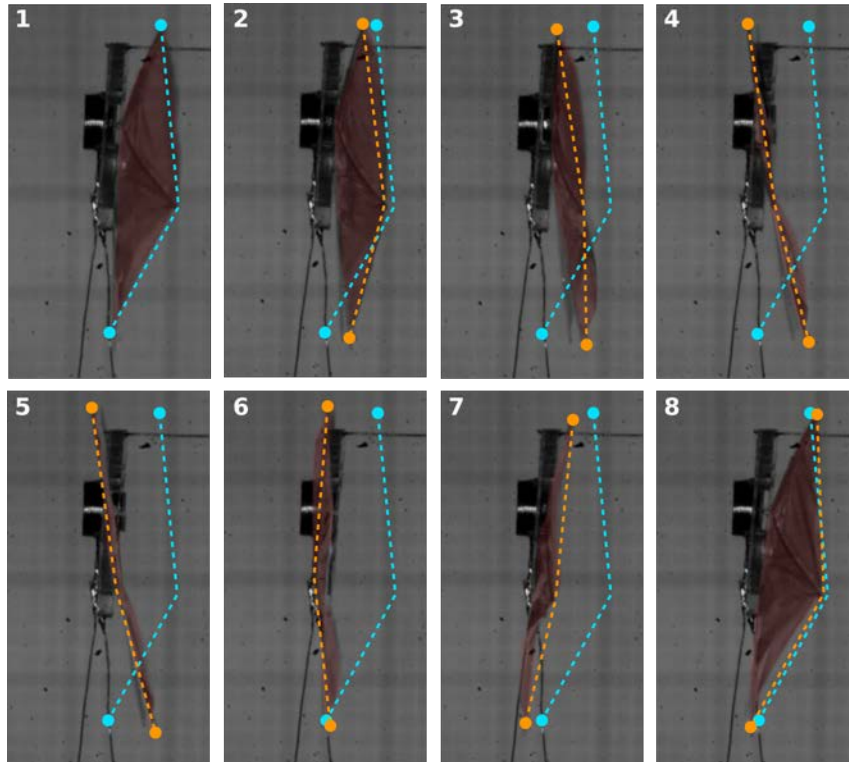


FIGURE 6.14 – Rendu image par image d'un enregistrement à la caméra rapide pour un prototype de type "Spider" à une fréquence d'actionnement de 190 Hz. Membrane de l'aile suivie colorée en rouge, position initiale de l'extrémité de l'aile en pointillés bleus, position actuelle de l'extrémité de l'aile en pointillés oranges, l'inversion d'inclinaison se produisant autour des séquences 1 et 5.

### 6.2.3 Discussion et conclusions

Suite à l'ensemble des essais, un certain nombre de conclusions ressortent. Dans un premier temps, nous avons pu voir que pour les trois types de prototypes mesurés, le maximum de portance ne se trouve pas aux fréquences propres des ailes, bien que ce soit à ces fréquences que les plus grandes amplitudes sont obtenues. Au contraire, la portance est maximale lorsque l'on est à une fréquence de couplage en quadrature et ce quelle que soit la génération de prototypes. Comme attendu, on retrouve à la fois en simulation et en expérimental les deux fréquences de quadratures qui se situent entre les modes de battement et de torsion. L'analyse des forces générées permet de vérifier que l'on a bien pour ces fréquences des maximums locaux de portance, ce qui valide ainsi le concept développé dans ces travaux de thèse.

Dans un second temps, dans le cas où les deux modes présents sont proches en fréquences, alors seul un unique maximum de portance peut être mesuré. Ceci s'explique par cette proximité fréquentielle d'une part, et d'autre part par le recouvrement fréquentiel induit par le fort amortissement aérodynamique auquel est soumis la structure. Le résultat est un rapprochement des fréquences de quadratures.

Dans un troisième temps, on remarque sur la Fig. 6.13 (p. 114) donnée en section 6.2.2.3 que l'un des maximums de portance est mesuré pour une fréquence inférieure à celle du mode de battement alors que la théorie prévoit que les fréquences de quadratures soient comprises entre celles des deux modes. L'observation

à la caméra rapide de la cinématique des ailes pour ce maximum de portance démontre qu'il s'agit bien d'un couplage en quadrature des mouvements de battement et de torsion. Cette incohérence fréquentielle peut s'expliquer par divers facteurs. En premier, les mesures de FRF et de portance décrites dans les sections précédentes sont effectuées sur des prototypes différents issues de la même génération. De ce fait, de légères imperfections sur les prototypes survenues au cours du processus de fabrication ou d'assemblage peuvent expliquer ces différences. En second lieu, les mesures des FRFs sont réalisées pour de faibles amplitudes de battement alors que les mesures de portances sont effectuées à de fortes amplitudes. Ainsi les non-linéarités du système apportées par les grandes déformations de la structure et l'amortissement aérodynamique peuvent influencer les fréquences propres des ailes et impliquer une évolution de ces dernières entre petites et grandes amplitudes. Enfin, compte tenu de la fragilité de nos prototypes et du nombre d'essais réalisés, il est également notable que ceux-ci se dégradent au cours du temps et que le phénomène de fatigue impliqué puisse également décaler les fréquences propres (les résultats de la Fig. 6.13 représentent 10 heures de mesures).

Le point le plus remarquable de cette étude est que l'on dispose dorénavant d'un prototype "Spider" capable de générer une force supérieure à son propre poids. On peut donc envisager son décollage et ce malgré des amplitudes de battement et de torsion encore bien en deçà de celles observées chez les insectes.



# Conclusions et perspectives

## Conclusions

Au cours de ces travaux de thèse, un nano-drone bio-inspiré a été développé en s'appuyant sur un concept innovant de couplage de modes vibratoires de la structure de ses ailes pour d'une part, reproduire la cinématique observée chez les insectes volants de la famille des diptères et d'autre part, créer suffisamment de portance pour soulever son poids.

Dans le premier chapitre, une étude bibliographique a permis de cibler le contexte et les enjeux de cette recherche. Les différents phénomènes et mécanismes servant au vol des insectes ont alors été exposés mettant alors en évidence l'importance de leur cinématique d'aile spécifique, composée d'un mouvement de translation combiné à un mouvement de rotation en quadrature de phase, ainsi que de l'utilisation de mécanismes d'amplification du mouvement, tels que la résonance de certains de leurs organes.

En comparant divers projets de développement de micro et nano-drones existants se basant sur une propulsion à l'aide d'ailes battantes, deux catégories distinguées par leur mode d'actionnement ont pu être dégagées. La première, aux résultats déjà fortement avancés grâce au prototype "Robobee", s'appuie sur l'utilisation d'un actionnement direct des ailes accompagné d'un mécanisme de transmission et de transformation du mouvement pour assurer la production de cette cinématique biomimétique. La seconde, à laquelle ces travaux de thèse aspirent à contribuer, propose de s'affranchir de tout mécanisme de transmission et de transformation de mouvement en le substituant par le comportement dynamique de la structure du prototype, la cinématique étant alors générée passivement par les vibrations du système.

Enfin un tour d'horizon des différents défis à relever gravitant autour de cette thématique a notamment permis d'observer d'une part, que les vibrations d'une structure sont rarement employées pour réaliser un mécanisme spécifique et d'autre part, que le champ de recherche autour des nano-drones ne se limitera pas à la seule étude de leur propulsion (contrôle de vol, localisation, applications, ...).

Dans le deuxième chapitre, le concept général développé dans le cadre du projet OVMI a été décrit en rappelant son historique et ses motivations. Nous avons alors présenté les différents principes utilisés par nos prototypes tant en termes d'actionnement que de conception ainsi que les évolutions qui y ont été apportées. Les nouvelles orientations choisies pour ces travaux, notamment axées sur l'utilisation d'un couplage modal pour reproduire la cinématique des ailes de l'insecte, ont été présentées en détail.

Dans le troisième chapitre, les procédés de fabrication développés pour la réalisation des prototypes ont été perfectionnés et exposés. Par rapport aux précédents travaux, une innovation est la réalisation des membranes des ailes en Parylène C, ce qui aide à atteindre des épaisseurs inférieures au micromètre grâce à son dépôt par évaporation et surtout offre l'emploi d'un matériau aux caractéristiques proches de celles des membranes des insectes.

Dans le quatrième chapitre, une modélisation de la structure des ailes du prototype, basée sur un assemblage de poutres d'Euler-Bernoulli, a été développée. Cette modélisation avait pour objectif de concevoir l'aile de telle sorte qu'elle possède deux modes propres de vibrations, dont les déformées correspondent respectivement à une translation (battement) et à une rotation (torsion) de l'aile, et que ces deux modes puissent être couplés en quadrature de phase, de manière à obtenir une cinématique proche de celle recherchée. A l'aide de ce modèle, la faisabilité de ce concept de couplage modal a été vérifiée en montrant qu'il existe des structures d'ailes adaptées. Différents paramètres et critères permettant d'optimiser ce couplage modal en quadrature de phase ont ensuite été envisagés afin d'obtenir les meilleures performances possibles, notamment en cherchant à maximiser les amplitudes de débattement des ailes tout en conservant une fréquence de fonctionnement autour de 100 Hz.

Dans un cinquième chapitre, ces conclusions théoriques ont ensuite été confrontées à des mesures expérimentales réalisées sur plusieurs générations de prototypes représentatives de l'évolution des travaux. Cette comparaison entre calculs et essais a alors servi à confronter le modèle tant en termes de prédiction des déformées que d'estimation de la bande fréquentielle de fonctionnement. Enfin, une observation de la cinématique des ailes avec une caméra rapide a mis en évidence l'existence de cinématiques couplées proches de celles attendues.

Le sixième et dernier chapitre, a consisté en une étude des phénomènes aérodynamiques mis en jeu afin d'en dégager une modélisation permettant d'estimer qualitativement les efforts aérodynamiques produits par la cinématique calculée avec le modèle dynamique. Ces estimations qualitatives ont conduit à montrer que les efforts aérodynamiques se concentrent principalement à l'extrémité de l'aile. Elles ont en outre mis en évidence la présence de deux maximums de portance localisés à proximité des fréquences de quadratures de phase entre les deux modes de battement et de torsion. Des mesures expérimentales de portance ont ensuite confirmé que chacun de ces maximums locaux de portance correspondait bien à une cinématique couplant un mouvement de battement et de torsion en quadrature de phase. Ces mesures ont donc validé définitivement le concept proposé de couplage modal pour la génération de portance.

Autre point remarquable, le prototype le plus abouti est dorénavant en mesure de compenser son propre poids, ce qui laisse présager des possibilités de décollage dans un avenir proche.

## Perspectives

Afin de poursuivre ces recherches et d'améliorer les performances des prototypes, plusieurs pistes peuvent être dégagées à partir des travaux exposés dans ce manus-



crit.

En premier lieu, bien que les modélisations adoptées prodiguent des résultats satisfaisant pour le dimensionnement efficace de nos prototypes, une complexification des modèles passant par un couplage fort entre les modèles dynamiques et aérodynamiques permettrait d'accroître le degré de compréhension du comportement du prototype tant du point de vue cinématique qu'aérodynamique. De plus, un modèle plus complet servirait bien évidemment à mener des optimisations plus exhaustives comportant notamment des critères sur les efforts aérodynamiques produits, chose qui n'a pu être réalisée au cours de ces travaux.

Dans un second temps, même s'il a été montré que ce concept de couplage modal permet de produire la cinématique recherchée et de produire de la portance, cette dernière reste encore insuffisante. Ainsi, pour accroître la capacité de poussée des prototypes, il est nécessaire de parvenir à augmenter de manière significative l'amplitude de battement ainsi que l'angle de torsion des ailes. En effet, on peut remarquer sur les résultats expérimentaux proposés dans les chapitres 5 et 6 que les amplitudes de battements atteignent aux maximums des angles de l'ordre de  $30^\circ$  avec une torsion de l'ordre de  $15^\circ$ , alors que les insectes font montre de débattement de près de  $90^\circ$  avec une inclinaison avoisinant les  $45^\circ$ . Pour y parvenir, il pourrait être intéressant de se pencher sur l'optimisation des liaisons flexibles reliant les ailes au thorax ou encore d'expérimenter d'autres méthodes d'optimisation de la géométrie des ailes, comme par exemple une optimisation topologique. De fait, comme expliqué dans le chapitre 6, une augmentation de cette amplitude de battement produirait une portance proportionnelle à son cube et assurerait ainsi sans nul doute le décollage du prototype, compte-tenu qu'il est déjà en mesure de compenser son propre poids.

Une amélioration du banc développé pour les mesures de portance par l'ajout d'au moins un axe supplémentaire de mesure est assurément une perspective si l'on souhaite estimer avec précision les efforts de portance et de trainée ainsi que leur direction. Un tel dispositif pourrait notamment aider à évaluer l'influence de l'angle d'attaque du prototype sur sa production de poussée.

En considérant que la preuve a été faite par ces travaux qu'il était envisageable d'obtenir un prototype capable de décoller sous peu, il convient de s'interroger sur les problématiques de contrôle et de stabilisation en vol comme évoqué dans le chapitre 1 (section 1.3). Pour cela, différentes solutions pourraient être explorées, comme l'utilisation des modes de battement et de torsion anti-symétriques pour dissymétriser le mouvement des ailes et ainsi autoriser le contrôle du prototype. Cela étant, une autre solution, plus raisonnable à court terme, consiste à découpler les deux ailes pour les rendre indépendantes l'une de l'autre en leur fournissant un actionneur chacune. La faisabilité de cette dernière solution a déjà été testée au cours de cette thèse, comme l'illustre le prototype présenté en Fig. P.1, mais les résultats en termes de production de portance doivent encore être confirmés.

Dans le cadre du projet ANR-ClearFlight (ANR-13-ASTR-0012), d'autres aspects afférant aux défis reliés aux nano-drones bio-inspirés, évoqués dans le chapitre 1 (section 1.3), ont aussi été abordés en parallèle de ces travaux de thèse en vue de l'obtention d'un prototype complet. Une carte électronique de commande, illustrée en Fig. P.2, a notamment été réalisée à partir de composants standards en recherchant à minimiser son encombrement et sa masse. Le démonstrateur obtenu comporte une chaîne d'alimentation complète (exceptant la batterie), un microcon-



FIGURE P.1 – Photographie d'un prototype de type "Nite Owl" aux ailes découplées avec deux actionneur électromagnétiques.

trôleur, un capteur d'orientation six axes et un circuit de démodulation pour un poids total de 200 mg et un encombrement inférieur à 1 cm<sup>2</sup>, sachant que ce poids pourrait être ramené à 50 mg en utilisant les technologies ASIC (Application-Specific Integrated Circuit).

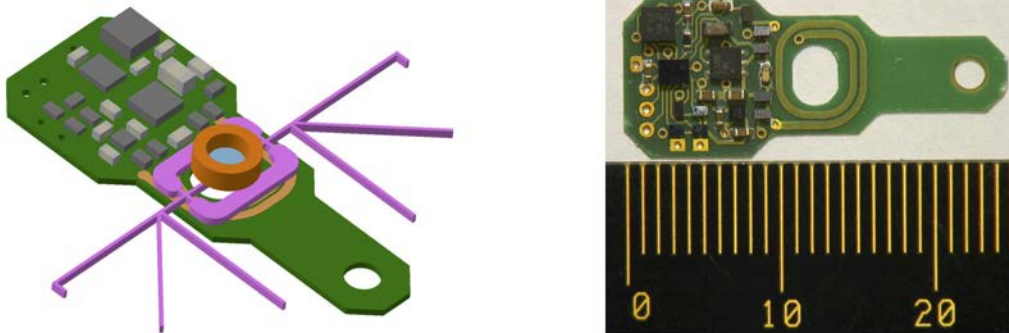


FIGURE P.2 – Schéma (à gauche) et réalisation (à droite) de la carte de contrôle développée pour le nano-drone OVMI.

Dans le même temps, les aspects localisation et suivi de trajectoire ont également été développés et implantés sur microcontrôleur en se basant sur des mesures de distances s'opérant via deux modules radio Ultra-Large Bande (ULB) complétées de données en position obtenues grâce à une centrale inertielle (IMU).

Pour finir, si les masses des batteries existantes restent encore trop importantes pour une intégration sur un prototype, il pourrait être possible à court terme de mettre en œuvre une télé-alimentation par couplage inductif pour palier à cette difficulté.

Ainsi, même s'il est évident qu'il est nécessaire d'améliorer les capacités de pous-

sées du prototype avant de pouvoir envisager l'intégration de son électronique de commande, ces résultats montrent qu'un prototype autonome pourrait être réalisé dans un futur proche.



# Bibliographie

- [1] J. F. Abatti. Small Power : The Role of Micro and Small UAVs in the Future. *Maxwell AFB, AL, Air Command and Staff College*, 2005.
- [2] D. Pines and F. Bohorquez. Challenges Facing Micro Air Vehicle Development. *Journal of Aircraft*, 43 :290–305, 2006.
- [3] D.J. Pines. Nano Air Vehicle Program. *DARPA/DSO, BAA06-06*, 2006.
- [4] C. H. Greenewalt. *Hummingbirds*. American Museum of Natural History, 1960.
- [5] M. T. Keennon. Tailles Flapping Wing Propulsion and Control Development for the Nano Hummingbird Micro Air Vehicle. *AHS International Future Vertical Lift Aircraft Design Conference*, 2012.
- [6] G. C. H. E. Croon, K. M. E. Clercq, R. Ruijsink, B. Remes, and C. Wagter. Design, Aerodynamics, and Vision-Based Control of the DelFly. *Int. J. Micro Air Vehicles*, 1 :71–98, 2009.
- [7] R.J. Wood. The First Takeoff of a Biologically Inspired At-Scale Robotic Insect. *IEEE Transactions on Robotics*, 24(2) :341–347, April 2008.
- [8] A. L. Bouhali and P. Choy. Progress of the remanta project on mav with flapping wings and on the international univerties mini uav competition. *EMAV ONERA*, 2004.
- [9] R.B. Srygley and A.L.R Thomas. Unconventionnal lift generating mechanism in free flying butterflies. *Nature*, 420 :660–664, 2002.
- [10] R.J. Wootton. The functional morphology of the wings of odonata. *Advances in odonatology*, 5(1) :153–169, 1991.
- [11] C. P. Ellington. The Aerodynamics of Hovering Insect Flight. III. Kinematics. *Philos. Trans. R. Soc. B Biol. Sci.*, 305 :41–78, 1984.
- [12] A. R. Ennos. Inertial and aerodynamic torques on the wings of Diptera in flight. *J. Exp. Biol.*, 142 :87–95, 1989.
- [13] T. Vanneste, A. Bontemps, C. Soyer J. B. Paquet, O. Thomas, E. Cattan, and S. Grondel. Developpement d’un insecte artificiel. *Techniques de l’ingenieur*, 217, 2015.
- [14] R. Dudley. The biomechanics of insect flight : form, function, evolution. *Princeton Univ Press*, 2002.
- [15] C. P. Ellington. The novel aerodynamics of insect flight : applications to micro-air vehicles. *J. Exp. Biol.*, 202 :3439–48, 1999.
- [16] S. N. Fry, R. Sayaman, and M. H. Dickinson. The aerodynamics of free-flight maneuvers in drosophila. *Science*, 300 :495–498, 2003.

- [17] P. Seshadri, M. Benedict, and I. Chopra. A novel mechanism for emulating insect wing kinematics. *Bioinspir. Biomim.*, 7 :036017, 2012.
- [18] R.J. Wootton. How flies fly. *Nature*, 400(6740) :112–3, July 1999.
- [19] M.H. Dickinson. Wing Rotation and the Aerodynamic Basis of Insect Flight. *Science*, 284(5422) :1954–1960, June 1999.
- [20] R.Sbikowski, S. Ansari, and K. Knowles. On mathematical modeling of insect flight dynamics in the context of micro air vehicles. *Bioinspir. Biomim.*, 1 :26–37, 2006.
- [21] F. O. Lehmann and S. Pick. The Aerodynamic Benefit of Wing-Wing Interaction Depends on Stroke Trajectory in Flapping Insect Wings. *The Journal of Experimental Biology*, 210 :1362–77, 2007.
- [22] T. J. Mueller. Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Application. *AIAA*, 1, 2001.
- [23] S. P. Sane. The Aerodynamics of Insect Flight. *The Journal of Experimental Biology*, 206 :4191–4208, 2003.
- [24] Z. J. Wang. Dissecting Insect Flight. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 37 :183–210, 2005.
- [25] S. A. Ansari, R. W. Sbikowski, and K. Knowles. Aerodynamic of Insect-Like Flapping Flight for Micro Air Vehicles. *Progress in Aerospace Sciences*, 42 :129–172, 2006.
- [26] R. J. Bomphrey, T. Nakata, N. Phillips, and S. M. Walker. Smart wing rotation and trailing-edge vortices enable high frequency mosquito flight. *Nature*, 544 :92–95, 2017.
- [27] P. C. Wilkins. Some Unsteady Aerodynamics Relevant to Insect-Inspired Flapping-Wing Micro Air Vehicles. *PhD. Thesis, Cranfield University*, 2008.
- [28] D. Lentink and M. H. Dickinson. The Scalable Design of Flapping Micro Air Vehicles Inspired by Insect Flight. *The Journal of Experimental Biology*, 212 :2705–19, 2009.
- [29] J-S. Chen, J-Y. Chen, and Y-F. Chou. On the natural frequencies and mode shapes of dragonfly wings. *Journal of Sound and Vibration*, 313(3-5) :643–654, June 2008.
- [30] Ennos. The importance of torsion in the design of insect wings. *Journal of experimental biology*, 140(1) :137–160, November 1988.
- [31] Ennos. The inertial cause of wing rotation in Diptera. *Journal of experimental biology*, 140(1) :161–169, November 1988.
- [32] A.M. Mountcastle and Daniel. Aerodynamic and functional consequences of wing compliance. *T.L. Experiments in fluids*, 46 :873, May 2009.
- [33] J. Young, S.M. Walker, R.J. Bomphrey, G.K. Taylor, and A.L.R. Thomas. Details of insect wing design and deformation enhance aerodynamic function and flight efficiency. *Science*, 325(5947) :1549–52, September 2009.
- [34] L. Zhao, Q. Huang, X. Deng, and S.P. Sane. Aerodynamic effects of flexibility in flapping wings. *Journal of the royal society Interface*, 7 :485–497, 2010.
- [35] X.Q. Bao, T. Dargent, S. Grondel, J.B. Paquet, and E. Cattan. Improved micromachining of all SU-8 3D structures for a biologically-inspired flying robot. *Microelectronic Engineering*, 88(8) :2218–2224, August 2011.

- [36] X.Q. Bao, A. Bontemps, S. Grondel, and E. Cattan. Design and fabrication of insect-inspired composite wings for MAV application using MEMS technology. *Journal of Micromechanics and Microengineering*, 21(12), November 2011.
- [37] S. Michelin and S.G. Llewellyn Smith. Resonance and propulsion performance of a heaving flexible wing. *Physics of Fluids*, 21(7), July 2009.
- [38] H. Masoud and A. Alexeev. Resonance of flexible flapping wings at low Reynolds number. *Physical Review E - Statistical, Nonlinear, and Soft Matter Physics*, 81(5), May 2010.
- [39] L. Zeng, H. Matsumata, S. Sunada, T. Ohnuki, and K. Kawachi. Two dimensional, non-contact measurement of the natural frequencies of dragonfly wings using a quadrant position sensor. *Opt. Eng.*, 34 :1226–31, 1995.
- [40] T. W. Sims, A. N. Palazotto, and A. Norris. A structural dynamic analysis of a *Manduca sexta* forewing. *Int. J. Micro Air Vehicles*, 2 :119–40, 2010.
- [41] N.S. Ha, Q.T. Truong, N.S. Goo, and H.C. Park. Relationship between wing-beat frequency and resonant frequency of the wing in insects. *Bioinspiration & biomimetics*, 8(4), December 2013.
- [42] M. Hrncir, A-I. Gravel, D.L.P. Schorkopf, V.M. Schmidt, R. Zucchi, and F.G. Barth. Thoracic vibrations in stingless bees (*Melipona seminigra*) : resonances of the thorax influence vibrations associated with flight but not those associated with sound production. *The Journal of experimental biology*, 211(Pt 5) :678–85, March 2008.
- [43] B. Singh. Dynamics and Aeroelasticity of Hover-Capable Flapping Wings : Experiments and Analysis. *PhD. Thesis, University of Maryland*, 2006.
- [44] K. D. Jones, S. Duggan, and M. F. Platzer. Flapping Wing Propulsion for Micro Air Vehicles. *AIAA, Aerospace Science Meeting*, 43, 2001.
- [45] J. W. Gerdes, S. K. Gupta, and S. A. Wilkerson. A Review of Bird-Inspired Miniature Air Vehicle design. *Journal of Mechanisms and Robotics*, 4, 2012.
- [46] D. Faux, O. Thomas, E. Cattan, and S. Grondel. Coupling of Two Resonant Modes for Insect Wing Mimicking in a Flexible-Wing NAV and Generate Lift. *SMASIS 2017*, 2017.
- [47] R.J. Wood. Design, fabrication, and analysis, of a 3DOF, 3cm flapping-wing MAV. *IEEE/RSJ IROS*, 2007.
- [48] M. Groen, B. Bruggerman, B. Remes, R. Ruijsink, B. V. Oudheusden, and H. Bijl. Improving flight performance of the flapping wing MAV DelFly II. *Faculty of Aerospace Engineering, Delft University of Technology*, 2005.
- [49] G. C. H. E. Croon, M. Groen, C. Wagter, B. Remes, R. Ruijsink, and B. V. Oudheusden. Design, aerodynamics and autonomy of the DelFly. *Bioinspiration & Biomimetics*, 7, 2012.
- [50] T. A. Ward, M. Rezadad, C. J. Fearday, and R. Viyapuri. A Review of Biomimetic Air Vehicle Research : 1984-2014. *International Journal of Micro Air Vehicles*, 7 :375–94, 2015.
- [51] H. Nagai, K. Isogai, M. Murozono, and T. Fujishiro. Investigation on Structural and Aerodynamic Characteristics of Resonant Type Elastic Flapping Wing. *ICAS 2012*, 2012.

- [52] C. T. Bolsman, T. Caspar, B. Palsson, H. F. L. Goosen, and R. H. Munnig Schimdt. The Use of Resonant Structures for Miniaturizing FMAVs. *IMAV*, 2007.
- [53] H. Y. Chan, J.H.M. Lam, and W.J. Li. A biomimetic flying silicon Microchip : feasibility study. *IEEE Int. Conf. on Robotic and Biomimetics*, pages 447–451, 2004.
- [54] T. Pornsin-Shiriak, Y. Tai, H. Nassef, and C. Ho. Titanium-alloy MEMS wing technology for a micro aerial vehicle application. *J. of Sensors and Actuators A : Physical*, 89 :95–103, 2001.
- [55] N. Glauvitz. Towards A Flying MEMS Robot. *Wright-Patterson AFB OH : Air Force Institute of Technology*, 2007.
- [56] M.W. McCutcheon, J.F. Young, G.W. Rieger, D. Dalacu, S. Frederick, P.J. Poole, G.C. Aers, and R.L. Williams. Second-Order Nonlinear Mixing of Two Modes in a Planar Photonic Crystal Microcavity. *Physics*, 2, January 2006.
- [57] O.V. Misochko and E.I. Rasi-Iba and E.Y. Sherman and V.B. Timofeev . On the mixing of vibrational modes in high-t superconductors. *Physics Reports (Physics Letter)*, 6(194) :387–395, November 1990.
- [58] M. Monteil, O. Thomas, and C. Touzé. Identification of mode couplings in nonlinear vibrations of the steelpan. *Applied Acoustics*, 89(2015) :1–15, March 2015.
- [59] T.D. Rossing and R. Perrin. Vibrations of bells. *Applied Acoustics*, 20(1) :41–70, 1987.
- [60] N.H. Fletcher. Tuning a pentangle : A new musical vibrating element. *Applied Acoustics*, 39(3) :145–163, 1993.
- [61] M.F. Zaman, A. Sharma, and F. Ayazi. High performance matched-mode tuning fork gyroscope. *IEEE MEMS*, pages 66–69, January 2006.
- [62] R.P. Leland. Adaptive Mode Tuning for Vibrational Gyroscopes. *IEEE Transactions on control systems technology*, 11(2) :242–247, March 2003.
- [63] B. Etkin and L. Reid. *Dynamics of Flight*. Wiley, New York, 1996.
- [64] D. Doman, M. Oppenheimer, and D. Sigthorsson. Dynamics and control of a minimally actuated biomimetic vehicle : Part i - aerodynamic model. *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2009.
- [65] M. Oppenheimer, D. Doman, and D. Sigthorsson. Dynamics and control of a minimally actuated biomimetic vehicle : Part ii - control. *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2009.
- [66] T. Hedrick and T. Daniel. Flight Control in the Hawkmoth *Manduca Sexta* : The Inverse Problem of Hovering. *Journal of Experimental Biology*, 209 :3114–3130, 2006.
- [67] S.P. Sane and M.H. Dickinson. The control of flight force by a flapping wing : Lift and drag production. *Journal of Experimental Biology*, 204, 2001.
- [68] S. P. Sane and M. H. Dickinson. The aerodynamic effects of wing rotation and a revised quasi- steady model of flapping flight. *J. Exp. Biol.*, 205 :1087–96, 2002.



- [69] M. A. Bolender. Rigid multi-body equations-of-motion for flapping wing mavs using kane's equations. *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2009.
- [70] C. T. Orłowski and A R. Girard. Dynamics, stability, and control analyses of flapping wing micro-air vehicles. *Review Article Progress in Aerospace Sciences*, 51 :18–30, 2012.
- [71] N. O Perez-Arancibia, K.Y. Ma, K. C. Galloway, J. D. Greenberg, and R. J. Wood. First controlled vertical flight of a biologically inspired microrobot. *Bioinsp. Biomim.*, 6 :18–30, 2011.
- [72] K. Ma, P. Chirarattanon, S. Fuller, and R.J. Wood. Controlled Flight of a Biologically Inspired, Insect-Scale Robot. *Science*, 340 :603–607, 2013.
- [73] Z. Fari. Recent Advances in Wireless Indoor Localization Techniques and System. *Journal of Computer Networks and Communications*, 2013.
- [74] H. Liu et al. Survey of Wireless Indoor Positioning Techniques and Systems. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part C (Applications and Reviews)*, 37(6), 2007.
- [75] L. Zwirello et al. UWB Localization System for Indoor Applications : Concept, Realization and Analysis. *Hindawi Publishing Corporation Journal of Electrical and Computer Engineering*, 2012.
- [76] J. Allred et al. An airborne wireless sensor network of micro-air vehicles. *5th International Conference on Embedded Networked Sensor Systems, SenSys*, 2007.
- [77] Y. He et al. A novel Cognitive Ultra wideband MAVCOM. *Microwave and Millimeter Wave Technology (ICMMT)*, 4, 2012.
- [78] J.L. Hilbert et al. RF-MEMS for Wireless Communications. *IEEE Communications Magazine*, 46(8), 2008.
- [79] L. Shafai A. Foroozesh. Size reduction of a microstrip antenna with dielectric superstrate using meta-materials : artificial magnetic conductors versus magneto-dielectrics. *Antennas and Propagation Society International Symposium*, 2006.
- [80] H. M. Sun et al. An Efficient and Scalable Key Management Protocol for Secure Group Communications in Wireless Sensor Networks. *Computers and Communications*, 2007.
- [81] K. Lahiri et al. Communication-based power management. *IEEE Design & Test of Computers*, 19(4), 2002.
- [82] P. Shah et al. Power Management Using ZigBee Wireless Sensor Network. *Emerging Trends in Engineering and Technology*, 2008.
- [83] A. Kamitani, S. Morishita, H. Kotaki, and S. Arscott. Miniaturized microDMFC using silicon microsystems techniques : performances at low fuel flow rates. *J. Micromech. Microeng*, 18, 2008.
- [84] A. Kamitani, S. Morishita, H. Kotaki, and S. Arscott. Improved fuel use efficiency in microchannel direct methanol fuel cells using a hydrophilic macroporous layer. *J. Power Sources*, 187 :148–155, 2009.
- [85] J. M. McMichael and C. M. S. Francis. Micro Air Vehicles - Toward a New Dimension in Flight. *Defense Advanced Research Projects Agency*, 2005.

- [86] T. Dargent, X.Q. Bao, S. Grondel, G. Le Brun, J-B. Paquet, C. Soyer, and E. Cattan. Micromachining of an SU-8 flapping-wing flying micro-electro-mechanical system. *Journal of Micromechanics and Microengineering*, 19(8), July 2009.
- [87] S. A. Combes and T. L. Daniel. Into thin air : contributions of aerodynamic and inertial-elastic forces to wing bending in the hawkmoth *Manduca sexta*. *The Journal of Experimental Biology*, 206 :2999–3006, 2003.
- [88] S. A. Combes and T. L. Daniel. Flexural Stiffness in Insects Wings I. Scaling and the Influence of Wing Venation. *The Journal of Experimental Biology*, 206 :2979–87, 2003.
- [89] S. A. Combes and T. L. Daniel. Flexural Stiffness in Insects Wings II. Spatial Distribution and Dynamic Wing Bending. *The Journal of Experimental Biology*, 206 :2989–97, 2003.
- [90] T. Dargent, S. Grondel, J. B. Paquet, E. Cattan, and C. Soyer. Vibrating wing analysis with passive torsion for micro flying robot. *IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems*, 2008.
- [91] X. Q. Bao, T. Dargent, and E. Cattan. Micromachining SU-8 pivot structures using AZ photoresist as direct sacrificial layers for a large wing displacement. *Journal of Micromechanics and Microengineering*, 20, 2010.
- [92] A. Bontemps. Prototypage d’un Objet Volant Mimant l’Insecte. *PhD. Thesis, University of Valenciennes*, 2012.
- [93] A. Bontemps, T. Vanneste, J-B. Paquet, T. Dietsch, S. Grondel, and E. Cattan. Design and performance of an insect-inspired nano air vehicle. *Smart Materials and Structures*, 22(1), January 2013.
- [94] T. Vanneste. Developpement d’un Outil de Modelisation Aeroelastique du Vol Battu de l’Insecte Applique a la Conception d’un Nano Drone Resonant. *PhD. Thesis, University of Valenciennes*, 2013.
- [95] M. Karpelson, G. Y. Wei, and R. J. Wood. A review of actuation and power electronics options for flapping-wing robotic insects. *2008 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, 2008.
- [96] N. Coleman. Micro-Scale Flapping Wings for the Advancement of Flying MEMS. *PhD. Thesis, Air Force Institute of Technology*, 2009.
- [97] H. C. Park, K. J. Kim, S. K. Lee, and Y. J. Chah. Electromechanical flapping produced by ionic polymer-metal composites ed Y Bar-Cohen. *Proc. SPIE*, 5385 :242–8, 2004.
- [98] A. Khaldi. Integration d’actionneurs a base de polymeres conducteurs electroniques pour des applications aux microsystemes. *PhD. Thesis, University of Valenciennes*, 2012.
- [99] K. Chabak. Conceptual Study of Rotary-Wing Microrobotics. *PhD. Thesis, Air Force Institute*, 2008.
- [100] N. Miki and I. Shimoyama. Magnetic rotational micro-wings applicable to microrobots. *IEEE Int. Conf. Intell. Robot. Syst. Hum. Environ. Friendly Robot. with High Intell. Emot. Quotients*, 2 :721–6, 1999.
- [101] K. Arai and W. Sugawara. Fabrication of small flying machines using magnetic thin films. *Trans. Magn. IEEE*, 31 :3758–60, 1995.

- [102] S. Ramanarivo, R. Godoy-Diana, and B. Thiria. Rather than resonance, flapping wing flyers may play on aerodynamics to improve performance. *Proceedings of the National Academy of Sciences of the United States of America*, 108(15) :5964–5969, 2011.
- [103] M. Géradin and D. Rixen. *Mechanical Vibrations : Theory and Applications to Structural Dynamics*. J. Wiley & Sons, 3rd edition, 2015.
- [104] U. Lee. *Spectral Element Method in Structural Dynamics*. J. Wiley & Sons, 2009.
- [105] W. H. Wittrick and F. W. Williams. A general algorithm for computing natural frequencies of elastic structures. *Quart. Journ. Math and Applied Math*, 24(5), 1971.
- [106] F. W. Williams and W. H. Wittrick. An automatic computational procedure for calculating natural frequencies of skeletal structures. *Int. J. Mech. Sci.*, 12 :781–791, 1970.
- [107] S. Yuan, K. Ye, and F. W. Williams. Second order mode-finding method in dynamic stiffness matrix methods. *Journal of Sounds and Vibrations*, 269 :689–708, 2004.
- [108] L. Meirovitch. *Fundamental of Vibrations*. Waveland, 1st edition, 2000.
- [109] F-O. Lehmann. The mechanisms of lift enhancement in insect flight. *Die Naturwissenschaften*, 91(3) :101–22, 2004.
- [110] F. W. Glover and G. A. Kochenberger. *Handbook of Metaheuristics*. Boston Hardbound, 2000.
- [111] Y. Collette and P. Siarry. *Optimisation Multiobjectif*. Eyrolles, 2002.
- [112] A. R. Ennos. A comparative study of the flight mechanism of Diptera. *J. Exp. Biol.*, 127(3) :355–72, 1987.
- [113] A. M. Mountcastle and S. A. Combes. Wing flexibility enhances load-lifting capacity in bumblebees. *Proc. of the Royal Society*, 2013.
- [114] O. Bethoux. Groundplan, nomenclature, homology, phylogeny, and the question of the insect wing venation pattern. *ALAVESIA*, 2 :219–32, 2013.
- [115] S. Sunada and C. P. Ellington. A new method for explaining the generation of aerodynamic forces in flapping flight. *Math. Methods Appl. Sci.*, 24 :1377–86, 2001.
- [116] S. A. Ansari. A nonlinear, unsteady aerodynamic model for insect-like flapping wings in the hover with micro air vehicle applications. *PhD. Thesis, University of Cranfield*, 2004.
- [117] G. J. Berman and Z. J. Wang. Energy-Minimizing Kinematics in Hovering Insect Flight. *Journal of Fluid Mechanics*, 582 :153–158, 2007.
- [118] M. Olivier and G. Dumas. A parametric investigation of the propulsion of 2D chordwise-flexible flapping wings at low Reynolds number using numerical simulations. *Journal of Fluids and Structures*, 63 :210–237, 2016.
- [119] C. C. Shih and H. J. Buchanan. The drag on oscillating flat plates in liquids at low reynolds numbers. *Journal of Fluid Mechanics*, 48(2) :229–239, 1971.
- [120] G. H. Keulegan and L. H. Carpenter. Forces on cylinders and plates in an oscillating fluid. *Journal of Research of the National Bureau of Standards*, 60(5) :423–440, 1958.

- [121] H. Lamb. *Hydrodynamics*. Cambridge university press, 1st edition, 1932.
- [122] M. Munk. *Fluid Mechanics, Part II, Aerodynamic Theory, Vol.1*. Dover Pub, N.Y, 1963.
- [123] M. A. B. Deakin. Formulae for Insect Wingbeat Frequency. *J. Insect Sci.*, 10(96), 2010.
- [124] K. D. Frampton, M. Goldfarb, D. Monopoli, and D. Cveticanin. Passive aeroelastic tailoring for optimal flapping wings. *Proceeding of the Fixed, Flapping and Rotary Wing Vehicles at Very Low Reynolds Numbers*, pages 26–33, 2000.
- [125] G. Gibson and I. Russel. Flying in Tune : Sexual Recognition in Mosquitoes. *Current Biology*, 16(96) :1311–1316, 2006.
- [126] F-O. Lehmann, S.P. Sane, and M.H. Dickinson. The aerodynamic effects of wing-wing interaction in flapping insect wings. *The Journal of experimental biology*, 208(16) :3075–3092, 2005.

# Annexes

## A Caractéristiques de la résine SU-8

La résine SU-8 utilisée pour la fabrication de la structure des prototypes est une résine photosensible à base d'Epoxy fabriquée par MicroChem et destinée à la microfabrication ainsi qu'aux applications de micro-électronique. Il s'agit d'une résine négative (zones non-insolées solubles au révélateur) permettant la réalisation de motifs d'une large plage d'épaisseurs (0.5 à 1  $\mu\text{m}$  en fonction des viscosités, cf. Tab. A.1) chimiquement et thermiquement stables, présentant des flancs verticaux avec de forts rapports d'aspects.

SU-8	% Solides	Viscosité ( <i>cSt</i> )	Densité ( <i>g/ml</i> )
2035	69.95	7000	1.227
2075	73.45	22000	1.236

TABLE A.1 – Propriétés mécaniques des résines SU-8 séries 2000 utilisées.

Son procédé de dépôt consiste en 5 phases : son étalage, un recuit doux, son insolation, un recuit post-exposition et son développement. L'étape étalage permet de déposer l'épaisseur désirée sur le substrat par l'utilisation d'une tournette dont la vitesse de rotation est évaluée d'après l'abaque donné en Fig. A.1. Le procédé recommandé étant un pré-étalage à 500 tr/min pendant 10 s suivis de 30 s à la vitesse adaptée à l'épaisseur à atteindre. Par exemple, la première épaisseur en SU-8 2035 de 40  $\mu\text{m}$ , constituant les liaisons au thorax, nécessite une rotation à 3250 tr/min.

Le premier recuit, dit doux, permet d'évaporer le solvant mêlé à la résine. Le procédé recommandé est composé de deux plateaux de température (à 65 °C et 95 °C) dont les temps sont déterminés selon les données montrées en Fig. A.2.

Epaisseur ( $\mu\text{m}$ )	65 °C (min)	95 °C (min)
25-40	3	5-6
45-80	3	6-9
85-110	5	10-20
115-150	5	20-30
160-225	7	30-45

TABLE A.2 – Temps de recuit doux en fonction de l'épaisseur déposée.

La phase d'exposition permet alors de définir les motifs à conserver par la formation d'un acide dans les zones soumises au rayonnement UV. La densité d'énergie

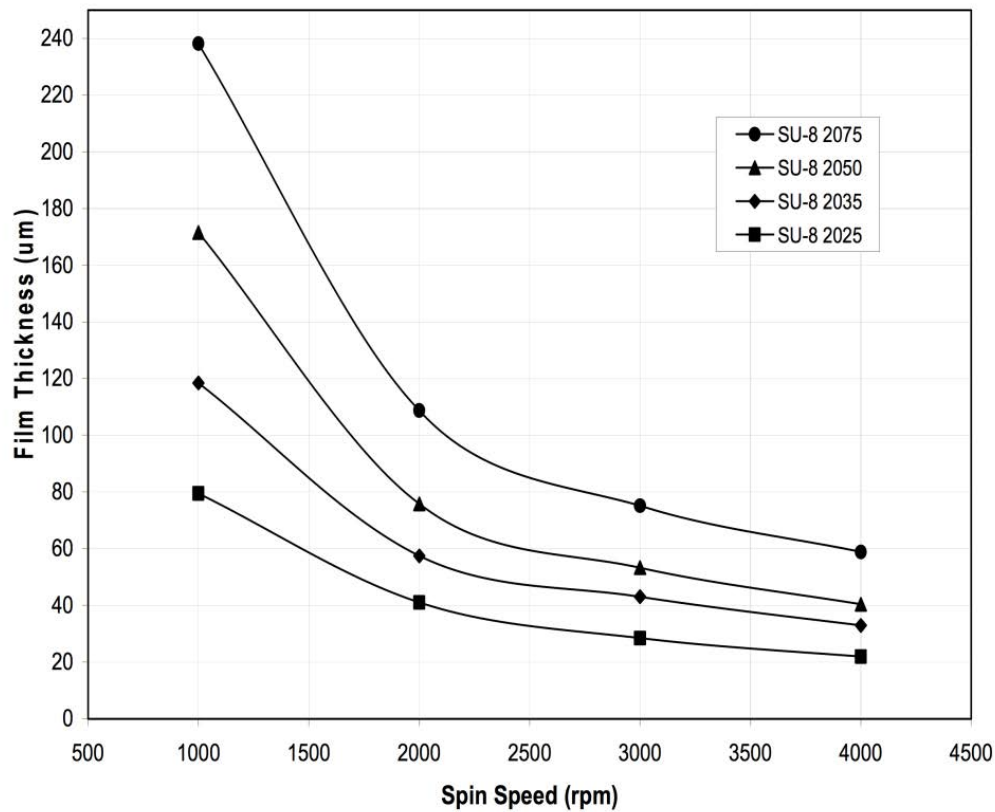


FIGURE A.1 – Abaque d'épaisseurs en fonction de la vitesse de rotation d'une tour-  
nette pour différentes viscosité de résines SU-8.

à appliquer sur les zones exposées est donnée en Fig. A.3.

Epaisseur ( $\mu\text{m}$ )	Energie UV ( $\text{mJ}/\text{cm}^2$ )
25-40	150-160
45-80	160-215
85-110	215-240
115-150	240-260
160-225	260-350

TABLE A.3 – Temps de recuit doux en fonction de l'épaisseur déposée.

Le recuit post-exposition qui s'en suit produit alors la réticulation de l'Epoxy, catalysée par l'acide formé et thermiquement contrôlée. Les temps de ce recuit sont déterminés selon les données indiquées en Fig. A.4.

Le développement, effectué dans le solvant SU-8 Developer à base d'Ethyl lactate et de Diacétone, permet alors de révéler le motif fabriqué.

Épaisseur ( $\mu\text{m}$ )	65 °C (min)	95 °C (min)
25-40	1	5-6
45-80	1-2	6-7
85-110	2-5	8-10
115-150	5	10-12
160-225	5	12-15

TABLE A.4 – Temps de recuit post-exposition en fonction de l'épaisseur déposée.

## B Caractéristiques de la résine Omnicoat

La résine Omnicoat, fabriquée par MicroChem, est une résine sacrificielle destinée au dépôt de SU-8. Le procédé conseillé par le fabricant propose le dépôt d'une couche unique d'une épaisseur de l'ordre de 20 nm en utilisant un pré-étalage à 500 tr/min pendant 5 s et d'un étalage à 3000 tr/min pendant 30 s. Cette couche doit ensuite être développée dans un bain de MF319 (Tetraméthylammonium hydroxide à 3%, eau à 97%) pour permettre la libération des motifs de SU-8.

## C Caractéristiques du Parylène

Le Parylène est un polymère biocompatible se déposant par évaporation. Sa formule brute est  $C_8H_8$  et se décline en trois types dont les formules sont données en Fig. C.1. En comparaison avec le Parylène N non-substitué, le Parylène D résiste mieux en température et montre une meilleure imperméabilité aux gazs et solvants. Le Parylène C présente quant à lui une plus faible perméabilité aux gazs, une meilleure résistance aux acides, une meilleure isolation électrique en basses épaisseurs (inférieure à 5  $\mu\text{m}$ ), un meilleur rendement de déposition et surtout un film avec une meilleure résistance mécanique et à l'usure. C'est cette dernière caractéristique qui le désigne comme le plus adapté à notre application comme membrane des ailes de nos prototypes.

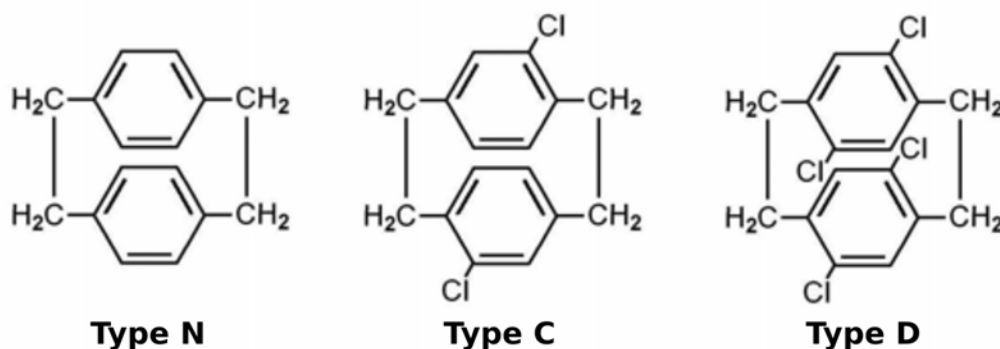


FIGURE C.1 – Formules des différents types de Parylène.

Le dépôt du Parylène s'effectue en trois phases à partir d'une poudre de dimère. Ce dimère est d'abord vaporisé (environ 150 °C) puis "cracké" à haute température (environ 650 °C) pour produire son monomère et enfin se recondense en se

polymérisant à température ambiante pour former son film polymère (cf. Fig C.2).

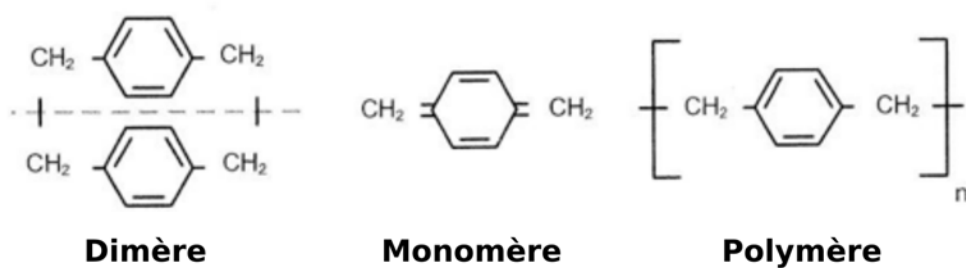


FIGURE C.2 – Formules des différents états du Parylène au cours du dépôt.







# Abstract

This work in the Nano-Air Vehicle field aims to design a small flying object directly inspired by the nature.

For this purpose, a state of the art has been performed on insects flight mechanisms and has reviewed the overall artificial flapping wings solutions developed until today. The result of this analysis is on one hand, that insects use a specific wing kinematics which relies on a flapping motion and a twisting motion coupled in a quadrature phase shift and on the other hand, that the existing Nano-Air Vehicles do not exploit the dynamic behavior of their artificial wings to produce lift. The proposed concept in this research is a departure from those other works. It consists of a vibratory coupling in a quadrature phase shift of a flapping and a twisting mode applied on flexible artificial wings in order to reproduce a kinematics close to the insects ones with a single actuator.

The used methodology resulted in the development of an analytic modeling which neglects the aerodynamic forces to calculate the dynamic behavior and dimension the prototype structure. Simulations highlighted the existence of eigen modes of the wings structure whose modal shapes match with the wanted flapping and twisting motion. Noteworthy fact, an optimization allowed to get those modes close in frequency while keeping a non-neglectible amplitude in such a way as to couple them and obtain the expected kinematics.

The produced lift force is then estimated with an aeroelastic modeling which has shown that the maximum lift is obtained for two frequencies which provide a quadrature phase shift between the two modes. Those results are then validated by experimental measurements performed on a specific bench made according to the constraints due to the prototype in terms of sensitivity and dynamic behavior. The different generations of prototypes tested are produced with microfabrication process, allowing to integrate a wing membrane in parylene with a thickness comparable to the one existing in insects.

The conclusion of this study is that we now have a prototype able to compensate its weight.

## Résumé

Cette recherche dans le domaine des nano-drones a pour ambition de concevoir un objet volant de taille réduite s'inspirant directement de la nature.

Dans ce but, un état de l'art a été fait sur les mécanismes de vol des insectes ainsi que sur l'ensemble des solutions à ailes battantes artificielles développées à ce jour. Il ressort de cette analyse d'une part, que les insectes ont une cinématique des ailes singulière reposant sur un mouvement de battement et de torsion en quadrature de phase et d'autre part, que les nano-drones actuels ne s'appuient pas ou très peu sur le comportement dynamique de leurs ailes artificielles pour générer de la portance.

Le concept proposé dans le cadre de ce travail se veut en rupture avec ces approches. Il consiste en un couplage vibratoire en quadrature de phase de modes de battement et de torsion appliqué sur des ailes artificielles flexibles afin de reproduire une cinématique proche de celles des insectes avec un unique actionneur.

La méthodologie employée s'est traduite par l'élaboration d'un modèle analytique négligeant les efforts aérodynamiques afin de calculer le comportement dynamique et de dimensionner la structure du nano-drone. Les simulations ont mis en évidence l'existence de modes propres de la structure des ailes dont les déformées correspondent aux mouvements de battement et de torsion recherchés. Fait remarquable, une optimisation a permis de rapprocher les fréquences de ces modes tout en conservant une amplitude suffisante de façon à réaliser leur couplage et donc à reproduire la cinématique souhaitée. La portance produite a été ensuite estimée à l'aide d'un modèle aéroélastique qui a montré que le maximum de portance était obtenu pour deux fréquences coïncidant avec une quadrature de phase entre les deux modes.

Ces résultats ont par la suite été confirmés à l'aide de mesures expérimentales effectuées sur un banc de mesure spécifique répondant aux contraintes imposées par les prototypes en termes de sensibilité et de comportement dynamique. Les différentes générations de prototypes testées ont été fabriquées au moyen des procédés de microfabrication, ce qui a permis l'intégration d'une membrane d'aile en parylène d'une épaisseur tout à fait comparable à celle existant chez les insectes.

La conclusion de cette étude est que nous disposons dorénavant d'un prototype capable de compenser son poids.

**mots clés** : *couplage modal, vibrations, aéroélasticité, ailes battantes, nano-drones, MEMS, biomimétisme, bioinspiration.*