Université de Valenciennes et du Hainaut Cambrésis

École Doctorale Sciences Pour l'Ingénieur

Microsystème à ailes vibrantes : utilisation des technologies MEMS pour la réalisation d'un microdrone bioinspiré

THESE

soutenue le 20 octobre 2010

pour obtenir le titre de

Docteur de l'Université
(Spécialité Micro et Nano Technologie)

Par Thomas Dargent

Composition du jury

Rapporteurs :	M. Emmanuel Foltête, Professeur, ENSMM
	M. Éric Leclerc, Chargé de Recherche CNRS, UTC
Membres :	M. Lionel Buchaillot, Directeur de Recherche CNRS, IEMN
	M. Éric Cattan, Professeur, UVHC (Directeur de thèse)
	M. Laurent Jacquin, Directeur du DAFE, ONERA
	M. Jean-Philippe Polizzi, Microsystems Program Manager, CEA-LETI
	M. Rick Ruijsink, Ingénieur de Recherche, TUDelft
Invités	M. Sébastien Grondel, Maître de Conférence, UVHC (Co-directeur de thèse)
	M. Jean-Bernard Paquet, Docteur-Ingénieur, ONERA (Co-directeur de thèse)

Institut d'Électronique, de Microélectronique et de Nanotechnologies – UMR 8520
Office National d'Études et de Recherches Aérospatiales

Á Yann et Caroline.

Remerciements

Ce travail de thèse a été réalisé au sein de deux instituts de recherche, l'Office Nationale d'Étude et de Recherche Aérospatial (ONERA) de Lille et l'Institut d'Électronique, de Microéléctronique et de Nanotechnologies (IEMN).

J'adresse mes premiers remerciements à Mr Alain Cappy et Mr Lionel Buchaillot, directeurs successifs de l'IEMN, qui m'ont accueilli au sein du laboratoire et permis de réaliser ce travail de recherche dans des conditions exceptionnelles.

J'exprime toute ma gratitude envers la Région Nord Pas-de-Calais et l'ONERA qui ont co-financé cette thèse.

Je remercie Mr Emmanuel Foltête de l'Université de Franche-Comté ainsi que Mr Eric Leclerc de l'Université de Technologie de Compiègne pour avoir accépté d'examiner en détail ce manuscrit de thèse. Je remercie également Mr Lionel Buchaillot de l'IEMN, Mr Laurent Jacquin de l'ONERA, Mr Jean-Philippe Polizzi du CEA-LETI et Mr Rick Ruijsink de l'Université de Technologie de Delft, qui ont accepté de participer au jury de thèse.

Je remercie vivement Mr Éric Cattan, mon directeur de thèse, pour m'avoir fait confiance et pour m'avoir permis de travailler sur ce sujet de recherche ambitieux.

Je remercie tout particulièrement Mr Jean-Bernard Paquet, pour avoir co-encadré cette thèse à l'ONERA et pour m'avoir communiqué ses connaissances en aérodynamique et plus particulièrement, sur le sujet des ailes battantes.

Je tiens également à remercier Mr Sébastien Grondel, qui a participé de près à ce travail de recherche, pour son expertise et pour ses bons conseils.

Je remercie également Mr Bruno Mialon pour m'avoir accueilli au sein du département DAAP-MMHD de l'ONERA dont il est responsable, et je remercie plus généralement l'ensemble des membres du DAAP-MMHD pour l'accueil qu'ils

m'ont réservé, ainsi que mes camarades thésards.

Je remercie Mr Bernard Legrand qui m'a ouvert la porte de l'équipe NAM6 et j'en profite pour adresser un grand merci à tous les membres de l'équipe, Marc, Estelle, Etienne, Victor, Corinne, Bao, pour la bonne humeur qu'ils m'ont témoigné tout au long de cette thèse. Merci à Steve pour les 40 minutes de discussion hébdomadaire ("oh, punaise") et les courses dans les bois, la nuit. Merci également aux camarades thésards (par ordre de soutenance ?), Ben (arrête le sucre dans le café), Ro"d"ger, Alex, Zhuang, Achraf, Alex, pour les bons moments partagés.

Je remercie également Caroline Soyer qui a porté le projet OVMI ainsi qu'Agnès Luc-Bouhali qui m'a, à plusieurs reprises, convié aux réunions REMANTA.

Un grand merci à toute l'équipe de la centrale de technologie de l'IEMN qui effectuent chaque jour un travail remarquable pour permettre aux chercheurs de mener à bien leurs réalisations. Je tiens à remercier plus particulièrement Pascal Tilmant pour tous ses conseils en lithogaphie, Christophe Boyaval pour la réalisations des masques optiques et les images MEB et André Leroy pour les métallisations.

J'exprime ma reconnaissance également à Léon et Ovide de l'ONERA pour la mise à disposition du matériel qui a servi à la caractérisation des différentes structures. J'adresse également un grand merci à Jean-Paul Bourez pour sa disponibilité et son expertise dans la mise en place du banc de mesure.

Je tiens également à remercier Mr Emmanuel Foltête qui m'a accueilli et mis a disposition un banc de mesure clé-en-main au sein du laboratoire FEMTO-ST.

Un merci tout spécial à mes collègues et amis de l'équipe PRU (jouez avec vos périphériques), Alex (bien ou quoi ?), Antoine (pas la glotte !), Ben, Ibrahim, Jon (consonne), Tahsin. Avec une mention spéciale à Ibrahim pour les cours de Turc (j'espère que de mon côté j'ai pu enrichir ton vocabulaire...), à Ben pour son bolidage en constante évolution de la langue française et à Tahsin pour m'avoir appris, entre autre, ce qu'était un DSP...

Un grand merci à mes potes Alex, Bonhomme, Christouf, Dams, Lolo^2, Mike, Thodo, Tony, Vianney, VVVVV et à tous ceux avec qui j'ai pu partager de bons moments en salle blanche ou autour de la machine à café et qui se reconnaitront.

Enfin, merci à mes parents pour leur soutien durant toutes ces années d'études (et celles qui ont précédé), à mon frère, à mes grands-parents, à ma belle-famille.

Et un immense merci à Yann, pour ses sourires, et à Caroline, pour avoir toujours été là, dans les mauvais comme dans les bons moments.

Table des matières

Introduction **1**

1 Contexte et état de l'art **9**

1.1 Les microdrones . . . 9

1.1.1 Microdrones à voilure fixe . . . 11

1.1.2 Microdrone à voilure tournante . . . 16

1.1.3 Microdrone à ailes battantes . . . 17

1.2 Bioinspiration . . . 20

1.2.1 Généralités sur les insectes . . . 20

1.2.2 Actionnement des ailes et du thorax . . . 21

1.2.3 Cinématique . . . 24

1.2.4 Aérodynamique des ailes battantes . . . 27

1.2.4.1 Nombre de Reynolds . . . 27

1.2.4.2 Force générée par les ailes d'insectes . . . 30

1.2.4.3 Phénomènes instationnaires . . . 32

1.3 État de l'art . . . 34

2 Concept d'ailes résonantes **41**

2.1 Ailes résonantes . . . 42

2.2 Torsion passive des ailes . . . 42

2.3 Structure envisagée . . . 44

2.4 Développement d'un modèle . . . 46

3 Prototypes MEMS **51**

3.1 Prototypes à base de silicium . . . 51

3.1.1 Démarrage du projet OVMI 52
3.1.2 Procédé de fabrication d'une structure à base de silicium . . 55
3.1.3 Tests des structures silicium en vibration 57
3.2 Choix du polymère SU-8 58
3.3 Procédés de microfabrication 61
3.3.1 Fabrication de structures tests : poutres simples et en "L" . . 62
3.3.2 Fabrication de structures tests : nervures + membrane . . . 65
3.4 Fabrication de la structure complète 66
3.4.1 Liaison souple 66
3.4.2 Structure pivot libre 68
3.4.2.1 "Multi-step process" 70
3.4.2.2 Procédé de fabrication dit "one-step" 73
3.4.2.3 Déplacement angulaire possible de l'aile en statique 79
3.4.2.4 Influence en dynamique de la liaison pivot libre : Mode 1 84
3.4.2.5 Influence en dynamique de la liaison pivot libre : Mode 2 88
3.4.3 Conclusion : pour aller plus loin dans la fabrication 89

4 Modèle simplifié d'aile en SU-8 93
4.1 Méthode de caractérisation 94
4.1.1 Mesures en petit déplacement 95
4.1.2 Mesures en grand déplacement 96
4.1.3 Oscillateur harmonique en oscillation forcée 100
4.2 Poutre simple 101
4.2.1 Vibration en petit déplacement 102
4.2.1.1 L'amortissement dans une structure 102
4.2.1.2 Essais de lâcher dynamique 105
4.2.1.3 Amortissement intrinsèque 109
4.2.1.4 MEF de poutres simples 110
4.2.2 Vibration en grand déplacement 113
4.2.2.1 Non-linéarité dans la réponse en fréquence 114
4.2.2.2 Non-linéarités géométriques 115

4.2.2.3 Amortissement dans l'air 118
4.3 Poutre en L : validation du concept de torsion passive 121
4.4 Résultats préliminaires : cinématiques 125

Conclusion **127**

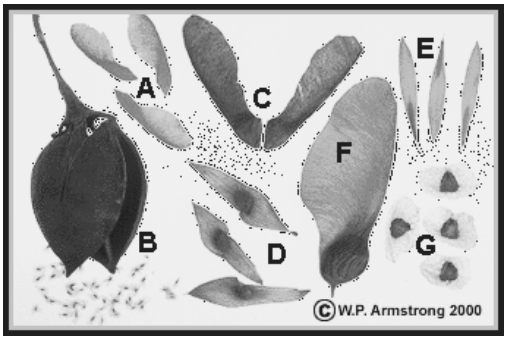
A Annexe A : Actionneur Électromagnétique **131**
A.1 Etat de l'art des actionneurs destinés aux micro-drones 131
A.2 Choix de l'actionneur 133
A.3 Principe de l'actionnement magnétique 136

Bibliographie **141**

Introduction

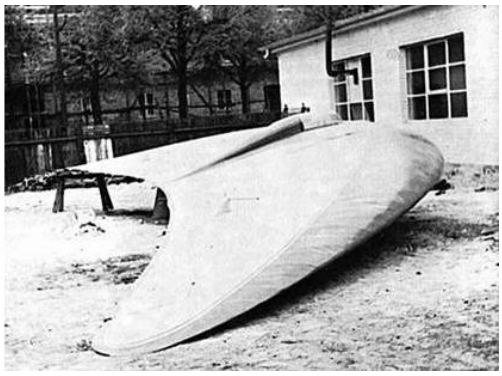
Les avions ont été les premiers engins fabriqués par l'homme capables de voler tout en transportant des passagers et en suivant une trajectoire prédéfinie. C'est à ce jour le moyen privilégié de transport de personnes sur de longues distances. On peut s'interroger sur les raisons qui ont poussé l'homme à utiliser des engins à ailes fixes pour voler car lorsque l'on observe la nature, on ne dénote aucun animal ni insecte évoluant avec une voilure fixe. Certains végétaux, essentiellement des graines (cf. figure 1(a)), possèdent ce type de voilure qui leur permet de se déplacer au gré du vent, sans toutefois exercer un contrôle sur la trajectoire. Leurs caractéristiques ont cependant donné lieu à certaines inventions comme l'aile volante des frères Horten au début du siècle, largement inspirée de la graine *Alsomitra Macrocarpa* (cf. figure 1(c)) ou, plus récemment, les travaux des ingénieurs de chez Lockheed Martin qui envisagent la fabrication d'une caméra espion en forme de graine d'érable (cf. figure 1(b)).

Les oiseaux et les insectes se déplacent en battant des ailes. Les avions et les hélicoptères peuvent donc sembler aller contre nature. Ces engins, de dimensions bien supérieures à celles des oiseaux ou des insectes, sont capables de se déplacer à des altitudes où aucun être vivant ne peut évoluer sans protection. Cependant, le vol des oiseaux ou des insectes intrigue l'homme depuis toujours et c'est cette manière de voler qui a fait l'objet des premiers essais d'envol. Par le passé, quelques tentatives de réalisations d'engins à ailes battantes susceptibles de transporter l'homme ont vu le jour. La plus célèbre d'entre elles étant l'ornithoptère de Léonard de Vinci (1452-1519) (cf. figure 2(a)) qui inspira à son tour Otto Lilienthal (1848-1896). Ce dernier fabriqua des ailes capables de faire planer un homme sur quelques centaines de mètres (cf. figure 2(b)). On peut citer plus récemment l'équipe du project "Ornithopter" conduite par DeLaurier [1], qui tente



(a) Les différents types de graines volantes

(b) Caméra espion de Lockheed Martin



(c) *Alsomitra macrocarpa* qui a inspiré l'aile volante des frères Horten

FIG. 1 – La nature, source d'inspiration

de réaliser un engin utilisant exclusivement le mode de propulsion à ailes battantes et capable d'embarquer une personne. Cet engin a démontré sa capacité à s'élancer sur le plat mais ne peut pas planer plus de quelques secondes et ce, à seulement une dizaine de centimètres du sol. Le prototype est présenté figure 2(c). Aucune de ces réalisations à ailes battantes n'a cependant abouti à des résultats de vols probants en matière de transport de personnes. Pourquoi ces échecs ? Pourquoi l'homme ne semble pas parvenir à voler à la manière des oiseaux ou des insectes ? La réponse apportée par l'aérodynamique est que la portance générée par une aile en mouvement dans un fluide est proportionnelle au carré de la vitesse qui anime cette aile. Le poids de tels engins ne peut plus être compensé par la seule force générée par le vol battu car la vitesse de battement d'ailes nécessaire à la génération d'une telle portance est très difficile à obtenir. C'est pour cela que l'homme, pour compenser ce manque de vitesse, a dissocié propulsion et sustentation et a ainsi

créé l'aviation.

(a) Croquis de l'Ornithoptère de Léonard de Vinci, vers 1490

(b) Otto Lilienthal, premier homme photographié en vol

(c) l'Ornithopter de DeLaurier

FIG. 2 – Vol battu à l'échelle de l'homme

On classe généralement les engins volants en trois catégories, suivant leur type de voilure : les voilures tournantes (hélicoptères), les voilures fixes (avions) et les voilures de type ailes battantes (insectes, oiseaux). Avant de se lancer dans la fabrication d'un engin volant, il faut bien évidemment commencer par choisir le type

de voilure le plus approprié. Une simple observation peut aiguiller sur le choix du mécanisme de vol suivant l'application visée. Les avions sont utilisés pour des trajets de longues distances et sont capables d'embarquer de nombreuses personnes, ce qui explique l'engouement pour les voilures fixes dans les transports de nos jours. Les hélicoptères sont eux plutôt utilisés sur des distances moyennes. Leurs besoins en carburant, très importants, n'autorisent pas un trajet long comparé à l'avion. En revanche, la maniabilité et la stabilité font de l'hélicoptère l'engin le plus indiqué en ce qui concerne les interactions air/sol comme les secours en mer ou en montagne ou les décollages et atterrissages rapides sur des surfaces réduites comme des toits d'hôpitaux ou d'immeubles. Mais qu'en est-il du vol à ailes battantes ? Les seuls engins connus utilisant ce mécanisme de sustentation avec efficacité sont, pour l'instant, des êtres vivants. Les oiseaux et les insectes sont les utilisateurs exclusifs du vol battu. Bien évidemment, et contrairement aux hélicoptères et aux avions, les oiseaux et les insectes ne volent que pour eux mêmes, ils ne transportent pas d'autres êtres vivants (hormis quelques proies malheureuses et sur de très courtes distances). En revanche les oiseaux et mêmes certains insectes comme le papillon monarque [2], sont connus pour être capables d'effectuer des vols sur de très longues distances dans le cadre de la migration. De plus, les insectes démontrent des capacités de manœuvre en vol unique, ce qui donnent bien évidemment des idées aux militaires.

L'armée utilise depuis quelques années ce que l'on appelle des drones. Ce nom vient de l'anglais et signifie "faux-bourdon", qui n'est autre que le mâle de l'abeille. La plupart de ces drones sont des engins volants utilisés pour des opérations de surveillance ou de reconnaissance sur le terrain. Leur utilisation est venue en premier lieu, d'un besoin de protection des militaires, dont la présence en première ligne au combat, doit être minimisée. Les drones ont une mission de reconnaissance et ce sont eux qui désormais vont tenir le rôle de premières lignes. Par la suite, les drones sont utilisés dans le domaine civil avec la même philosophie de protection de l'homme dans le cadre de sinistres pouvant survenir ou pour l'observation dans des conditions jugées difficiles, voire dangereuses. Le mode de propulsion de ces drones comme les modes de propulsions dans les transports aériens n'est pas unique. On trouve des drones à voilure fixe, à voilure tournante ou encore, plus récemment à ailes battantes. C'est une fois de plus l'utilisation qui va fixer le choix du mode de

propulsion. Dans une optique de miniaturisation des drones pour des applications plus “discrètes”, plusieurs possibilités sont offertes quant au choix du mode de propulsion. Si l'on souhaite fabriquer un objet volant de la taille d'un insecte, nous avons donc plusieurs possibilités : hélicoptère, avion ou alors directement un objet volant ressemblant à l'insecte. C'est ce dernier choix, la voie du vol battu, que nous avons suivi dans le cadre de cette thèse. Les performances des oiseaux et des insectes sont basées sur une très longue expérience (plusieurs centaines de millions d'années). On espère reproduire ces performances sur des engins volants en les imitant. L'intérêt des ailes battantes est de pouvoir faire du vol stationnaire, du vol d'avance rapide tout en restant très manœuvrable. En se basant sur les différents travaux d'observations du vol des insectes et sur des études plus spécifiques en aérodynamique ou en biomécanique, il est désormais possible d'entreprendre une étude sur la réalisation d'un robot-insecte volant. Les données bibliographiques générées permettent de comprendre comment les insectes réussissent à voler, quels sont les mécanismes de battement, quels sont les phénomènes physiques qui interviennent autour des ailes en mouvement. L'engouement pour les drones et plus récemment les microdrones a dynamisé ce domaine de recherche qui, à la base, n'avait pas pour vocation la fabrication d'insectes mais bien la compréhension de son mode de fonctionnement.

L'objectif global de ce travail de thèse est de créer un micro-robot bioinspiré, réalisé par des technologies issues des microsystèmes. Ce micro-robot doit avoir la capacité de produire une portance suffisante tout en réduisant au minimum la masse embarquée afin de recréer la manœuvrabilité d'un insecte en vol. L'objectif final, à plus long terme, est de réaliser un objet volant autonome de la taille d'un insecte.

Cette thèse s'inscrit au sein des projets “Objet Volant Mimant l'Insecte” (OVMI) et “INsecte ARtificiel volanT” (IN-ART) financés par l'Agence Nationale de la Recherche. Le projet Jeunes Chercheuses et Jeunes Chercheurs OVMI qui a pris fin en janvier 2009 regroupait plusieurs laboratoires français : le Laboratoire d'Ultrasons, Signaux et Instrumentation (LUSSI), le laboratoire Grenoble Images Parole Signal Automatique (Gipsa-Lab), le laboratoire des Systèmes et Applications des Technologies de l'Information et de l'Energie (SATIE), l'Office Nationale d'Etudes et de Recherches Aérospatiales (ONERA) et l'Institut d'Electronique, de Micro-

électronique et de Nanotechnologie (IEMN). Les thématiques représentées dans ce projet sont nombreuses, à savoir la partie commande qui a pour but d'étudier de façon théorique le comportement d'un micro-objet volant muni de capteurs soumis à des perturbations extérieures durant les phases de vol (LUSSI et Gipsa-Lab) et qui a donné lieu à une thèse soutenue en 2008 [3]. Les questions énergétiques ont également été abordées afin d'une part, de connaître les besoins requis pour le vol du microsystème et d'autre part, de déterminer quelles seront les sources d'énergies compatibles avec un micro-robot insecte à ces dimensions (SATIE). L'étude d'un point de vue aérodynamique du vol des insectes (ONERA) doit fournir les éléments permettant de générer une force de portance suffisante à l'envol de l'objet. Ces derniers travaux, plus directement impliqués dans la conception du microsystème, ont induit une collaboration étroite entre l'ONERA de Lille et l'IEMN.

La réalisation d'une structure à ailes vibrantes via des technologies de fabrication de type MEMS (Micro ElectroMechanical System) a été privilégiée dans le cadre de cette thèse dans un souci de miniaturisation. Le chapitre 1 présente un état de l'art sur les microdrones et plus particulièrement sur les microdrones à ailes battantes réalisés par des microtechnologies. Sur la base des observations faites par des biologistes, nous montrerons qu'il est possible d'envisager des structures s'apparentant aux insectes volants. Nous nous appuierons sur cette base de connaissances pour évoquer plus particulièrement le mode d'actionnement et les effets aérodynamiques autour du vol battu. Le chapitre 2 établira les concepts que nous avons envisagés pour réaliser nos prototypes. Les points principaux qui seront abordés sont : l'aile résonante, la torsion passive, l'actionnement centralisé... Dans le chapitre 3 seront justifiées, dans un premier temps, les raisons pour lesquelles nous nous sommes orientées vers un matériau polymère pour la réalisation de nos prototypes. Des structures tests sont réalisées afin de valider certains des concepts présentés dans le chapitre 2. La réalisation de ces différents prototypes est décrite en évoquant les avantages et les inconvénients de la fabrication de chacun d'entre eux. Avant d'envisager de modéliser numériquement une aile complète, il était nécessaire de valider nos concepts sur des structures simples. Le dernier chapitre traite de ce problème. Un protocole expérimental est proposé. Des résultats expérimentaux sont confrontés à des modèles analytiques et numériques. Ces résultats ont mis en évidence l'importance de la prise en compte de l'amortissement et des

non-linéarités apparaissant lors des sollicitations en grand déplacement.

Chapitre 1

Contexte et état de l'art

Ce premier chapitre retrace l'évolution de la miniaturisation des objets volants avec comme point de départ les microdrones. Les orientations militaires ont fixé les premiers objectifs dans ce domaine. Nous identifierons de cette façon les raisons qui tendent à orienter certains de ces systèmes vers des structures à ailes battantes. Dans un second paragraphe nous montrerons les caractéristiques physiologiques des insectes qui ont fait l'objet d'études et qui permettent aujourd'hui d'avoir des outils pour "copier" la nature.

1.1 Les microdrones

Les premiers drones sont apparus vers le milieu du XIXème siècle, avec tout d'abord un objectif militaire. L'armée autrichienne utilisa des ballons gonflables sur lesquelles des bombes à retardements avaient été préalablement attachées. Les autrichiens ont ainsi pu lancer des bombes sur Venise à distance, ce qui a contribué à enrayer la révolte des vénitiens.

L'émergence des drones est venu d'un besoin de protection des personnes toujours plus croissant dans le sens où, sur le terrain, si les renseignements nécessaires au bon déroulement d'une opération peuvent s'obtenir par un moyen différent que l'envoi d'hommes en reconnaissance, alors ce moyen doit être utilisé. Des militaires en combat urbain, réputé pour être le type de combat le plus dangereux, peuvent éviter une embuscade à l'aide de drones en localisant leurs agresseurs potentiels ou

FIG. 1.1 – Première utilisation de drones par l'armée autrichienne (22 août 1849)

en contournant des zones risquées. Dans un cadre d'utilisation civil, sur les lieux d'un accident, si les conditions d'accès sont dangereuses pour les sauveteurs, il est préférable de disposer d'un objet dont l'utilisation permet d'améliorer considérablement l'efficacité de l'intervention qui dans la majorité des cas doit être la plus rapide possible (localisation de personnes en danger, localisation du foyer principal pour un départ de feu ou encore une fuite de gaz ou de produit chimique). En ville l'utilisation des drones n'a pas encore débuté. Les utilisations visées en milieu urbain dans le futur sont la surveillance du trafic automobile ou encore l'observation des mouvements de foules lors d'évènements comme les grandes manifestations sportives et autres rassemblements de plusieurs milliers de personnes, quand les conditions d'intervention rapide pour les secours peuvent être difficiles. Les drones peuvent également servir à collecter des données comme en atteste un projet récent de la NASA (National Aeronautics and Space Administration), le projet Global Hawk Pacific. Un drone initialement dédié à l'armée américaine a été modifié pour embarquer un appareillage scientifique afin de collecter des données atmosphériques. Le drone en question, le Global Hawk, est capable de voler à presque 20000 km d'altitude avec une autonomie de 30 heures, offrant ainsi aux scientifiques une formidable plateforme d'études.

Les drones sont classés par catégorie, suivant leurs dimensions, leur mode de fonctionnement, leur autonomie et même l'altitude à laquelle ils sont susceptibles d'évoluer. On dénombre trois domaines :

- les drones tactiques,
- les drones de moyenne altitude et de longue endurance,
- les drones de hautes altitudes et de longue endurance.

Les microdrones appartiennent au domaine des drones tactiques qui comprend également les drones de très courte portée, les drones à moyenne portée lents, les drones rapides basse altitude ainsi que les drones maritimes tactiques.

La tendance étant à la miniaturisation dans le domaine de la surveillance (caméra et microphone espion par exemple), plusieurs équipes de chercheurs à travers le monde se sont attelées à la réalisation de microdrones sous l'impulsion de la DARPA (Defense Advanced Research Projects Agency), qui a financé de nombreuses recherches aux Etats-Unis et posé la définition de ce qu'est un microdrone ou "micro air vehicle" (MAV), dans la littérature anglo-saxonne. Sept points sont nécessaires afin d'attribuer l'appellation microdrone à un système volant :

- une envergure maximale de 15 cm,
- une masse totale inférieure à 50 g,
- une vitesse de croisière d'environ 50 $km.h^{-1}$,
- une autonomie de vol comprise entre 20 et 30 min,
- un rayon d'action de l'ordre de 10 km,
- la capacité de capturer et transmettre des images prises de jour comme de nuit,
- un coût unitaire de fabrication n'excédant pas les 1000 $.

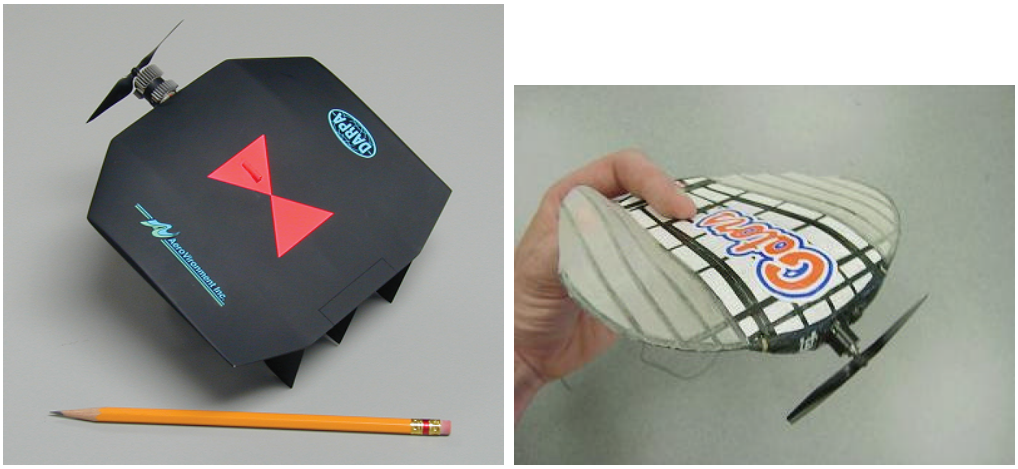
Dans le cadre de cette étude, la principale caractéristique qui différencie les microdrones est leur mode de sustentation. On classe alors les microdrones en trois catégories : voilure fixe, voilure tournante ou encore ailes battantes.

1.1.1 Microdrones à voilure fixe

Le principe de base d'un appareil à voilure fixe est la séparation entre la génération de la vitesse et l'obtention de la sustentation. La génération de vitesse est souvent assurée soit par un système d'hélice soit par un système de propulsion

de type réacteur. Cependant, certains engins ne sont que de simples planeurs et requièrent un lancement externe pour obtenir la vitesse initiale nécessaire.

La DARPA a dans les années 90 lancé des projets de miniaturisation des drones à voilure fixe jusqu'alors appelés Unmanned Aerial Vehicle (UAV). Le Black-Widow [4] (cf. figure 1.2(a)) a été l'un des premiers prototypes du genre et a donné lieu par la suite à la réalisation d'un produit fini et commercialisé par AeroVironment Inc., le WASP. Cet engin, d'une envergure de 15 cm, est capable de voler avec une autonomie d'une trentaine de minutes et de capturer et envoyer des images vidéos par ondes radiofréquences. On notera toutefois que sa vitesse de croisière relativement élevée (15 m s^{-1}) et la faible charge utile (2 g) en font un objet qui sera difficilement manœuvrable dans des environnement exigus comme les forêts ou les bâtiments.



(a) Le Black Widow, issu de la collaboration entre la DARPA et la société AeroVironment [4]

(b) Le Florida Flex : MAV à aile flexible de l'Université de Floride [5]

FIG. 1.2 – Exemples de MAV à aile fixe

Dans le même registre que le Black Widow, on peut citer les travaux de l'Université de Floride où a été développé un engin à aile fixe propulsé par une hélice, mais pour lequel une voilure souple a été mise en place dans le but d'améliorer la stabilité durant le vol [5]. En effet, la flexibilité permet à la fois de limiter les efforts en cas d'à-coup de vent et d'améliorer les performances aérodynamiques. Cet engin, d'une envergure de 12.7 cm, a montré sa capacité à voler à une vitesse

de 11 m s^{-1} avec une autonomie de 15 minutes et également à transmettre des vidéos en temps réel (cf. figure 1.2(b)).

A l'Ecole Polytechnique Fédérale de Lausanne (EPFL), l'équipe de Jean-Christophe Zufferey a mis au point un drone à ailes fixes, capable d'effectuer du vol d'intérieur, de façon autonome grâce à deux caméras embarquées miniatures [6, 7]. Bien que d'une envergure supérieure à 15 cm (le Microflyer (cf. figure 1.3) de l'EPFL possède une voilure de 36 cm de long), cet objet volant est plus proche de la catégorie MAV que la catégorie supérieure des UAV, en raison de son très faible poids et de sa possible utilisation en intérieur. La faible vitesse de vol, 1.5 m s^{-1} permet à ce microdrone d'effectuer un vol dans une pièce relativement étroite (de l'ordre de 16 m^2). Les capteurs utilisés dans la fabrication sont différents des capteurs conventionnels utilisés dans l'aviation. Les chercheurs se sont davantage inspirés de la nature que ce que ne laisse supposer une étude sur un drone à voilure fixe. Le principe de capture du flux optique des mouches permet d'obtenir des informations sur l'environnement tandis que les haltères (cf. section 1.2.1) fournissent des informations sur la position de l'objet dans l'espace. Ces différents capteurs biologiques ont été traduits en appareils électroniques permettant au Microflyer de se déplacer sans l'intervention d'un opérateur tout en évitant les obstacles. La batterie lithium-polymère permet au Microflyer d'effectuer un vol d'une durée de 10 min.

D'autres études sont menées sur la miniaturisation de drones à ailes fixes par l'Université de Berkeley. Le principe est basé sur la réalisation d'un microplaneur, donc dénué de mode de propulsion propre, capable de se diriger vers une source lumineuse ou une source audio tout en évitant les obstacles rencontrés et ce de façon autonome [8] (cf. figure 1.4(a)). L'engin a une masse totale de 2 g pour une envergure de 10 cm. Des résultats préliminaires de vol ont été présentés et la capacité de l'objet à suivre une source lumineuse a été démontrée [8, 9].

L'équipe de Jean-Christophe Zufferey a également réalisé un microplaneur [10] (cf. figure 1.4(b)), d'une envergure de 22 cm, qui a montré sa capacité à cibler une source lumineuse et à se diriger vers elle d'une façon plus précise que le microplaneur de Berkeley. Le tableau 1.1 présente un récapitulatif des différents drones à voilure fixe.

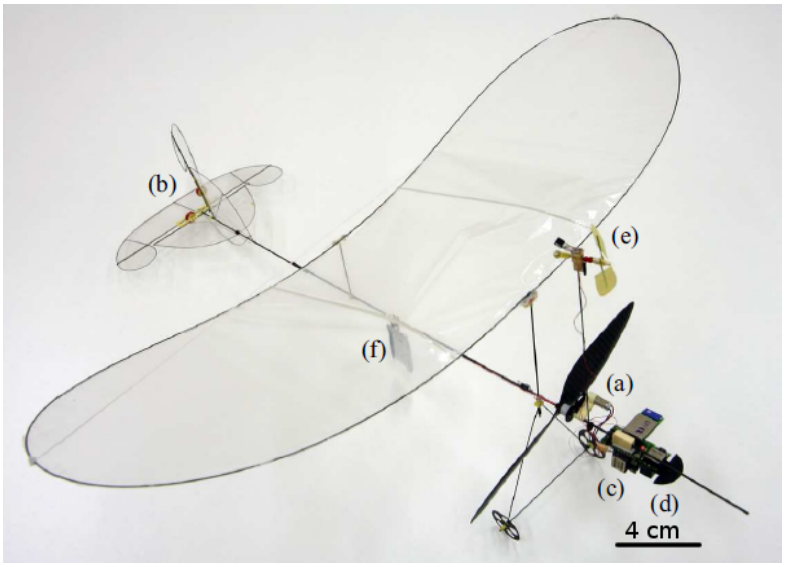
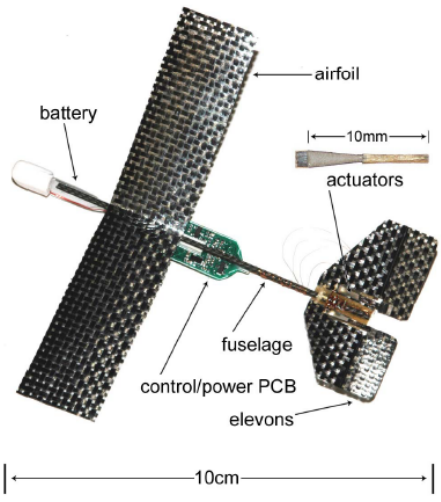
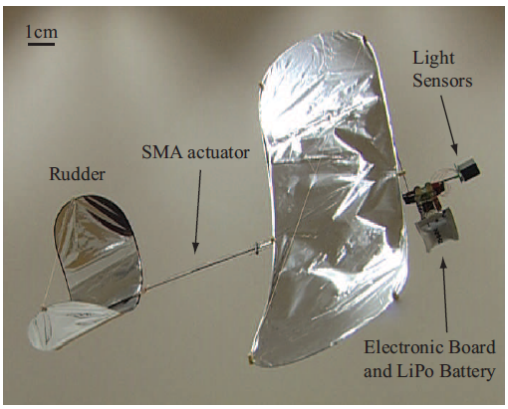


FIG. 1.3 – Microflyer réalisé à l'EPFL [7]. (a) moteur de 4 mm avec hélice en fibre de carbone, (b) gouverne commandée par deux électroaimants, microcontroleur avec liaison Bluetooth et microcaméra ventrale avec gyroscope, (d) microcaméra frontale avec gyroscope, (e) anémomètre et (f) batterie lithium-polymer 65 mAh



(a) Microplaneur réalisé à l'Université de Berkeley [8]



(b) Microplaneur de l'EPFL [10]

FIG. 1.4 – Microplaneurs autonomes

Nom	Univ./Entrepr.	Envergure	Materiau	Vitesse	Temps de vol	Masse
Black Widow	AeroVironment	15.2 cm	Polystyrène, fibre de verre	56 km h^{-1}	30 min	80 g
Florida Flex	Univ. Floride	12.7 cm	fibre de carbone	40 km h^{-1}	15 min	52 g
Microflyer	EPFL	36 cm	Carbone, Mylar	5.4 km h^{-1}	10 min	10 g
Microplaneur	Univ. Berkeley	10 cm	matériau composite	n. c.	n.c.	2.2 g
Microplaneur	EPFL	24 cm	Carbone, Mylar	2.4 km h^{-1}	n.c.	1.5 g

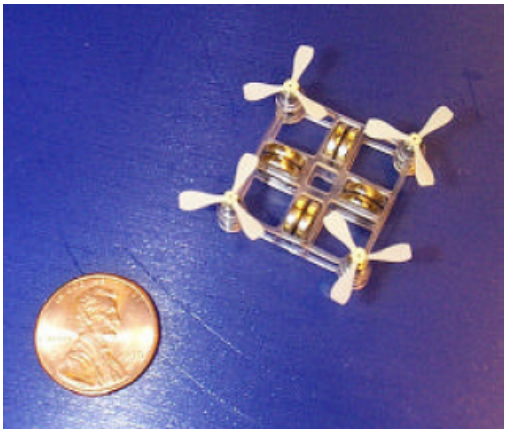
TAB. 1.1 – Caractéristiques de différents microdrones à voilure fixe

Nom	Université/Entreprise	Envergure	Materiau	Vitesse	Temps de vol	Masse
Mesicopter	Univ. Stanford	4 cm	polymère	5.5 km h^{-1}	14 min (suspendu)	n.c.
Picoo Z	Silverlit Toys	13 cm	polystyrene	n.c.	10 min	10 g
Picoflyer	Prox Dynamics	6 cm	carbone	n.c.	1 min	3.3 g

TAB. 1.2 – Caractéristiques de différents microdrones à voilure tournante

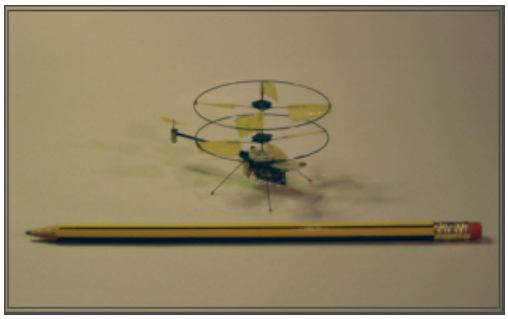
1.1.2 Microdrone à voilure tournante

Il existe deux types de microdrones à voilure tournante : les hélicoptères coaxiaux et les multirotors. A l'Université de Stanford, des études ont été menées sur un quadri-rotor d'une dimension inférieure à 3 cm [11] (cf. figure 1.5(a)). Des tests ont été effectués à l'aide d'une alimentation externe et l'engin a été capable de générer de la portance. Toutefois, ce projet a semble-t-il été abandonné au profit de la réalisation d'un engin de plus grande taille pouvant embarquer sa propre source d'énergie, et sur lequel les chercheurs ont pu mettre en application les commandes de contrôle et de stabilisation.



(a) Mesicopter de l'Université de Stanford [11]

(b) Le Picoo Z commercialisé par Silverlit Toys



(c) Le Picoflyer de Prox Dynamics

FIG. 1.5 – Exemples de microdrones à voilure tournante

Très récemment, les hélicoptères coaxiaux ont envahi les rayons des magasins de jouets par l'intermédiaire du Picoo Z. Cet engin volant radiocommandé, dont

le rotor présente un diamètre de 13 cm, ne pèse que 10 grammes. Deux éléments principaux le caractérisent : l'utilisation d'un rotor contrarotatif qui permet à l'engin de se stabiliser de façon passive et la diminution de la masse de la batterie [1]. Ces deux critères ont permis de réaliser un jouet léger, de très petite taille et sans danger pour une utilisation en intérieur (cf. figure 1.5(b)). Ces petits hélicoptères sont peu coûteux (entre 15 et 40 euros) et robustes. On citera également le Picoflyer de Prox Dynamics comme étant à ce jour le plus petit hélicoptère (diamètre du rotor 6 cm, masse 3.3 g) capable de voler de façon autonome (cf. fig. 1.5(c)). Ces dispositifs sont la preuve qu'il est aujourd'hui possible d'embarquer une source d'énergie à bord de microdrones de très petite taille et que l'électronique permettant d'interagir avec l'environnement est également disponible. Le récapitulatif des caractéristiques techniques des microdrones à voilure tournante est donné tableau 1.2.

1.1.3 Microdrone à ailes battantes

Les études sur les microdrones utilisant un mode de propulsion à ailes battantes sont apparues pour pallier certains besoins que ne sont pas capables de remplir les microdrones à voilure fixe ou à voilure tournante. Un microdrone à voilure fixe n'est en effet pas capable d'effectuer un vol stationnaire, c'est à dire de rester à une position fixe dans les airs, ce qui limite son utilisation dans le domaine de la surveillance. Un engin à voilure tournante est capable d'effectuer du vol stationnaire mais reste très sensible aux perturbations extérieures [2]. Il est de plus moins manœuvrable et sera donc moins à l'aise à l'intérieur des bâtiments voire inutilisable dans des espaces confinés (tuyauteries). On peut ajouter que les insectes sont capables de réaliser en vol des figures acrobatiques exceptionnelles dont le demi-tour quasi instantané. La catégorie microdrone a donc récemment été déclinée en une sous-catégorie que certains chercheurs ont baptisé FMAV (Flapping-flight

1. Les batteries lithium-ion polymères, ou Li-Po, présentent un bon rapport poids/densité d'énergie et sont très utilisées en aéromodélisme : 3.7 V, 30 mAh, 0.86 g, pour les batteries commercialisées par Didel.

2. D'une manière générale, le pilotage des hélicoptères est difficile car ils sont sensibles aux perturbations et à l'environnement. En outre, ils deviennent rapidement instables et peu manœuvrables dans des zones confinées. Un système quadrirotor peut faciliter le contrôle : le différentiel entre deux moteurs régule une attitude sans couplage avec les autres paramètres à contrôler.

Micro Air Vehicle) pour qualifier le domaine plus spécifique des systèmes à ailes battantes. Dans cette catégorie les méthodes dites "bioinspirées" sont privilégiées.

Nous traiterons dans le paragraphe 1.2 des principales caractéristiques des insectes qui fascinent les chercheurs, notamment dans le domaine de l'ingénierie. Les réalisations visant des prototypes à l'échelle de l'insecte seront présentées en partie 1.3.

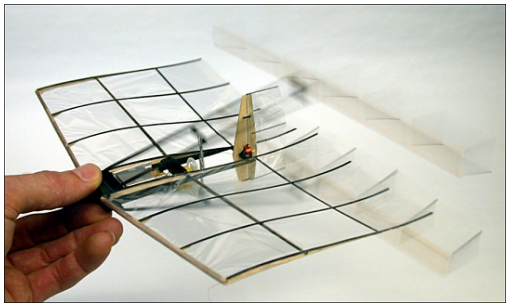
Bien que n'utilisant pas exclusivement le vol à ailes battantes, on peut citer les travaux de Jones *et al* [12] qui ont réalisé un microdrone hybride utilisant à la fois une voilure fixe et une aile battante (cf. figure 1.6(a)). Le mode de sustentation est une aile fixe et la propulsion est assurée par une plaque placée à l'arrière de l'appareil qui, en battant l'air, génère de la poussée. Cette poussée est exclusivement horizontale et permet à l'engin d'avancer mais ne lui confère pas la capacité de vol stationnaire.

À l'Université de Delft, aux Pays-Bas, une succession de trois projets (Delfly, Delfly II, Delfly Micro) a abouti à la réalisation d'un microdrone à ailes battantes d'envergure totale égale à 10 cm (cf. figure 1.6(b)). Les ailes sont actionnées par le biais d'un système de type bielle-manivelle entraîné par un moteur. L'engin est capable de voler pendant 3 minutes environ et de capturer et d'émettre en temps réel une vidéo prise durant le vol.

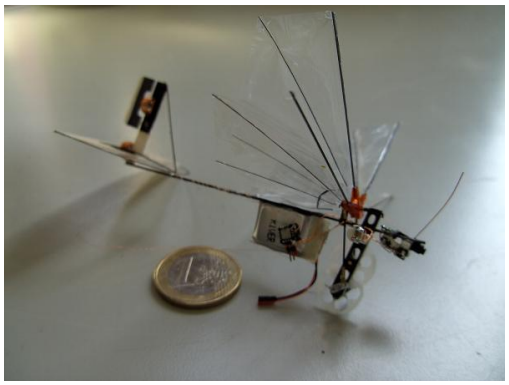
Kawamura *et al* en collaboration avec Ellington [13] ont réalisé un objet à ailes battantes d'une envergure de 10 cm pour un poids de 2.3 g (cf. figure 1.6(c)) qui sont des caractéristiques proches de celles de *Manduca sexta* (sorte de papillon). Ce prototype a été exhibé lors du Flying Insects and Robots Symposium de 2007 à Ascona en Suisse (FIR2007) et a fait preuve de capacité de vol et notamment de vol battu.

C'est à la suite de ces études que l'on trouve désormais ces objets dans les rayons de magasins de jouets à des coûts relativement faibles. La firme WowWee commercialise depuis février 2007 un engin radiocommandé dénommé "Flytech Dragonfly" (cf. figure 1.6(d)), capable d'effectuer du vol stationnaire et des figures acrobatiques. On notera toutefois qu'un petit rotor de queue permet de stabiliser et orienter l'engin en vol.

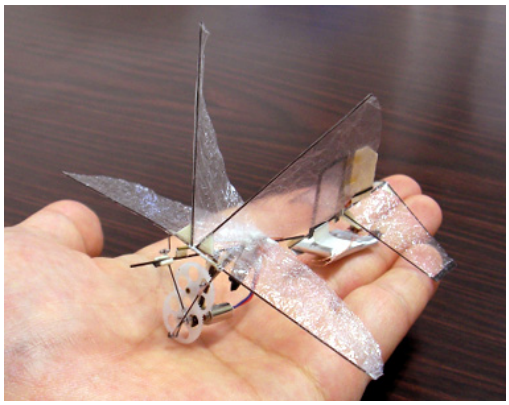
Une toute nouvelle "espèce" de microdrone à ailes battantes vient de voir le jour aux Etats-Unis, où des chercheurs tentent d'utiliser directement l'insecte comme



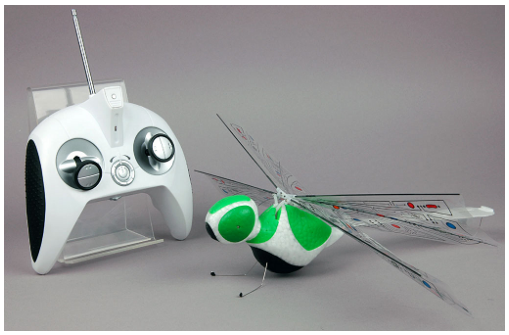
(a) Flapping wing MAV de la Naval postgraduate school [12]



(b) Delfly micro de l'université de Delft. Envergure : 10 cm, masse : 3 g, autonomie : 3 min



(c) Le microdrone de Kawamura *et al* lors du FIR2007



(d) Le Flytech Dragonfly de WowWee

FIG. 1.6 – Exemples de microdrones à ailes battantes

support. En implantant des électrodes lors du stade qui suit l'état larvaire des insectes, il est possible, une fois l'insecte adulte, de contrôler ses mouvements. Le démarrage ou l'arrêt des battements se fait par le biais de fibres optiques qui éclairent ou non l'insecte au niveau des yeux. Les électrodes implantées sont au contact de certains muscles et des stimuli électriques sur ces muscles vont permettre de manœuvrer l'insecte [14–16]. Les questions aérodynamiques et énergétiques deviennent alors secondaires au profit d'études neurologiques. Un insecte cybernétique a ainsi été présenté lors de la conférence MEMS 2009, contrôlé à distance par ondes radiofréquences [17]. La limitation d'utilisation ne se situe plus au niveau de la réalisation mais c'est bien le paramètre de la durée de vie de l'insecte

et la facilité de mise en œuvre qui rentrent alors en jeu si l'on souhaite comparer ces insectes cybernétiques aux insectes artificiels. La durée de vie des insectes utilisés se situe entre 3 et 6 mois, ce qui est envisageable pour une utilisation militaire mais qui semble compromettre toute autre utilisation.

FIG. 1.7 – Cyborg Insect, d'après [17]

1.2 Les insectes, source d'inspiration

Ce paragraphe a pour but de décrire certains éléments clés de la morphologie de l'insecte volant, de présenter les principaux travaux s'en inspirant ainsi que d'indiquer quelles sont les caractéristiques sur lesquelles s'appuient ces travaux et où se situent les divergences.

1.2.1 Généralités sur les insectes

Les premiers arthropodes, animaux invertébrés enveloppés d'un exosquelette, sont apparus au début de l'ère paléolithique, il y a plus de 500 millions d'années. Les entomologistes considèrent que la domination terrestre par les insectes est apparue il y a environ 325 millions d'années. Chez les insectes en général, le corps est constitué de trois parties (cf. figure 1.8) :

– la tête, qui renferme le cerveau ainsi que la plupart des capteurs comme les antennes ou encore les yeux,

– le thorax, qui est composé de 3 segments[3] sur lesquels sont attachées les pattes et les ailes de l'insecte. On trouve également à l'intérieur du thorax le système d'actionnement des ailes,
– l'abdomen, partie plus lourde que les deux premières, renferme les organes reproducteurs ainsi que l'appareil digestif de l'insecte.

La partie qui nous intéresse plus particulièrement dans le cadre de la thèse est bien évidemment le thorax ainsi que les ailes qui sont portées et actionnées par le thorax. Il est important de noter que le domaine de recherche au niveau de la compréhension du fonctionnement du cerveau, des yeux et des autres capteurs biologiques de l'insecte est aussi très actif, parallèlement aux recherches menées dans le domaine de la biomécanique du vol de l'insecte[4]. En effet, l'observation des réseaux d'yeux que l'on trouve chez les insectes constitue une mine d'informations dans le domaine de la création de capteurs. De la même manière les haltères[5] sont étudiées car elles sont utilisées par les insectes en vol comme gyroscopes biologiques et sont efficaces pour le contrôle du vol, en particulier dans des zones perturbées.

1.2.2 Actionnement des ailes et du thorax

Le thorax (cf. figure 1.9) est la pièce maîtresse en ce qui concerne l'actionnement des ailes. La flexibilité du thorax de l'insecte est essentielle. Les muscles du thorax déforment ce dernier en se contractant et l'énergie élastique, d'abord emmagasinée, est restituée lors de la relaxation des muscles et provoque la transmission d'une force aux ailes. Cette force, transmise de façon directe ou indirecte, met les ailes en mouvement au niveau de l'appareil axillaire de l'aile (base de l'aile). Ces ailes sont reliées à la partie dorsale du thorax[6] par une articulation composée de sclérites

3. Le premier des trois segments du thorax est dénommé prothorax, partie la plus proche de la tête de l'insecte et portant la première paire de pattes. Les deux autres parties à savoir le mésothorax, partie centrale et le métathorax, partie arrière sont généralement regroupés et dénommés ptérothorax, partie portant les deux dernières paires de pattes ainsi que les ailes.

4. Nous avons pu le constater lors du Flying Insects and Robots Symposium de 2007 à Ascona en Suisse : http://fir.epfl.ch.

5. Les haltères sont les vestiges de la paire d'ailes postérieures qui se sont atrophiées au cours du temps et que l'on trouve chez certains insectes.

6. Cette partie est généralement appelée tergum mais chez les insectes volant on trouve la dénomination de notum. Le notum est subdivisé en scutum, partie antérieure et scutellum partie postérieure. C'est cette appellation de scutum que nous utiliserons dans la suite de cette thèse pour faire référence à la partie dorsale du thorax.

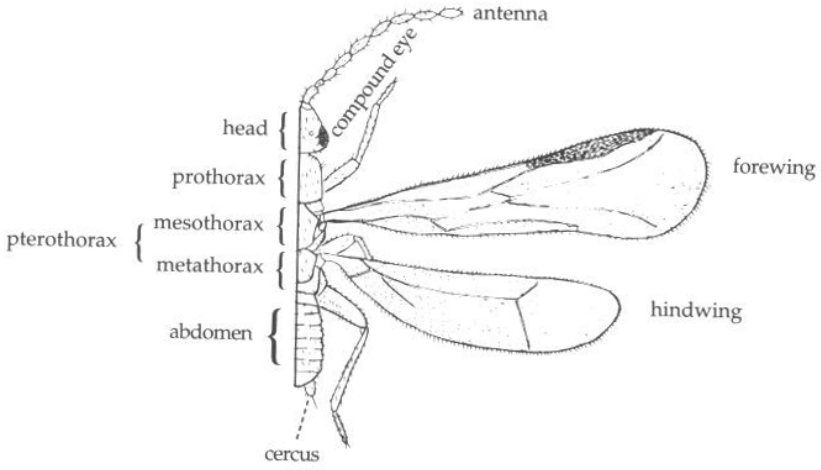


FIG. 1.8 – Les différentes parties du corps d'un insecte volant (ici, *Zorotypus brasilensis*, d'après Dudley [18])

axillaires.

On trouve chez les insectes volants deux principaux mécanismes d'actionnement des ailes :

- l'actionnement direct (cf. figure 1.10(a)) ; des groupes de muscles relient les sclérites de l'appareil axillaire de l'insecte aux ailes. On peut dénombrer deux groupes de muscles, un groupe pour l'élévation de l'aile, un groupe pour l'abaissement, fonctionnant de façon antagoniste. Lors de la contraction du premier groupe, les ailes s'élèvent grâce à un système de pivot placé à la base de l'aile. Les muscles du groupe élévateur se relachent lorsque les ailes sont au plus haut et les muscles du second groupe se contractent à leur tour, permettant aux ailes d'effectuer un battement vers le bas. On trouve ce type d'actionnement chez les odonates (libellules, demoiselles) et les blattoptères (cafards).
- l'actionnement indirect (cf. figure 1.10(b)) ; on retrouve comme pour l'actionnement direct le principe des groupes de muscles antagonistes mais cette fois les muscles sont attachés exclusivement au thorax et non aux ailes et commandent donc indirectement le battement des ailes. Par contractions et relaxations successives des muscles dorsolongitudinaux (muscles dispo-

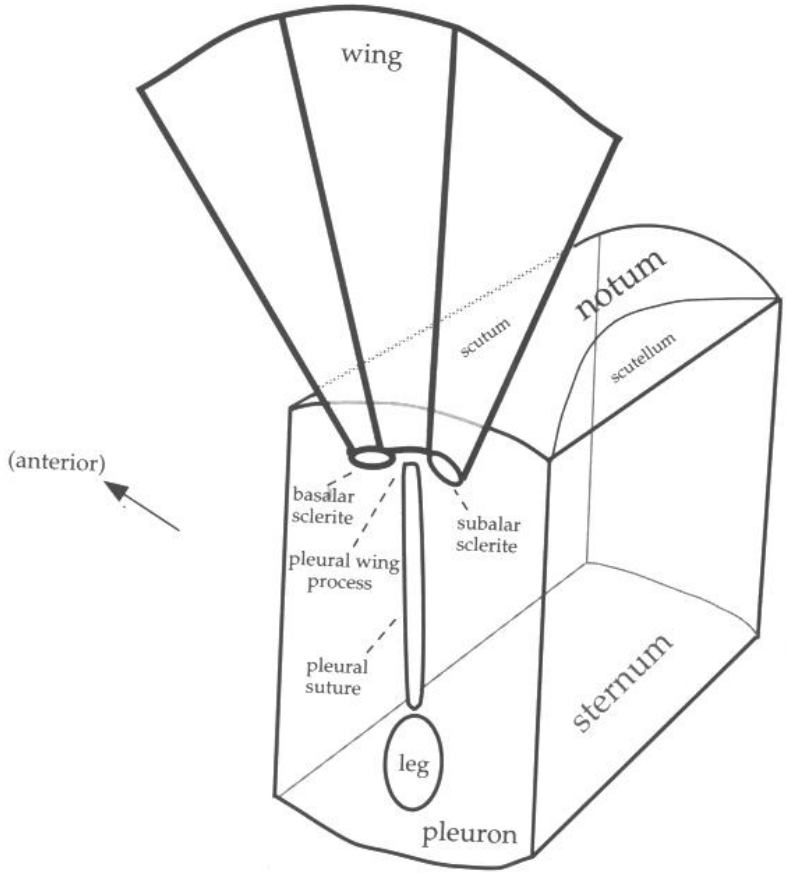
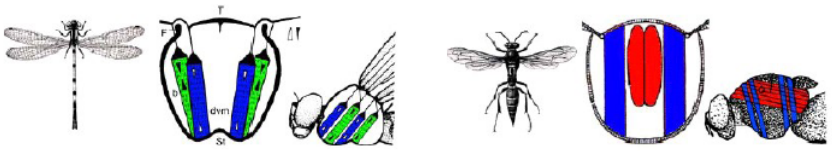


FIG. 1.9 – Schématisation d'un segment ptérothoracique, d'après Dudley [18]

sés dans le sens de l'allongement de l'insecte) et des muscles dorsoventraux (muscles qui relient ensemble le ventre et le dos de l'insecte), le thorax de l'insecte va se déformer, la partie dorsale et le tergum vont se courber et ainsi entraîner les ailes qui leur sont attachées. Les muscles indirects permettent également le phénomène de repliement des ailes sur l'abdomen. On retrouve ces muscles chez les diptères (mouches, moustiques, taons) et chez les hyménoptères (abeilles, guêpes, bourdons , frelons, fourmis).

Les muscles intervenants dans le mouvement de battement des ailes sont considérés comme synchrones car leur fréquence de contraction/relaxation est identique à la fréquence de battement. Les muscles participant aux manœuvres plus perfectionnées de l'insecte sont des muscles dits asynchrones car ils interviennent ponc-



(a) Actionnement de type direct (b) Actionnement de type indirect

FIG. 1.10 – Les différents types d'actionnements d'ailes chez l'insecte

tuellement pour "perturber" en quelque sorte le mouvement lors des manœuvres de l'insecte (vol à reculons, changement de direction brutal). Nous montrerons en section 2.3 que notre choix se rapproche d'avantage d'un actionnement de type indirect.

Enfin, on peut ajouter que les insectes fonctionnent généralement sur le principe d'un thorax résonant ; l'énergie élastique qui s'échange avec l'energie cinétique des ailes est stockée dans le thorax. Des études sont en cours afin de reproduire ce phénomène notamment à l'ONERA [19] ainsi qu'à Berkeley [20].

1.2.3 Cinématique de battement des ailes

Les forces générées par les ailes d'insectes varient au cours du battement car l'incidence des ailes d'insectes, contrairement aux voilures fixes, ne cesse d'évoluer au cours du battement ; c'est ce que l'on appelle la cinématique de battement. Au début du XXe siècle, des chercheurs se sont penchés sur la compréhension du vol des insectes. Marey [21], après plusieurs études d'observation du vol des oiseaux, a été le premier à utiliser la technique de chronophotographie (qui s'apparente aujourd'hui à la "prise de vue rafale" en photographie) afin d'observer le battement des ailes d'un insecte. Il a ainsi pu visualiser les premières cinématiques de battement d'ailes d'insectes (cf. figure 1.11).

Les ailes d'insectes en vol, suivent une cinématique bien particulière. Cette cinématique n'est pas unique pour tous les insectes car elle va dépendre de leur taille mais l'on observe tout de même une certaine tendance dans le mouvement des ailes. De façon grossière, les ailes des insectes dessinent un huit dans l'espace, c'est-à-dire que l'angle d'attaque des ailes varie au cours du temps. Dans ce domaine, on peut citer les travaux d'Ellington [22] puis ceux de Dickinson [23] qui sont parmi les

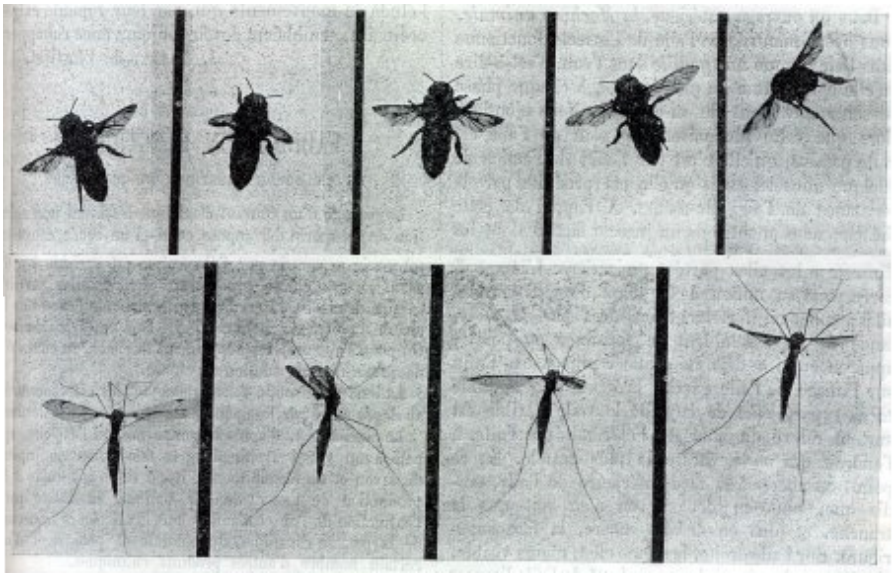
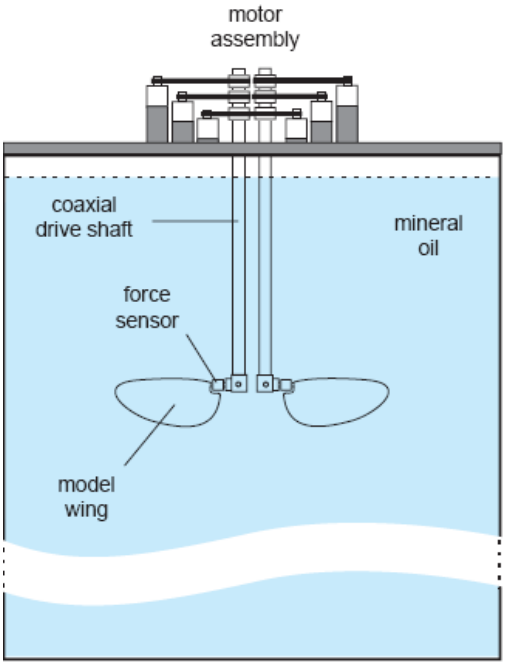


FIG. 1.11 – Exemple de chronophotographies prises par Marey sur des spécimens d'abeilles et de tipules, d'après [21]

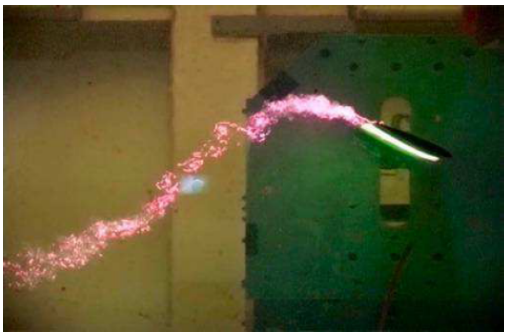
plus importants de ces vingt dernières années. Les travaux de Dickinson sont basés sur l'observation faite des cinématiques de vol des insectes. Dickinson reproduit ensuite en similitude à l'aide de deux ailes robotisées ces cinématiques et mesure les forces générées. Il peut faire varier plusieurs paramètres (l'angle d'incidence, l'amplitude de battement...) et ainsi déterminer une cinématique idéale à partir des mesures des forces. Cette expérience réalisée en similitude consiste à observer les phénomènes qui ont lieu à plus petite échelle en utilisant une maquette dont les dimensions ont été agrandies. Afin de conserver la même "aérodynamique"[7], les tests sont effectués dans une cuve remplie d'huile pour augmenter artificiellement le nombre de Reynolds (cf. figure 1.12(a)). Les ailes sont alors mises en mouvement dans ce fluide initialement au repos pour reproduire un vol stationnaire. Des tests similaires ont été menés à l'ONERA [24] cette fois en prenant en compte la vitesse d'avance du fluide par rapport à l'aile (cf. figure 1.12(b)).

On dénote quatre phases lors d'une période de battement d'aile : deux phases de translation (battement vers le haut, battement vers le bas) et deux phases de

7. Il est à noter que l'étude en similitude ne fonctionne qu'avec des ailes rigides. Les ailes des insectes étant souples, l'étude de Dickinson n'est pas réellement en similitude mais montre des résultats intéressants.



(a) Dispositif de mesures en similitudes de Dickinson, d'après [23]



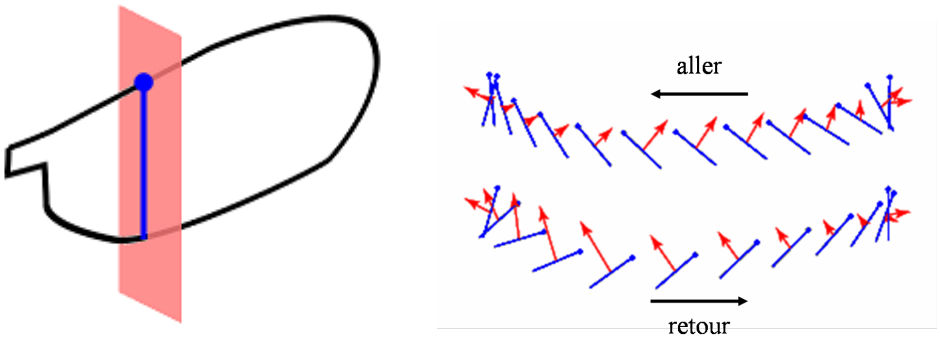
(b) Visualisation en canal hydrodynamique de lacher tourbillonnaire d'une aile battante (profil NACA12) avec vitesse d'avance, d'après [25]

FIG. 1.12 – Dispositifs de mesures pour des études en similitudes sur des ailes battantes

rotation (pronation, supination). Lors des phases de translation, l'aile présente un angle d'attaque α très important ($\alpha > 40^o$ généralement). Chaque phase de translation est ponctuée par une phase de rotation pendant laquelle l'angle d'incidence de l'aile s'inverse avant que cette dernière n'effectue une nouvelle phase de translation[8]. Sur la figure 1.13(a), on peut voir une vue en coupe d'une aile et sur la figure 1.13(b) sa position angulaire tout au long du battement. On voit que durant pratiquement tout le battement, la force de portance (symbolisée par la flèche rouge) est orientée vers le haut dans le cas présenté. La résultante des forces est donc orientée en moyenne vers le haut ce qui peut se traduire ici soit par une phase de décollage, soit par une phase de vol stationnaire.

Combes *et al* ont entrepris une classification des types d'insectes avec leurs

8. On peut faire l'analogie avec le mouvement que fait la pagaie d'un kayakiste dans l'eau. Le kayakiste tourne la pagaie pour minimiser la trainée en entrée et en sortie de l'eau.



(a) Coupe de l'aile

(b) Cinématique de battement aller et retour

FIG. 1.13 – Cinématique d'une aile d'insecte (adapté de [26])

nervures [27]. La morphologie des insectes est liée à l'environnement auquel ils ont été soumis. Certains insectes restent relativement sédentaires et effectuent surtout du vol stationnaire, d'autres transportent des charges, d'autres encore effectuent des vols sur de longues distances et certains doivent leur survie à leur capacité à manœuvrer. Il n'existe pas de morphologie et de structure d'aile optimale. Les évolutions ont eu lieu en fonction des contraintes du milieu.

1.2.4 Aérodynamique des ailes battantes

Cette partie a pour objet de présenter certains aspects de l'aérodynamique des ailes battantes. Du fait des faibles dimensions des insectes, des phénomènes instationnaires d'un point de vue aérodynamique apparaissent lorsque les insectes battent des ailes. Nous parlerons dans cette partie du nombre de Reynolds qui est une valeur sans dimension qui permet de situer le régime d'écoulement à l'échelle de l'insecte. Puis, nous parlerons de la modélisation quasi-statique de l'aérodynamique des ailes battantes et des limites de ce modèle qui ont conduit à la description et à la prise en compte des phénomènes aérodynamiques instationnaires.

1.2.4.1 Nombre de Reynolds

Suivant leurs dimensions, les objets volants comme les avions, les oiseaux, les insectes de même que les objets non-volants comme les voitures et les MEMS vont

être soumis à des écoulements différents et donc à des phénomènes différents. On peut classer ces écoulements par l'intermédiaire du nombre de Reynolds (Re) qui les caractérise. Le nombre de Reynolds est une valeur sans dimension égale au rapport entre les forces inertielles et les forces visqueuses auxquelles est soumis un profil placé dans un écoulement. Cette valeur dépend de la viscosité cinématique du fluide ν dans lequel évolue le profil, de la longueur caractéristique du profil l_c ainsi que de la vitesse relative du fluide par rapport au profil U.

$$Re = \frac{U \cdot l_c}{\nu} \tag{1.1}$$

ν pouvant s'exprimer en fonction de la viscosité dynamique η et de la masse volumique ρ, on peut alors réécrire Re sous la forme

$$Re = \frac{\frac{\rho \cdot U^2}{l_c}}{\frac{\eta \cdot U}{l_c^2}}$$

afin de faire apparaitre le rapport des forces inertielles et des forces visqueuses. On distingue deux régimes : le régime visqueux de Stokes ($Re<1$) et le régime inertiel ($Re\gg1$). En régime de Stokes, les forces visqueuses sont prépondérantes par rapport aux forces inertielles. C'est typiquement le cas que l'on rencontre pour les études dans le domaine de la microfluidique. Pour le régime visqueux, on considère que deux particules voisines restent voisines et que les champs de vitesse sont mathématiquement continus (non turbulent). Par exemple, dans un canal de dimension micrométrique, deux fluides arrivant séparément à l'entrée du canal ne vont pas se mélanger dans le canal, et ce, bien qu'ils soient en contact. Le régime visqueux est donc relativement bien connu en raison de l'intérêt que lui portent les chercheurs du domaine de la microfluidique. Par ailleurs, tous les moyens de transports sont de tailles relativement grandes (>2 m) et évoluent à des vitesses les plus élevées possibles, si bien que le nombre de Reynolds à ces dimensions est nettement supérieur à 10^6. Ce domaine a également fait l'objet de très nombreuses recherches en aéronautique et pour les véhicules terrestres.

Le domaine des faibles nombre de Reynolds est un régime intermédiaire qui n'est donc généralement pas étudié. L'écoulement reste laminaire et le fluide présente une inertie non négligeable qui conditionne l'écoulement. Les oiseaux et les

insectes évoluent à l'interface entre le régime laminaire et le régime turbulent [9]. Il est donc difficile actuellement de prédire l'aérodynamique autour d'un objet de la dimension d'un insecte.

Il est possible, en connaissant les dimensions caractéristiques ainsi que la vitesse des différents engins de vol, de déterminer à quel type d'écoulement ils sont soumis (cf. figure 1.14).

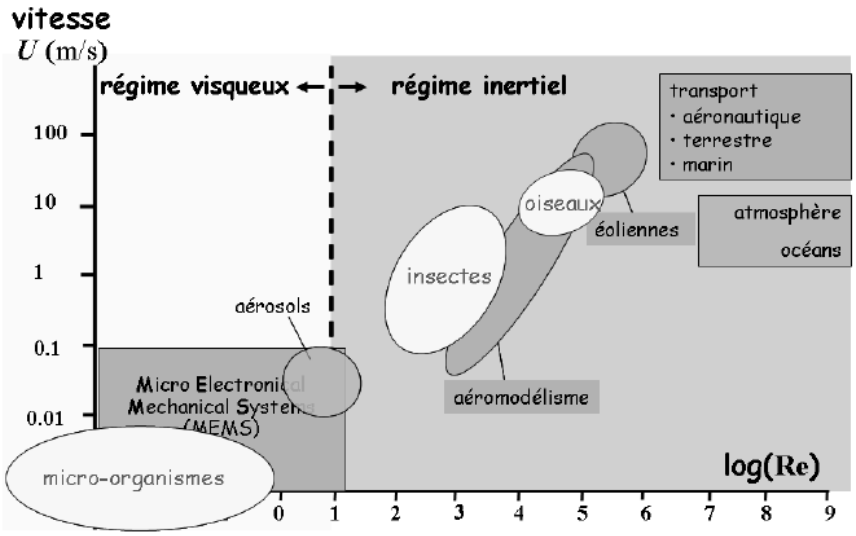


FIG. 1.14 – Diagramme du régime de vol des organismes vivants, des phénomènes naturels et des principales réalisations technologiques en fonction du nombre de Reynolds, d'après [28]

Plus un objet en vol sera loin de la frontière régime visqueux/régime inertiel vers les plus haut Re, plus les phénomènes pleinement turbulents prendront le dessus sur tout autre phénomène de petite échelle. Inversement, plus un objet en vol sera proche de la frontière entre régime visqueux et régime inertiel plus les phénomènes présents à ces petites échelles vont devoir être pris en compte. Etant données les disparités au niveau de la taille des insectes, de la forme des ailes ou encore du poids des insectes, le Re peut être complétement différent d'un insecte à l'autre. De plus pour un même insecte, le Re est différent d'une phase de vol à une autre et le Re des ailes est différent de celui du corps de l'insecte [18]. Ellington [29] propose dans une étude de considérer un Re moyen afin de pouvoir

9. Les insectes ont un $Re \sim 10 \rightarrow 1000$. Les oiseaux quant à eux, évoluent à un $Re \sim 40000$

comparer entre eux les régimes auxquels sont soumis les insectes. Il propose pour cela de prendre en compte comme vitesse la vitesse moyenne des ailes de l'insecte en vol stationnaire, notée $\bar{U}_t$ et comme longueur caractéristique la longueur de la corde moyenne de l'aile, notée $\bar{c}$. Pour calculer le Re moyen, on considère alors l'envergure totale de l'insecte en négligeant la largeur du corps de l'insecte, Pour une aile d'envergure l_{aile} et de surface S_{aile}, on définit la corde moyenne $\bar{c}$, le rapport d'aspect $\mathit{Æ}$ et la vitesse angulaire ω :

$\bar{c} = \frac{S_{aile}}{2\ l_{aile}}$, $\mathit{Æ} = \frac{l_{aile}}{\bar{c}}$, et $\omega = \frac{\bar{U}_t}{l_{aile}} = \frac{d\theta}{dt}$.

Pour connaître la vitesse moyenne de l'extrémité de l'aile pour une demi période de battement, on intègre :

$$\int_0^{\frac{T}{2}} \omega dt = \int_0^{\Theta} d\theta$$

T étant l'inverse de la fréquence de battement f_b et Θ étant l'amplitude de battement totale. On obtient $\omega\frac{T}{2} = \Theta$, d'où, en remplaçant dans (1.1), on détermine un Reynolds moyen $\bar{Re}$:

$$\bar{Re} = 2 \cdot \Theta \cdot f_b \cdot \frac{l_{aile}}{\nu \mathit{Æ}} \tag{1.2}$$

C'est ce calcul (équation (1.2)) qui permettra d'évaluer le Re moyen et donc qui permettra de situer dans quel régime d'écoulement l'insecte se trouve.

1.2.4.2 Force générée par les ailes d'insectes

Afin de déterminer les principes aérodynamiques du vol des insectes, la première approche des chercheurs a été l'approche quasi-statique. Cette modélisation est basée sur l'hypothèse que les forces instantanées qui s'appliquent sur une aile dépendent uniquement du mouvement de l'aile pris à l'instant t (vitesse, incidence) et non pas de l'historique du mouvement. C'est l'hypothèse utilisée classiquement pour des objets évoluants aux grands nombres de Reynolds. Cette théorie a été temporairement validée par Jensen [30] par l'accord entre des prédictions et des mesures, mais elle ne suffit pas à expliquer le vol des plus petits insectes, ceux évoluant à des Re très faibles comme le décrit Weis-Fogh [31]. Ellington a poursuivi les recherches dans cette direction et a montré les limites de ce modèle utilisé

pour prédire la force générée par les ailes d'insectes. Nous présentons ci-dessous succintement l'approche quasi-statique.

La force aérodynamique $F_{aéro}$ (équation (1.3)) générée par un profil placé dans un écoulement est déterminée classiquement à partir de la masse volumique ρ du fluide dans lequel ce profil est placé, de la vitesse relative U entre le fluide et le profil et d'un coefficient aérodynamique $C_{aéro}$ défini par l'angle θ entre la vitesse et la corde c du profil que l'on appelle angle d'attaque ou encore angle d'incidence. Contrairement au vol des avions pour lequel l'angle d'incidence varie légèrement lors de certaines phases (atterrissage, décollage), l'angle d'incidence chez les insectes varie énormément et ce au cours de chaque battement. S représente la surface de l'aile et est calculée en intégrant c le long de l'envergure de l'aile.

$$F_{aéro} = C_{aéro} \, \frac{1}{2} \, \rho \, S \, U^2 \tag{1.3}$$

L'idée de l'approche quasi-statique est de calculer la force générée à chaque instant et de l'intégrer sur la durée d'un battement. Mais ce modèle est incomplet et ne permet pas d'estimer la véritable force générée. Ellington [32] mit en doute le modèle quasi-statique à la lueur de plusieurs discordances trouvées lors de mesures d'efforts instantanés effectuées sur divers insectes par Cloupeau *et al* [33]. Il expliqua alors ces différences par l'apparition de divers phénomènes instationnaires pouvant indiquer la génération de force d'une portance plus importante que celle prédite par le modèle quasi-statique. Ellington [34] a alors entrepris un travail sur le recensement de tous les phénomènes instationnaires apparaissant lors du vol stationnaire chez les insectes et pouvant expliquer cette force de portance supérieure à la force prévue par le modèle quasi-statique. Les valeurs trouvées à l'aide de ce modèle montrent dans certains cas que la force générée est inférieure au poids de l'insecte qui cependant parvient à voler. Il s'agit désormais pour les chercheurs de déterminer quels sont ces phénomènes et quelle est leur importance. De nombreuses études sont apparues depuis les travaux d'Ellington, avec notamment celles de Dickinson (cf. section 1.2.2). En couplant le modèle quasi-statique aux mesures qu'il a pu effectuer à l'aide de son montage expérimental (cf. figure 1.13), Dickinson a pu montrer l'importance des effets instationnaires. En déterminant expérimentalement $C_{aéro}$ à l'aide des coefficients de portance C_L et de trainée C_D, il

a pu différencier la force générée pendant les phases de translations et de rotations en retranchant la force prévue par le modèle quasi-statique (force de translation) à la force totale mesurée. Il a ainsi mis en évidence des pics de forces à chaque phase de rotation comme on peut le voir sur la figure 1.15, preuve de la présence d'effets instationnaires non négligeables.

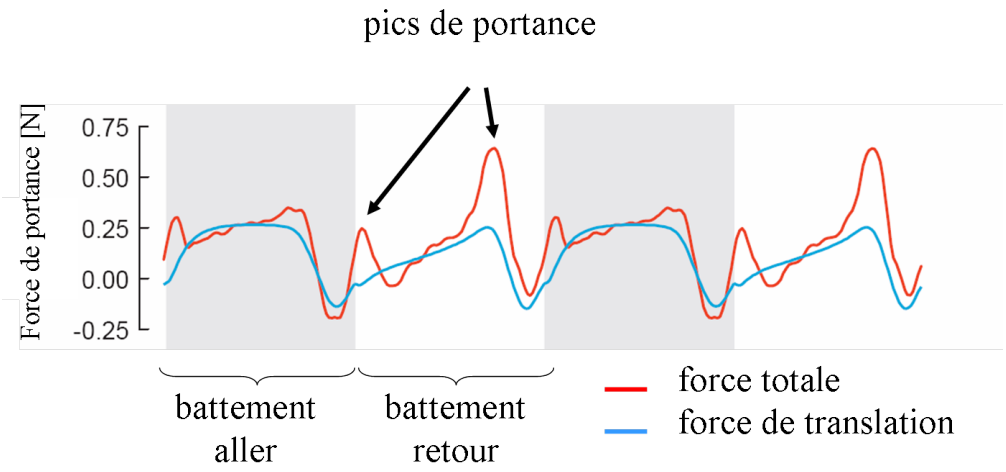


FIG. 1.15 – Mise en évidence de l'importance de la rotation dans la cinématique de battement, d'après [23]

1.2.4.3 Phénomènes instationnaires

Aux faibles nombres de Reynolds ($Re \sim 1000$), lors d'un battement d'aile, plusieurs phénomènes instationnaires sont susceptibles d'apparaître. Cette section a pour but de présenter brièvement les différents phénomènes instationnaires pouvant intervenir au niveau des ailes battantes [10].

En 1984, Ellington [34] liste les effets instationnaires susceptibles de générer le surplus de forces par rapport aux forces quasi-stationnaires. Sane [36] les reprend dans une revue en 2003. Ces effets sont les suivants :

– *Effet Wagner*. Il s'agit d'un effet de retard à l'établissement du flux autour des ailes. C'est un effet transitoire qui n'apparaît donc qu'au démarrage du

10. Le lecteur est invité à poursuivre par la lecture de la thèse d'Andro [35] pour une étude plus poussée des effets instationnaires autour des ailes battantes.

battement. Contrairement aux autres effets instationnaires, l'effet Wagner tend à diminuer la portance.

- *"Clap and Fling"*. Cet effet a été découvert par Weis-Fogh [31]. Il s'agit d'un phénomène qui apparaît quand les deux ailes de l'insectes se retrouvent l'une contre l'autre au cours du battement. Il y a alors génération d'un surplus de portance lorsque les ailes se séparent car le fluide est accéléré entre celles-ci.
- *Décrochage dynamique*. Lorsque l'incidence d'une aile augmente de façon importante, l'aile peut "décrocher" c'est-à-dire perdre totalement sa portance. Juste avant ce décrochage, il y a génération d'un surplus de portance. Chez les insectes, l'angle d'incidence est tel que ce phénomène apparaît mais, l'aile ne restant pas assez longtemps en situation de décrochage, l'insecte bénéficie du surplus de portance sans pour autant décrocher.
- *Effet Kramer*. Il s'agit du surplus de portance générée lors des phases de rotation des ailes.
- *Masse ajoutée*. L'air mis en mouvement possède une inertie ; lorsqu'une aile ralentit, elle est entrainée par l'inertie de l'air en mouvement.
- *Interaction aile-sillage*. Les ailes génèrent des tourbillons dans le sillage de l'insecte. Ces tourbillons, en raison de la faible vitesse de l'insecte peuvent être générés au cours du battement n puis recapturés lors du battement $n+1$ voire plus si l'insecte est en vol stationnaire.

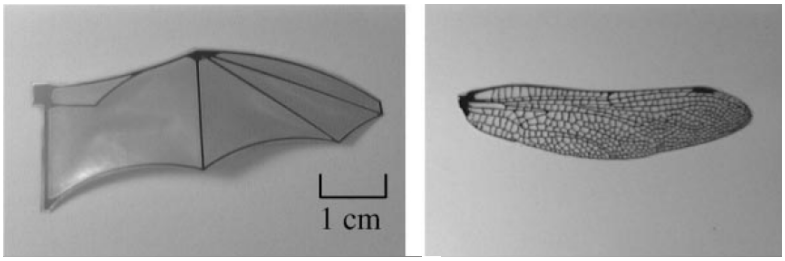
Il s'avère que les insectes utilisent certains de ces effets instationnaires afin de pouvoir voler. Mais les effets instationnaires ne sont pas tous utilisés dans les mêmes proportions suivant la taille de l'insecte. Par exemple, une libellule utilisera la force de portance générée par le mouvements de ses ailes alors que le moustique aura plutôt tendance à utiliser la force de traînée. Il faudra donc compter avec les effets instationnaires si l'on désire optimiser la portance générée par un microdrone à ailes battantes. Mais dans un premier temps les chercheurs se contentent de reproduire des cinématiques de battement observées pour la réalisation des prototypes. L'étude théorique des phénomènes instationnaires est très avancée aujourd'hui mais ne pourra être effectivement utilisée qu'avec des prototypes réalisés à l'échelle de l'insecte et à condition que la cinématique de l'objet réalisé soit modifiable.

1.3 État de l'art quant à l'utilisation des microtechnologies pour la réalisation de microdrones

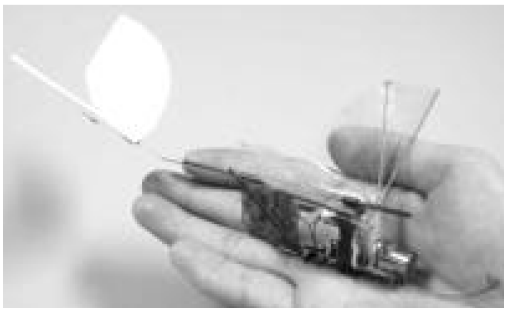
Les années 80 marquent le début des recherches dans le domaine des MEMS. Les technologies MEMS se sont développées parallèlement aux avancées dans le domaine de la microélectronique notamment en ce qui concerne les transistors (photolithographie, technique de dépôts en couche mince ou de gravure...). Grâce au développement des MEMS, un nouveau domaine d'étude se profile, la microrobotique. Les techniques de réalisations à l'échelle sub-millimétrique voire nanométrique se multiplient et l'équipement nécessaire à ces réalisations se généralise dans les salles blanches des laboratoires scientifiques. C'est grâce à cette maîtrise ainsi qu'à cette disponibilité des outils qu'apparaissent, au début des années 90, les premières réalisations de micro-robots bioinspirés fabriqués via les technologies MEMS. A l'Université de Tokyo, Shymoyama, Suzuki, Miura et Kubo [37, 38] se lancent les premiers dans cette aventure. Ils ont montré qu'il était possible de réutiliser certaines caractéristiques présentes chez les insectes pour réaliser des microdrones volants. En particulier, leur idée était d'obtenir un thorax ayant la faculté de se déformer et d'entraîner des ailes reliées à ce dernier par un joint élastique. L'idée du joint élastique, en comparaison avec une articulation, est de limiter les frottements au niveau de la liaison. Ils se sont donc tournés vers la réalisation d'un système ailes-thorax dans lequel les ailes et le thorax sont deux éléments rigides reliés entre eux par une charnière en polyimide souple [37, 39]. L'actionnement de la structure se fait au niveau du thorax par des forces électrostatiques. Ils cherchent à obtenir la résonance de leur structure afin d'augmenter l'amplitude de battement.

L'utilisation des microtechnologies s'est poursuivie avec Nick Pornsin-Sirirack *et al* [40] qui ont utilisé des technologies de type MEMS uniquement pour la réalisation des ailes de leur prototype. En utilisant un alliage de titane pour les nervures et du parylène C pour les membranes, ils ont réalisé plusieurs formes d'ailes, chacune basée sur l'observation de véritables ailes d'insectes ou de chauve-souris (cf. figure 1.16(a)). Les dimensions des ailes sont de l'ordre de 7 cm, afin d'obtenir une envergure totale ne dépassant pas les 15 cm. Avec une telle envergure, ils ont

pu réaliser un engin pouvant embarquer à la fois un mécanisme de type bielle-manivelle, capable d'imprimer aux ailes une cinématique de battement générant de la portance et également d'embarquer sa propre énergie (super-capacité dans un premier temps puis batterie NiCd pour le prototype final). L'objet ainsi réalisé a pu effectuer un vol battu d'une durée comprise entre 9 s (super-capacité) et 18 s (batterie NiCd). Le prototype final présenté figure 1.16(b) a une masse totale de 10.6 g.



(a) Ailes fabriquées *via* une technologie de type MEMS



(b) "Battery-powered ornithopter"

FIG. 1.16 – Prototype réalisé au Caltech Micromachining Laboratory

L'équipe de Ron Fearing de l'Université de Berkeley en Californie a été, au début des années 2000, la première à réaliser un microdrone, baptisé MFI pour Micromechanical Flying Insect, d'une envergure inférieure à 3 cm capable de générer de la poussée [41–44]. Les technologies utilisées ne sont pas des technologies issues de la microélectronique mais plus des méthodes d'usinage de type ablation laser, de pliage et d'assemblage micromécanique. Un actionneur piézoélectrique produit une vibration à la base d'un amplificateur mécanique qui, relié aux ailes, va mettre celles-ci en mouvement en amplifiant l'amplitude d'oscillation de l'actionneur piézoélectrique. Le principe repose sur des articulations flexibles. La

figure 1.17 montre un des prototype réalisé à base de fibres de carbones.

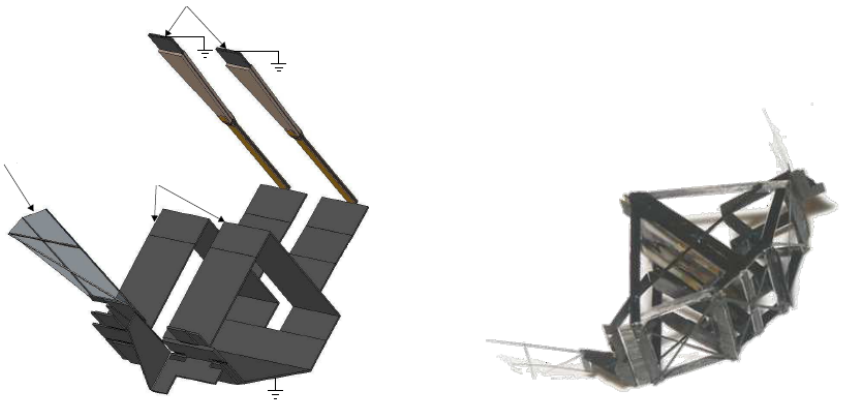


FIG. 1.17 – Le MFI de l'Université de Berkeley

Désormais, les recherches de ce groupe se focalisent plutôt sur des micro-robots bioinspirés non plus volant mais pouvant marcher comme de véritables insectes [11].

Chan *et al* [45] ont conçeptualisé en 2004 un robot volant. La structure a été réalisée en silicium à partir de technologies associées aux polymères et en utilisant plusieurs des concepts de Kubo *et al.* Le modèle de départ est un des membres de l'ordre des hémiptères, le puceron, qui a généralement une masse comprise entre 0.1 et 1 mg et une fréquence de battement autour de la centaine de hertz. Ils ont donc dimensionné leur système sur cette base. Les ailes ($1\ mm \times 100\ \mu m \times 0.8\ \mu m$) sont composés d'actionneurs thermiques. Le principe de fabrication est le même que celui utilisé lors d'un précédent article de Chan [46] : un film de titane/platine est déposé entre deux films de parylène. En appliquant une tension alternative au film conducteur (0-6 V), celui-ci va chauffer et se refroidir induisant une courbure de l'aile puis le retour à sa position initiale en raison des différences de coefficient de dilatation thermique entre les couches de parylène. Le prototype envisagé est présenté figure 1.18. Ce concept n'a toutefois pas débouché sur la fabrication d'un prototype plus avancé. Nous ne savons pas si ces travaux ont été poursuivis car à ce jour, il n'y a plus trace de ce projet dans la littérature.

11. http://robotics.eecs.berkeley.edu/~ronf/Biomimetics.html

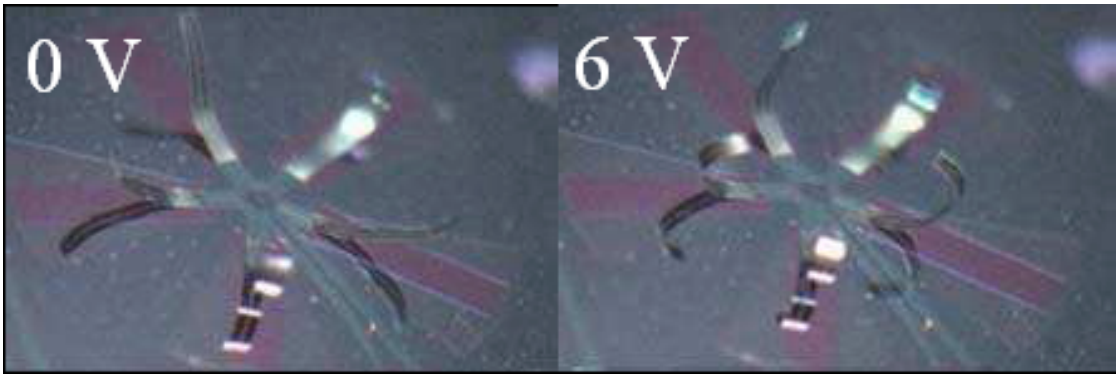


FIG. 1.18 – Prototype d'aile réalisé par Chan *et al* [46]. Á 0 V, les ailes sont en position initiale. Á 6 V, les ailes se courbent sous l'effet de l'actionnement thermique

Plus récemment Bronson *et al* [47], ont obtenu des résultats sur des ailes de dimension 1.5 mm fabriquées en technologie MEMS et actionnées à leur base par du PZT déposé en couche mince. Les ailes sont mises en vibration par l'application d'une tension alternative à l'actionneur. A la fréquence de résonance de l'aile, l'amplitude augmente mais seul un mouvement de battement est observé. En actionnant l'aile à la fréquence du mode 2, un mode de torsion est observé mais il n'y a plus de battement. Aucune force de portance n'a donc pu être générée à l'aide de ce dispositif et un couplage flexion-torsion est à l'étude. La structure est présentée figure 1.19.

Par la suite Robert Wood, ancien collaborateur du projet MFI, part pour Harvard créer une nouvelle équipe de recherche ayant pour but de réaliser des micro-objets bioinspirés dont un microdrone à ailes battantes. C'est cette équipe qui réalisera le premier et le seul prototype de microdrone à ailes battantes capable de décoller à ce jour [48, 49]. Le principe est le même que pour le MFI. A l'aide d'un système de butées, les ailes vont dessiner dans l'air la bonne cinématique de battement avec un basculement mécanique en fin de battement et ainsi produire la portance nécessaire au décollage de l'objet.

Bien que n'embarquant pas sa propre source d'énergie, Wood détient à ce jour l'état de l'art en ce qui concerne les microdrones volants à l'échelle de l'insecte.

L'Air Force Institute of Technology (AFIT) s'interesse au domaine des MEMS volants depuis 2005. En premier lieu, les chercheurs se sont orientés vers les voilures

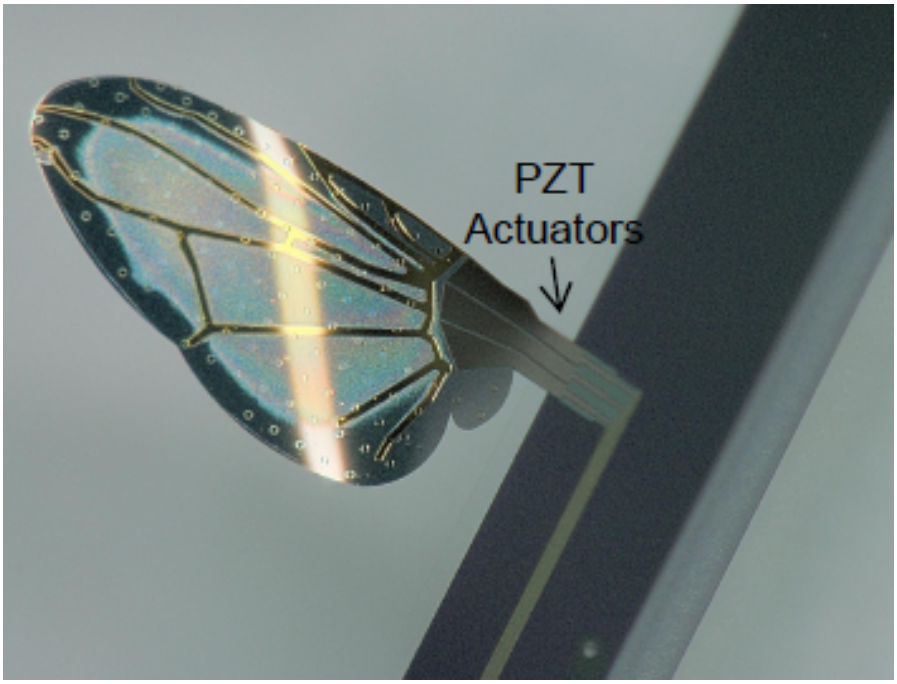


FIG. 1.19 – Aile résonante réalisée en technologie MEMS et actionnée à la base par film mince de PZT d'après [47]

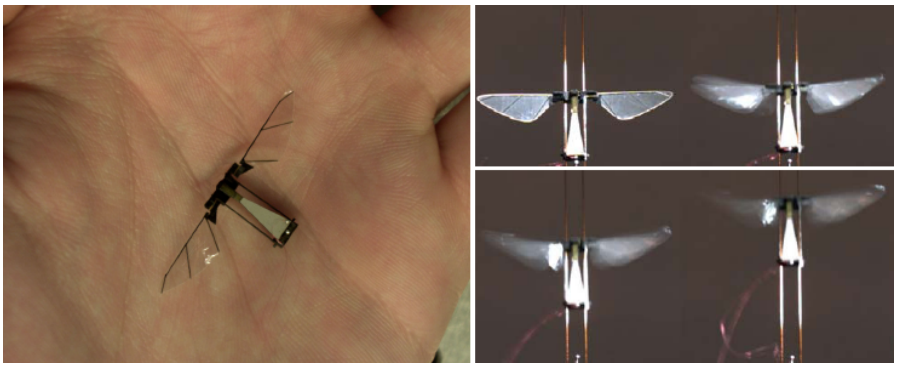


FIG. 1.20 – Prototype réalisé par Wood *et al* [48]. Dimension 2.5 cm

tournantes et ont produit deux thèses (Glauvitz [50], puis Chabak [51]). L'idée générale est d'utiliser des actionneurs à force de frottement (ou SDA pour Scratch Drive Actuator) afin d'entraîner un rotor. La figure 1.21 montre un exemple de réalisation. Les deux bras sont positionnés orthogonalement l'un par rapport à l'autre. En actionnant les SDA terminant chaque bras de façon déphasée, le premier

bras en contact avec les dents du rotor va entraîner ce dernier puis le deuxième bras va tirer sur le premier lorsque celui-ci aura fini sa course pour revenir à l'état initial et recommencer un cycle. Ce type de système tournant à une trop faible vitesse (3 tr min^{-1}) n'est pas en mesure de s'envoler.

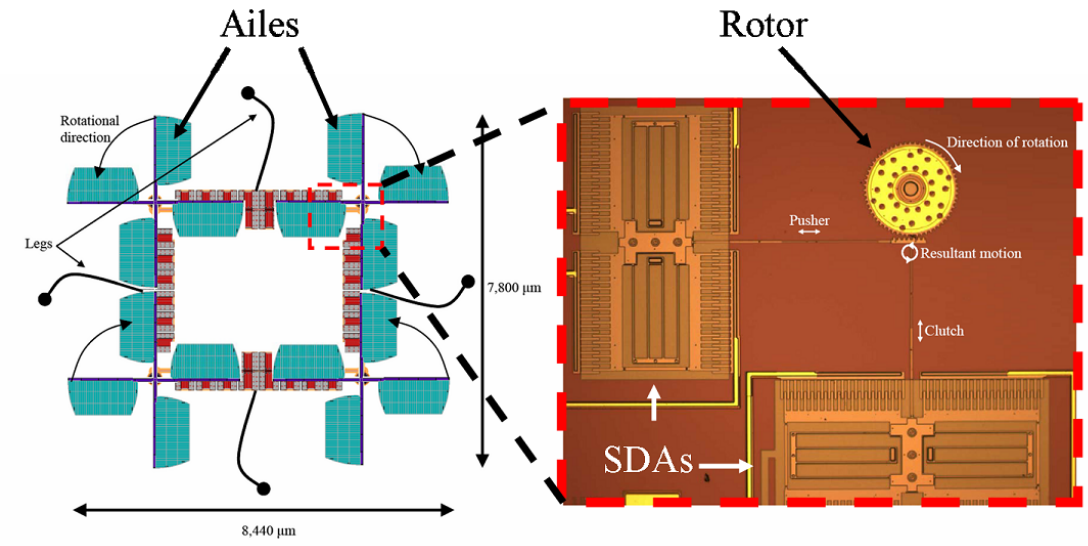


FIG. 1.21 – Système d'ailes tournantes réalisé par Glauvitz à base d'actionneurs de type SDA, adapté de [50]. L'ensemble mesure moins de 1 cm^2

L'AFIT focalise désormais ses efforts vers les ailes battantes tout en conservant l'approche MEMS. Coleman a effectué son travail de thèse sur l'étude et la réalisation d'un microsystème à ailes battantes à l'échelle millimétrique [52]. Par un procédé à base de polysilicium et de couches sacrificielles d'oxyde de silicium, il réalise des ailes bioinspirées dont les dimensions sont inférieures au millimètre. Le mode d'actionnement retenu est de type thermique. Des electrodes en or sont déposées sur les ailes réalisées en polysilicium. Due au stress résiduel entre la couche d'or et le polysilicium, l'aile présente une courbure résiduelle. En appliquant une différence de potentiel aux électrodes d'or, il est possible d'inverser la courbure de l'aile et donc de provoquer et contrôler un battement. La figure 1.22 représente un dessin de conception bioinspiréé réalisé par Coleman. Les résultats expérimentaux obtenus avec ces ailes sont un angle de battement de 8 ° sous une tension de 12.5 V à une fréquence de 40 Hz. Aucune torsion de l'aile n'a été observée. Cette étude montre qu'il est possible de reproduire des ailes à de très faibles dimensions en uti-

lisant les technologies MEMS, cependant les résultats obtenus ne permettent pas d'envisager la réalisation d'un prototype complet sans améliorer considérablement les angles de battements ainsi que d'obtenir une rotation de l'aile.

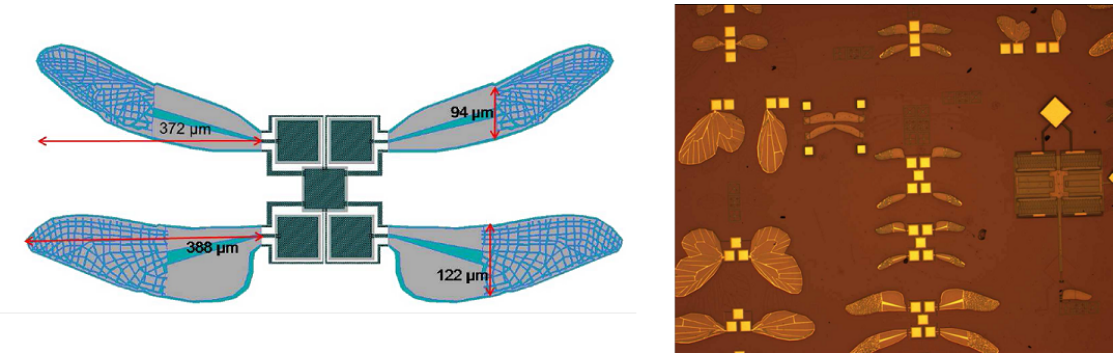


FIG. 1.22 – Prototypes d'ailes battantes réalisées en polysilicium. D'après [52]

Cet état de l'art montre que dans le domaine des microdrones, beaucoup de choses restent à faire. Cependant, la technologie MEMS peut induire des avancées considérables en couplant à la structure des éléments déjà existants (gyromètre, accéléromètre, microcontroleur).

Chapitre 2

Concept d'ailes résonantes

Comme nous l'avons vu précédemment (cf. section 1.2.3), il est nécessaire d'être capable de produire une cinématique de battement très spécifique afin de générer de la portance par vol battu. Nous aurions pu envisager un système d'articulation à l'emplanture de l'aile comme l'ont fait les chercheurs du projet Delfly, mais réaliser une articulation en technologie MEMS aux dimensions que nous envisageons n'est pas chose aisée. De plus, afin de créer suffisamment de portance, il est nécessaire d'utiliser des actionneurs pouvant produire des amplitudes de mouvement importantes à des fréquences de l'ordre de la centaine de hertz. Or, les actionneurs habituellement utilisés en microtechnologie sont des actionneurs piézoélectriques ou capacitifs et ceux-ci ne génèrent que de faibles amplitudes. C'est pourquoi nous avons décidé de nous tourner non pas vers un système à ailes articulées à l'emplanture mais vers un système à ailes vibrantes. Des ailes articulées nécessiteraient une trop grande amplitude d'actionnement alors qu'en utilisant la résonance de l'aile nous pouvons générer des amplitudes en bout d'ailes beaucoup plus importantes à partir de faibles amplitudes produites à la base de l'aile. Nous avons fait le choix d'utiliser le phénomène de résonance structurale des ailes et nous présentons les raisons qui ont motivé ce choix dans ce chapitre. De plus, l'utilisation de la résonance des ailes nous démarque des réalisations de structures à l'échelle de l'insecte vues précédemment qui sont plutôt axées sur la résonance du thorax et non sur celle des ailes.

2.1 Concept 1 : Ailes résonantes

Dans les systèmes de taille conséquente actionnés par un système mécanique direct, la puissance mécanique instantanée (P_i) à fournir est égale au produit des efforts ($\vec{F}$) par la vitesse de déplacement ($\vec{v}$) :

$P_i = \vec{F} \cdot \vec{v}$

Le maximum de puissance instantanée nécessaire à la mise en mouvement est atteint lorsque l'accélération est maximale. Il provient principalement des forces d'inerties. La puissance mécanique instantanée maximale est d'un ordre de grandeur supérieur à la puissance aérodynamique moyenne (cf. équation (2.4) p. 48). Cette puissance n'est pas une puissance utile. En moyenne, la puissance structurale est nulle si l'amortissement dû au matériau est nul.

Pour les mécanismes de faible dimension, la perte d'énergie dans la transmission est conséquente. Le bilan énergétique d'un système vibrant suscite donc l'intérêt pour l'étude et la réalisation de systèmes de faibles dimensions. Ces systèmes présentent une dissipation d'énergie structurale relativement faible et leur mise en résonance paraît être une solution adaptée d'un point de vue énergétique. La puissance mécanique instantanée est fournie par l'élasticité du matériau ; à la résonance, l'énergie élastique se transforme en énergie cinétique et *vice versa*. Il suffit de compenser l'énergie dissipée dans la structure par un effort d'entraînement dans le sens de la vitesse. Lorsque le régime est établi, un effort impulsionnel, à une fréquence qui peut être un sous multiple de la fréquence de résonance du système, peut suffire à assurer le mouvement [1]. Les contraintes pour entretenir la vibration sont moins importantes que peuvent l'être celles servant à entraîner un mécanisme à une vitesse donnée ; l'excitation peut être asynchrone et l'amplitude des impulsions se répercute sur l'amplitude du mouvement.

2.2 Concept 2 : Torsion passive des ailes

L'obtention d'un battement de grande amplitude est certes nécessaire mais pas suffisante pour produire de la portance. La cinématique de battement observée

1. On peut ici faire l'analogie avec une balançoire que l'on vient pousser régulièrement et non pas de façon continue afin d'entretenir l'amplitude du mouvement oscillant.

chez les insectes doit être conforme aux observations des biologistes comme nous l'avons vu dans la section 1.2.4.3. Dans un récent article publié dans *Science*, Young *et al* [53] ont analysé, d'un point de vue aérodynamique, les conséquences de la déformation des ailes d'un criquet tout au long du battement. En comparant et validant leur modèle numérique de dynamique des fluides 3D, qui prend également en compte la déformation dynamique de l'aile avec des observations en PIV [2] sur des ailes de criquet, ils arrivent à la conclusion que la déformation des ailes permet d'augmenter la portance. En faisant le rapport entre la portance moyenne et la puissance totale moyenne, ils montrent que l'économie au niveau de la puissance nécessaire à la portance est de 35% par rapport à une aile qui ne se déforme pas mais dont la cinématique de battement est identique. L'hypothèse avancée est que la résultante de la force aérodynamique reste mieux orientée au cours du battement grâce à cette déformation. À une échelle où la densité d'énergie qu'il est possible d'embarquer est faible, il est important de réaliser des ailes qui seront capables de reproduire de telles déformations si l'on souhaite fabriquer un système efficace.

C'est là que nous faisons un second choix, celui d'obtenir la torsion de l'aile uniquement de façon passive. De ce fait, nous simplifions significativement la structure finale en n'impliquant aucun actionneur dans la rotation de l'aile pour obtenir une cinématique de battement avec un angle d'incidence non nul. Il est reconnu que c'est bien la cinématique particulière de battement qui est à l'origine du vol des insectes. Nombre de chercheurs se sont penchés sur ce sujet. En revanche, on dénombre peu d'études sur le rôle de la morphologie et des propriétés mécaniques de l'aile de l'insecte dans la cinématique de battements. En raison de la diversité morphologique des ailes d'insectes, Combes et Daniel [27, 54], Ennos [55, 56], Wooton [57], ou encore Ellington [58] se sont lancés dans un travail de recherche sur la compréhension de l'influence des paramètres de l'aile (propriétés mécaniques de l'ailes, répartition de la masse, rôle des nervures) et des paramètres extérieurs à l'aile (fluide). Dudley [18] reprend ces différentes informations dans son ouvrage.

Au final, il s'avère qu'il n'existe pas de "recette" décrivant comment dimensionner *a priori* les nervures, ni comment les répartir sur la surface de l'aile. Une optimisation "à l'aveugle" a peu de chance d'aboutir. C'est un point bloquant dans

2. Particle Image Velocimetry : technique permettant la visualisation de la forme et de la vitesse d'écoulement de fluides.

notre étude car le but final est que la cinématique de battement s'obtienne de façon passive. En d'autres termes, on cherche à fabriquer des ailes que l'on actionnera uniquement en battement et qui vont se déformer passivement de façon à générer de la portance. C'est sur ce point qu'il y a obligation de s'inspirer de la nature et de comprendre comment les ailes se déforment chez les insectes. L'étude du phénomène de torsion passive a été traité durant cette thèse, mais seule la faisabilité a pour l'instant été montrée (cf. sections 4.3 et 4.4). Il est nécessaire de poursuivre l'étude sur la déformation passive des ailes car elle est indissociable de la génération de la portance. Des études très récentes sont apparues sur ce sujet. A Harvard, l'équipe de Wood [59] tente de reproduire des ailes d'insectes non plus uniquement d'un point de vue de la forme mais désormais d'un point de vue mécanique : la rigidité selon la corde et selon l'envergure est mesurée. Ils cherchent à restituer la répartition des rigidités en reproduisant les corrugations des ailes d'insectes.

2.3 Structure envisagée

La structure finale envisagée est composée d'un ensemble $\{ailes + thorax\}$. Si nous schématisons d'un point de vue mécanique, le thorax est un support dont une partie, qui peut s'apparenter au scutum des insectes, est directement relié aux ailes. Des appuis servent à maintenir les ailes vibrantes tout en permettant la transmission de la vibration (cf. figure 2.1). La vibration est engendrée par une force exercée sur le scutum, dont la fréquence d'actionnement correspond à la fréquence de résonance des ailes[3] pour laquelle l'amplitude de battement est la plus importante. Notre système s'apparente donc plus à un actionnement de type indirect comme nous l'avons vu en section 1.2.2 car l'on agit sur les ailes que d'un seul côté de la liaison. La transmission de l'énergie de vibration du thorax vers les ailes doit être la plus importante possible. Mais l'élément liant les ailes au thorax peut géner cette transmission. Plusieurs pistes sont suivies afin de déterminer quelle serait la meilleure liaison structurale. Une liaison du type "pivot libre" est envisagée. Celle-ci consiste en une ouverture dans le thorax à travers laquelle passe le lien

3. Etant donné que pour l'instant notre actionneur est constitué d'un aimant beaucoup plus rigide que les ailes, on peut considérer que la fréquence de résonance est celle de la structure allant de l'extrémité des ailes jusqu'au bord de l'aimant.

entre les ailes et le scutum. Ce lien possède alors un certain degré de liberté au sein de ce passage. Cette liaison sera traitée plus en détail dans la section 3.4.2.

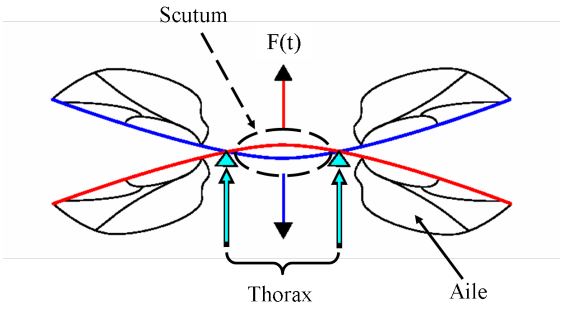


FIG. 2.1 – Schématisation de la structure finale

Le système que l'on étudie ici est un système d'ailes résonantes (ou vibrantes). Le thorax est supposé quasi-rigide c'est à dire que l'énergie élastique est celle de la déformation des ailes [4]. La question initiale de cette étude est de juger si ce concept d'ailes vibrantes est réaliste. En vol stationnaire, les seules vitesses d'écoulement sont dues au déplacement des ailes ; il n'y a pas de vitesse d'avance. Avec des ailes vibrantes, les vitesses induites dépendent de l'amplitude de vibration des ailes et cette amplitude est elle-même principalement dépendante de l'amortissement aérodynamique. Donc, si l'amortissement aérodynamique est trop élevé, les amplitudes de battement seront faibles et les efforts induits ne seront pas susceptibles de soulever la structure. Il s'avère donc que l'on ne peut répondre à la question de la validité du concept à ailes vibrantes qu'après avoir développé et testé des prototypes.

L'originalité de notre travail réside dans le choix d'actionner le système à la fréquence de résonance de l'ensemble scutum/aile. Ce choix découle du fait que, à la résonance, le rapport entre l'amplitude appliquée au centre du scutum et l'amplitude obtenue en bout d'aile est la plus importante. La mise en mouvement des ailes se fait, non pas en générant une rotation à la jonction aile/scutum, mais bien en propageant une vibration du scutum vers les ailes.

4. Nous différencions dans cette étude l'énergie de déformation des ailes de l'énergie de déformation du thorax.

2.4 Développement d'un modèle

Une des difficultés majeures rencontrées dans l'étude d'aile battante à l'échelle de l'insecte est liée à la souplesse des ailes. Les vidéos d'ailes d'insectes en vol montrent que ces dernières se déforment de façon importante tout au long du battement comme l'a indiqué Ennos [55]. La figure 2.2 est le résultat d'une expérience d'Ennos. En traçant les contours de l'insecte filmé, Ennos a mis en évidence que l'aile se déformait de façon importante pendant le battement.

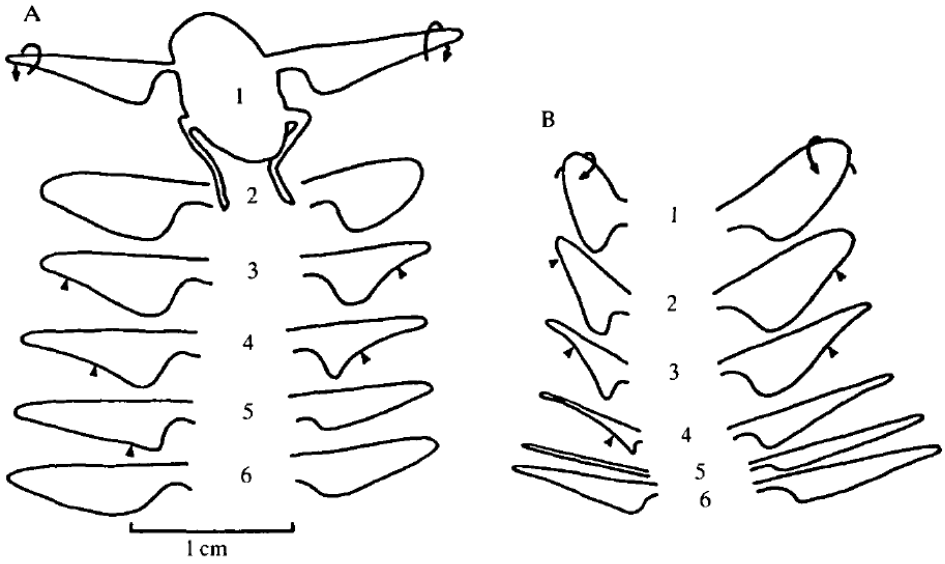


FIG. 2.2 – Mise en évidence de la torsion passive de l'aile de *Eristalis tenax*. L'insecte fait face au lecteur. (A), mouvement de supination. (B), mouvement de pronation. Ennos, met en évidence après chaque rotation, une onde de torsion se déplaçant de l'extrémité jusqu'à la base de l'aile. D'après [55]

Les oiseaux, d'une envergure de l'ordre de 20 cm, possèdent des ailes qui se déforment également, mais on estime que leur aérodynamique est en première approximation celle quasi-stationnaire sur des ailes rigides. En d'autres termes, les efforts aérodynamiques à un instant donné sont ceux liés aux incidences effectives au même instant. Ces incidences effectives résultent principalement du mouvement en battement-tangage et non pas de la déformation de l'aile (changement de cambrure ou de forme). Pour les ailes vibrantes à l'échelle de l'insecte, on ne peut pas étudier indépendamment l'aérodynamique de la déformation de la structure : nous

sommes dans le cas d'un problème d'aéroélasticité. Les études en aérodynamique des ailes vibrantes, comme nous l'avons vu en section 2.2, nécessitent de prendre en compte la souplesse des ailes. On a classiquement des modèles en aérodynamique et en dynamique des structures. On a également des modèles pour étudier la mise en vibration aéroélastique d'une structure [5]. Pour les études en dynamique et en aéroélasticité de grandes déformées on ne dispose pas *a priori* de modèles. Les aérodynamiciens jugent que c'est un problème de structure tandis que les mécaniciens ont besoin de modèles aérodynamiques ! Les travaux de T. Daniel et S. Combes [61, 62] ont montré que le maximum des efforts d'inertie est toujours plus élevé que le maximum des efforts aérodynamiques. Ils effectuent un rapport entre le moment des forces aérodynamiques M_{fluide} nécessaire à la sustentation de l'insecte dans l'air et le moment des forces M_{aile} nécessaire à la mise en oscillation d'une aile de densité ρ_{aile}. Pour calculer M_{fluide}, ils considèrent que la force aérodynamique compense le poids de l'insecte et que cette force est linéairement répartie sur l'aile, le point d'application des forces étant au centre des ailes (éq (2.1)). On note $m_{insecte}$ la masse totale de l'insecte, g l'accélération de la pesanteur et L la longueur d'une aile.

$$M_{fluide} = m_{insecte}\ g\ L/4 \tag{2.1}$$

Pour calculer M_{aile}, ils supposent un mouvement de battement sinusoïdal, d'amplitude Θ [6] et de pulsation ω. La masse de l'aile vaut m_{aile}. Le moment s'obtient en intégrant le moment d'accélération tangentiel élémentaire le long de l'aile (L). Soit $a(t)$, l'accélération tangentielle locale. Le moment élémentaire dM_{aile} vaut :

$$\begin{aligned} dM_{aile}(l,t) &= l\ A(l)\ dl\ \rho_{aile}\ a(t) \\ &= l^2\ A(l)\ dl\ \rho_{aile}\ \Theta\ \omega^2\ \sin\omega\ t \end{aligned} \tag{2.2}$$

l étant la position le long de l'aile, Θ l'amplitude de battement et $A(l)$ la section

5. L'aéroélasticité étudie généralement les ailes d'avions rentrant en résonance structurale couplée avec l'aérodynamique. La structure se détériore avant de connaitre des déformations importantes [60].

6. L'amplitude de battement correspond à l'angle maximal formé par l'aile en position haute, la base de l'aile et l'aile en position basse. Cet angle est exprimé en radian.

locale. En prenant la position où l'amplitude est maximale, on peut écrire que sin $(\omega\ t) = 1$. En supposant que la section est constante (A) et en intégrant sur la longueur de l'aile, l'expression finale de M_{aile} s'écrit :

$$M_{aile} = m_{aile}\ \Theta\ \omega^2\ L^2/3 \tag{2.3}$$

Le rapport entre le moment dû aux forces d'inertie de structure et le moment dû aux forces aérodynamiques donne alors une estimation du couplage entre les deux types d'efforts qui sont susceptibles de déformer l'aile. On appelle R_c ce rapport.

$$R_c = \frac{m_{aile}}{m_{insecte}}\ \frac{4}{3}\ \Theta\ \omega^2\ \frac{L}{g} \tag{2.4}$$

Si $R_c << 1$, on peut considérer que c'est le fluide qui contribuera à la déformation des ailes. Si au contraire $R_c >> 1$ alors la déformation sera majoritairement dûe à l'inertie de l'aile.

En prenant les caratéristiques de *Manduca sexta*[7], la valeur de R_c est alors de 5, laissant supposer ainsi que les déformations des ailes sont principalement dûes aux forces d'inertie. Pour un insecte plus petit comme *Drosophila*, la valeur est sensiblement la même car malgré une diminution de l'envergure des ailes, comme la fréquence de battement augmente et que le terme de fréquence est au carré, la valeur de R_c reste relativement importante et indépendante de la taille. On peut donc traiter le problème des ailes souples en commençant par une estimation structurale et ensuite traiter l'aérodynamique pour ajuster les prévisions des déformations. Les problèmes aérodynamiques et structuraux sont faiblement couplés ; on peut calculer la déformation structurale de façon itérative. En couplage fort, il faut écrire simultanément les équations de la déformée et celles de l'écoulement du fluide puis résoudre les équations aux dérivées partielles. En couplage faible, on sépare les deux problèmes ; on calcule la déformée à effort aérodynamique nul puis, on calcule les efforts aérodynamiques pour la déformée qui vient d'être calculée. On recalcule ensuite la déformée avec les efforts aérodynamiques et structuraux. Avec cette nouvelle déformée, on recalcule les efforts aérodynamiques et ainsi de suite de façon itérative. Lorsque le couplage est relativement faible, le système itératif converge rapidement. Ce type d'étude fait l'objet de la thèse de

7. Appelée également mouche du tabac. $L = 5\ cm$, $\frac{m_{aile}}{m_{insecte}} = 0.02$, $\omega = 2\ \pi\ 25$ et $\Theta = \frac{\pi}{2}$

Thomas Vanneste à l'ONERA dans le cadre du projet OVMI. Par ailleurs, la rigidité des ailes [27, 54], provient essentiellement des nervures. Les inerties de flexion croissent comme le cube de l'épaisseur et l'épaisseur des nervures est beaucoup plus importante que l'épaisseur de la membrane entre les nervures. Afin de prévoir le mouvement d'ailes de petite taille, on peut se ramener à l'étude du comportement dynamique des nervures. Les efforts aérodynamiques sont proportionnels aux surfaces, si bien que les études de nervures sans membrane permettent de prévoir le comportement dynamique des structures.

Pour générer de la portance, la surface des ailes est fortement inclinée par rapport à la direction du mouvement (cf. section 1.2.3). Afin d'obtenir une telle incidence aérodynamique, il faut que l'aile se déforme suivant sa corde ou encore que la nervure de bord d'attaque, qui est la partie la plus rigide de l'aile, se torde. Le centre de gravité de l'aile et le centre de résolution des efforts aérodynamiques étant en aval du bord d'attaque, la rotation de l'aile revient à une torsion du bord d'attaque et/ou une flexion suivant la corde de l'aile. Les efforts principaux étant ceux d'inertie, on peut considérer *a priori* que c'est l'accélération du centre de masse qui induit la torsion de l'aile car ce dernier est décentré par rapport au bord d'attaque. On aboutit ainsi à la schématisation très simplifiée d'une aile vibrante avec une rigidité en flexion suivant son envergure et une rigidité nettement plus faible en torsion suivant sa corde. Compte tenu de l'excentrement de la masse, la mise en oscillation à la racine de l'aile induit un entraînement de la masse avec un déphasage lié à l'inertie. Ce déphasage se traduit par une rotation passive de l'aile vibrante en phase de montée et de descente qui présente alors l'incidence nécessaire à la génération de portance. Finalement, on arrive au concept d'une aile résonante dont la torsion se fait de façon passive principalement à partir de l'inertie de la masse décentrée. Pour savoir si ce concept d'ailes vibrantes est réaliste, on cherche à valider un modèle simple de structure vibrante en flexion-torsion. La question primordiale est alors de savoir si l'on peut atteindre des déplacements en bout d'aile similaires à ceux observés chez les insectes (c'est à dire avec des déplacements du même ordre de grandeur que l'envergure).

Le modèle structural élémentaire retenu pour valider ce concept est une poutre représentant le bord d'attaque, une seconde poutre dans le sens de la corde pour simuler la rigidité en torsion ainsi qu'une masse au bout de ces deux poutres qui

représente la masse de l'aile ramenée à son centre de gravité. Ceci aboutit au schéma d'une poutre en forme de "L", non pesante avec une masse concentrée en son extrémité. Pour reproduire au mieux les conditions expérimentales, ce modèle est étendu à un modèle de poutre en "L" dont la masse de chaque poutre est prise en compte et où aucune masse n'est rajoutée en bout car en pratique nous n'avons pas rajouté de masse en bout de poutre. Le modèle analytique de poutre en "L" sera vu en section 4.3.

Le mouvement des ailes correspond donc à un battement au niveau du scutum avec une flexion-torsion conséquente à la résonance. N'ayant pas d'actionneurs simples capables de générer la mise en vibration avec rotation à la racine des ailes, la validation du concept a dans un premier temps été réalisée en ne mettant en vibration qu'une seule aile à l'aide d'un pot vibrant [8]. On a par la suite reproduit un système avec deux ailes reliées par un scutum en appui sur le thorax. La présence de cette liaison doit permettre d'obtenir des déformations plus importantes que pour une aile testée en pillonnement [9] à l'aide du pot vibrant.

La validation du concept d'ailes vibrantes par des prototypes et un modèle structural simple est entreprise en plusieurs étapes ; mise en vibration par pillonement d'une poutre simple puis d'une poutre en "L", mise en vibration d'une poutre avec membrane pour simuler l'incidence aérodynamique et mise en vibration d'une structure avec ailes et thorax par le biais d'un actionneur électromagnétique. Le modèle des efforts aérodynamiques instationnaires aux bas Reynolds ne pourra effectivement être abordé qu'après le modèle structural et à l'aide de prototypes. Certains développements ont d'ores et déjà été entrepris à l'ONERA mais ne peuvent pas encore être validés. Le modèle structural reste simple tant qu'il s'agit de la dynamique de poutres en petit déplacement, mais pour les grands déplacements, l'apparition d'effets non linéaires et la présence de la membrane implique un passage à des méthodes numériques d'aéroélasticité (cf. chapitre 4). On espère néanmoins qu'un modèle élémentaire aussi bien structural qu'aérodynamique abouti, facilitera la définition de la structure.

8. Le pot vibrant est un appareil qui génère une vibration dans une direction à une amplitude et à une fréquence choisies.

9. Mouvement consistant en une translation de haut en bas.

Chapitre 3

Prototypes MEMS

En microélectronique, le matériau de référence reste le silicium. C'est pourquoi, initialement, nous avons orienté nos travaux de recherche vers un prototype à ailes vibrantes à base de silicium. Nous évoquerons donc en première partie de ce chapitre nos essais de structure en silicium. Ensuite, nous présenterons le polymère, qui finalement, a été utilisé pour l'ensemble des prototypes réalisés. Il s'agit du polymère SU-8 que l'on peut rencontrer principalement en technologie MEMS pour les réalisations présentant de grands rapports d'aspects. Nous décrirons dans un premier temps la technique de fabrication de structures simples, de type poutre, s'identifiant au bord d'attaque de l'aile ou encore de structures complexes d'ailes avec membrane. Ces structures ont permis la réalisation de tests préliminaires visant à poser les bases d'un modèle simple d'ailes vibrantes dont l'étude sera décrite dans le chapitre 4. La deuxième partie de ce chapitre énoncera la réalisation de prototypes complets incluant ailes et thorax et susceptibles de recevoir un actionneur. Ces prototypes auront pour but de mettre en application le concept d'ailes vibrantes présenté au chapitre précédent (cf. chapitre 2).

3.1 Prototypes à base de silicium

Le silicium est un matériau très largement employé en microélectronique. Ses propriétés en tant que matériau semi-conducteur, sa nature cristaline et son oxide natif en ont fait le candidat idéal pour la réalisation de transistors depuis les

années 50. De plus, on trouve le silicium en quantité considérable sur la planète. Le coût est donc très faible comparé à d'autres matériaux que l'on peut utiliser en microélectronique. C'est pourquoi les procédés de micro- et nano-structuration sont si nombreux à avoir été développés sur silicium. Nous nous sommes donc tournés dans un premier temps, tout comme les chercheurs de l'AFIT [50–52], vers ce matériau car nous avions tout l'appareillage nécessaire à la réalisation de structures à base de silicium en salle blanche.

Le silicium utilisé se présente sous la forme de disques d'épaisseur 380 µm pour les substrats standards et de diamètres allant de 1 à 4 pouces en laboratoire de recherche et jusqu'à 12 pouces dans l'industrie de la microélectronique. Dans notre cas, nous avons utilisé des substrats 3 pouces de 380 µm d'épaisseur dans un premier temps et nous verrons plus loin dans ce paragraphe que pour la suite de l'étude, nous leurs avons préféré des substrats de silicium polis double face et amincis à 100 µm.

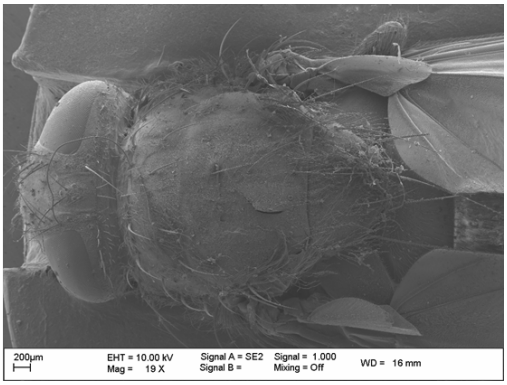
Le but de ces premiers prototypes était de tester si des structures en silicium, une fois excitées sur un mode de vibration propre, pouvaient génèrer des angles de battement suffisamment importants pour l'utilisation comme microdrone volant. Si tel était le cas, l'incorporation de toute la partie commande ou l'intégration de capteurs de type accéléromètre ou micro-controleur aurait pu être envisagée car ces systèmes font déjà l'objet de nombreuses réalisations sur la base de substrat silicium.

3.1.1 Démarrage du projet OVMI

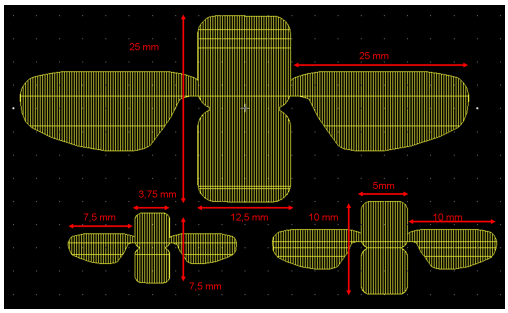
Une mouche décédée, a été observée au microscope électronique à balayage (MEB) après avoir subi une légère métallisation d'or. La figure 3.1 montre les photos MEB issues de cette toute première expérience ainsi qu'une représentation globale de la structure qui en a découlé (cf. figure 3.1(b)).

Des mesures de différents paramètres ont pu être réalisées, notamment sur le thorax et sur les ailes (cf. figure 3.1(c)) et ont donné lieu à un premier jeu de masques photolithographiques. Des observations sur les ailes ont permis de reproduire plus fidèlement la forme et la largeur des nervures (cf. figure 3.2).

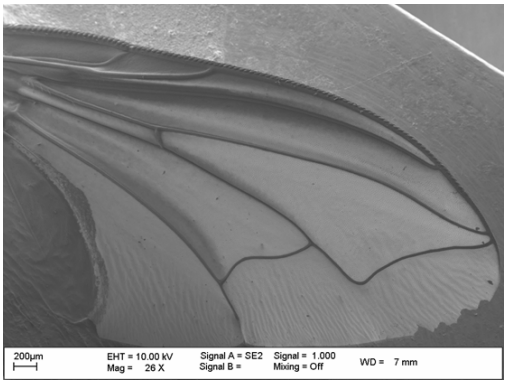
Un simple calcul analytique en statique a été mis en place pour permettre de



(a) Tête et thorax d'une mouche



(b) Masques pour structure silicium



(c) Aile de mouche

FIG. 3.1 – Fabrication de masques suite à l'observation MEB d'une mouche

déterminer l'angle maximal auquel on peut s'attendre si l'on applique une force statique donnée au centre d'une poutre en silicium en équilibre sur deux appuis ponctuels en fonction de la distance entre les appuis et les caractéristiques des poutres (cf. figure 3.3(a)). La figure 3.3(b) montre le résultat de ce calcul donnant l'angle de battement en fonction de l'épaisseur de la poutre de silicium. On remarque qu'il n'est pas possible de réaliser des structures présentant des angles de flexion importants tout en conservant l'épaisseur du substrat de silicium standard de 380 µm. C'est la raison pour laquelle nous avons utilisé principalement des substrats de 100 µm d'épaisseur. Bien que cette épaisseur ne permette toujours pas d'obtenir directement des angles de flexion importants, l'épaisseur de silicium à amincir est bien moins importante que pour un substrat de 380 µm, représentant ainsi un gain de temps non négligeable dans la phase de fabrication.

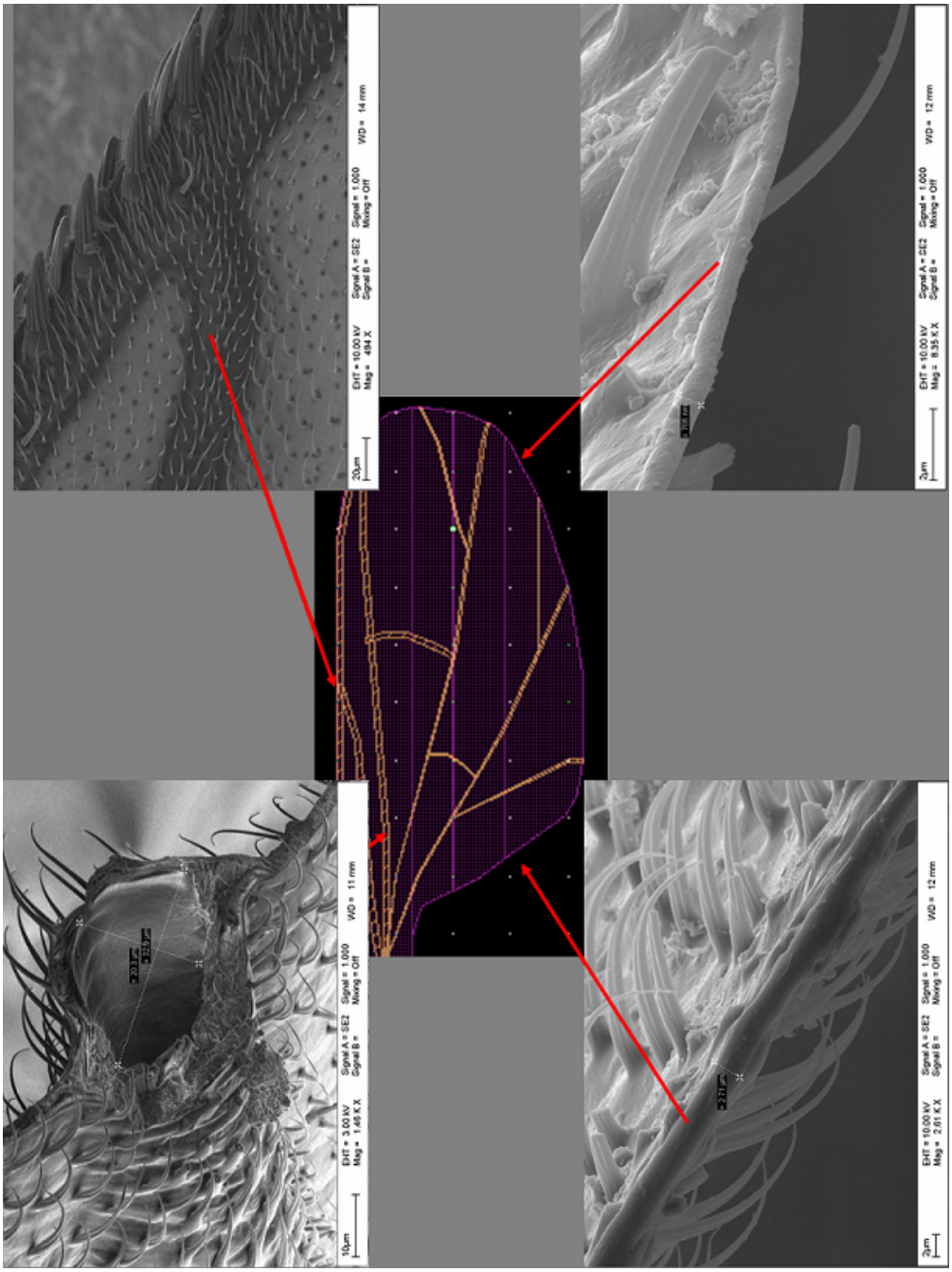
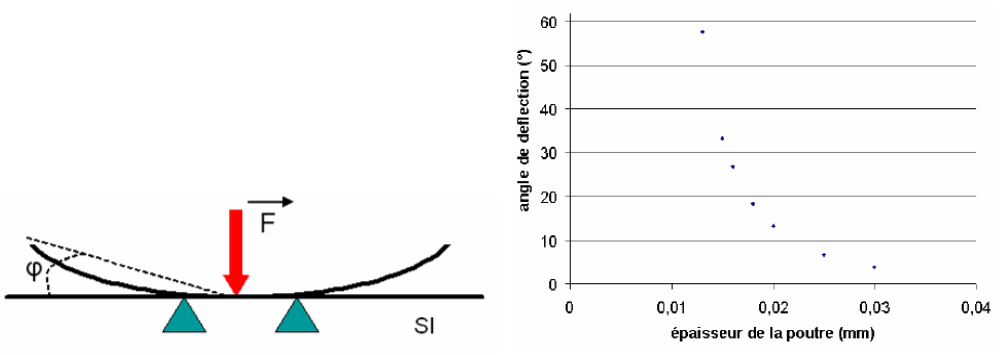


FIG. 3.2 – Dessin de la partie aile du masque à partir de l'observation de différentes parties d'une aile d'insecte réalisée au MEB

A la lueur de cette première étude, nous nous sommes lancés dans la fabrication



(a) Application d'une force statique orthogonale au plan du silicium

(b) Angle de débattement en fonction de l'épaisseur

FIG. 3.3 – Angle de déflexion statique d'une structure de type poutre bi-appuyée en silicium

de structures en silicium.

3.1.2 Procédé de fabrication d'une structure à base de silicium

Afin de tester en dynamique une structure en silicium, nous avons besoin de la désolidariser du substrat, c'est-à-dire de traverser le substrat de part en part pour récupérer la structure.

Une structure bioinspirée a été réalisée à partir des observations faites précédemment (cf. section 3.1.1). Cette structure possède un thorax servant de support à une paire d'ailes. Ces ailes présentent une membrane réalisée en polydimethylsiloxane (PDMS). Ce matériau a été choisi car il permet d'obtenir des épaisseurs très fines tout en présentant une bonne tenue mécanique [63]. La principale technique utilisée dans cette réalisation est la technique de gravure profonde du silicium (Deep-RIE) que l'on rencontre souvent dans le domaine des MEMS. C'est une gravure fortement anisotrope, ce qui signifie que les flancs des structures réalisées seront pratiquement verticaux (procédé Bosch [64, 65]).

Nous décrivons ici les principales étapes de fabrication (cf. figure 3.4) d'une telle structure :

– Etape a) : Nous utilisons un substrat de silicium d'épaisseur 100 µm à deux

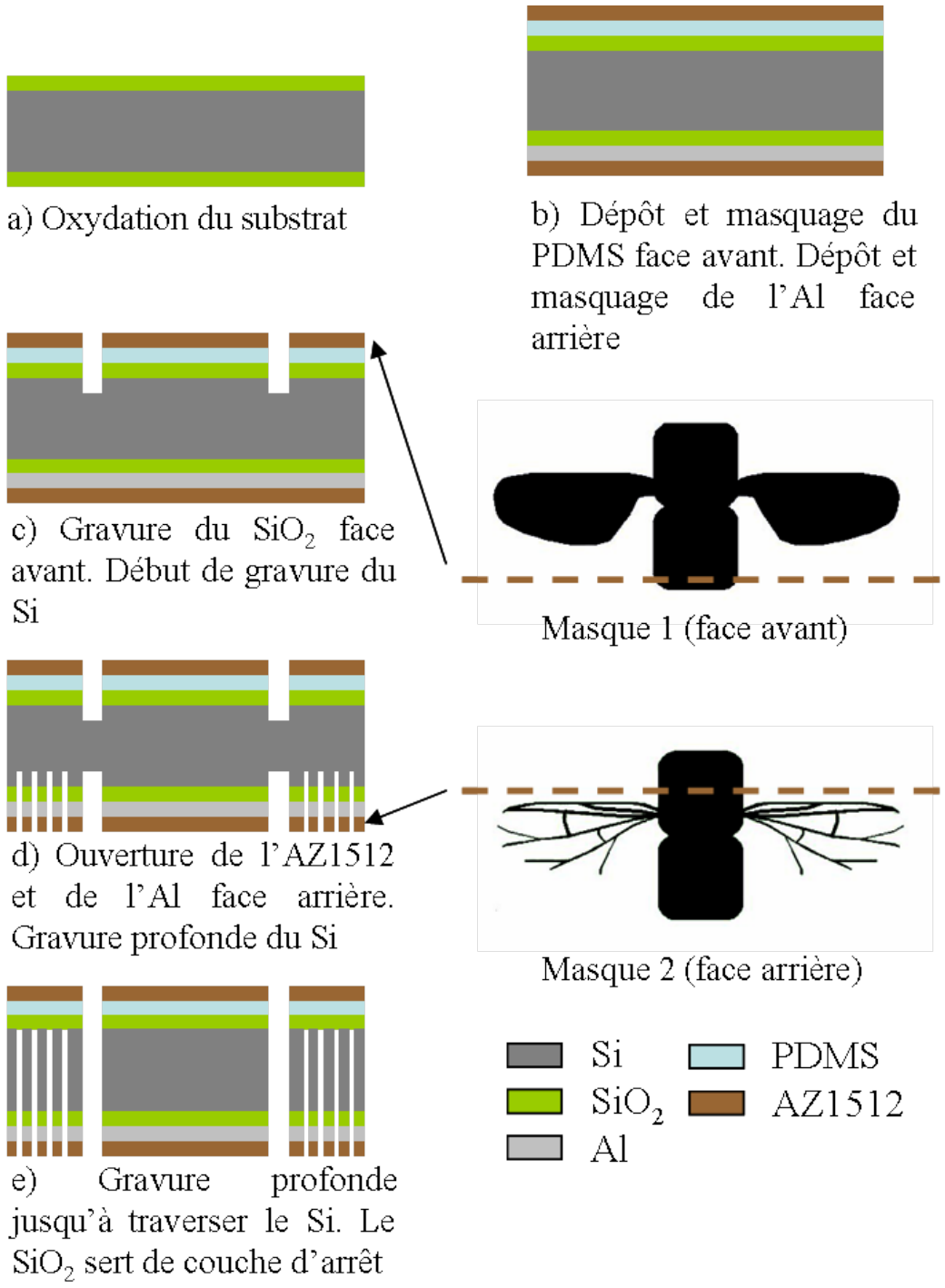


FIG. 3.4 – Procédé de fabrication d'une structure en silicium

faces polies. La première étape consiste à déposer un oxyde thermique (SiO_2) d'une épaisseur de 500 nm qui va servir de barrière d'arrêt lors de la gravure profonde du silicium.

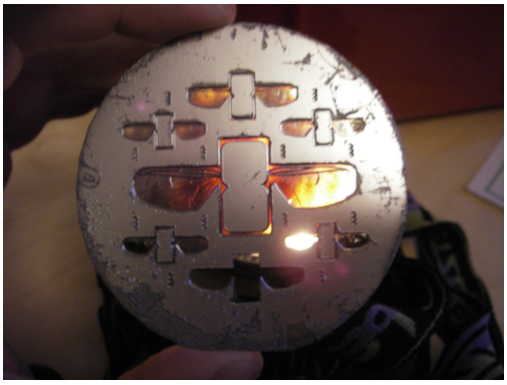
- Etape b) : Face supérieure - nous effectuons un dépôt de PDMS qui va servir de matériau pour la membrane (épaisseur 2 µm). Nous déposons une résine positive AZ1512[1] qui va servir de masque pour la gravure RIE du PDMS. Face inférieure - nous effectuons un dépôt d'aluminium qui va servir de masque pour délimiter la structure et les nervures par gravure profonde du silicium. Nous déposons un masque de résine AZ1512 afin de définir le masque d'aluminium.
- Etape c) : Utilisation du masque 1 et ouverture de la résine AZ1512 sur la face supérieure. Gravure RIE du PDMS. Une fois le PDMS gravé, gravure RIE du SiO_2 de façon à atteindre le silicium.
- Etape d) : Utilisation du masque 2 pour ouvrir la AZ1512 et l'aluminium de la face arrière. Gravure profonde du silicium.
- Etape e) : Les structures sont libérées totalement en traversant le substrat de silicium de part en part. La couche de SiO_2 sert de couche d'arrêt à la gravure.

La figure 3.5(a) présente un wafer de silicium en cours de process (lors de l'étape (d), étape précédent la libération des structures). On peut voir au niveau des ailes les membranes en PDMS. La figure 3.5(b) montre la plus petite structure obtenue par ce procédé.

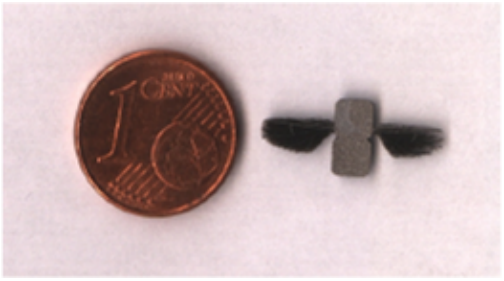
3.1.3 Tests des structures silicium en vibration

Nous avons testé une structure réalisée en silicium à l'aide d'un pot vibrant. La technique de mesure utilisée sera présentée en section 4.1. La figure 3.6 présente une structure vibrant à la fréquence de résonance des ailes. Le pot vibrant applique un déplacement harmonique à l'embase de la structure d'une amplitude $\Delta h = 1.23\ mm$. L'angle de battement obtenu est l'angle maximal qu'il est possible d'atteindre avant que l'aile ne se casse à l'embase. Nous avons relevé une

1. Le PDMS étant un matériau hydrophobe, il est nécessaire d'effectuer un plasma O_2 avant de déposer la résine pour que celle-ci adhère correctement au PDMS.



(a) Subtrat silicium au cours du procédé de fabrication



(b) Structure libérée

FIG. 3.5 – Structure réalisée en silicium avec membrane

valeur d'angle de battement Θ de 44 °. Cette valeur n'est pas suffisante pour générer la portance nécessaire. Il est théoriquement possible d'augmenter cet angle mais l'épaisseur des nervures de l'aile testée est déjà de 100 µm. Diminuer cette épaisseur rendrait l'aile de plus en plus cassante lors des manipulations. De plus, nous nous sommes aperçus que plus la largeur des nervures des ailes diminue, plus la membrane de PDMS qui relie entre elles les nervures a tendance à s'enrouler sur elle-même, comme on peut le voir sur l'aile gauche de la figure 3.6. Le temps de fabrication nécessaire est de l'ordre d'une semaine et utilise des équipements globalement coûteux. Le silicium a du être abandonné au profit du polymère SU-8 pour la réalisation de nos structures comme nous allons le voir en section 3.2.

3.2 Choix du polymère SU-8

Le matériau retenu pour la réalisation des ailes, et par extension, du thorax est la SU-8. C'est une résine photosensible négative qui a été élaborée à la fin des années 80 par IBM dans l'optique de réaliser des structures en microtechnologie à grand rapport d'aspect [2] [66, 67]. Elle est devenue par la suite très prisée pour la réalisation de structures en trois dimensions submicroniques. On retrouve des structures à base de SU-8 dans le domaine des MEMS [68], de la microfluidique [69–

2. Pour lesquelles le rapport entre l'épaisseur de la structure et sa longueur ou sa largeur est important.

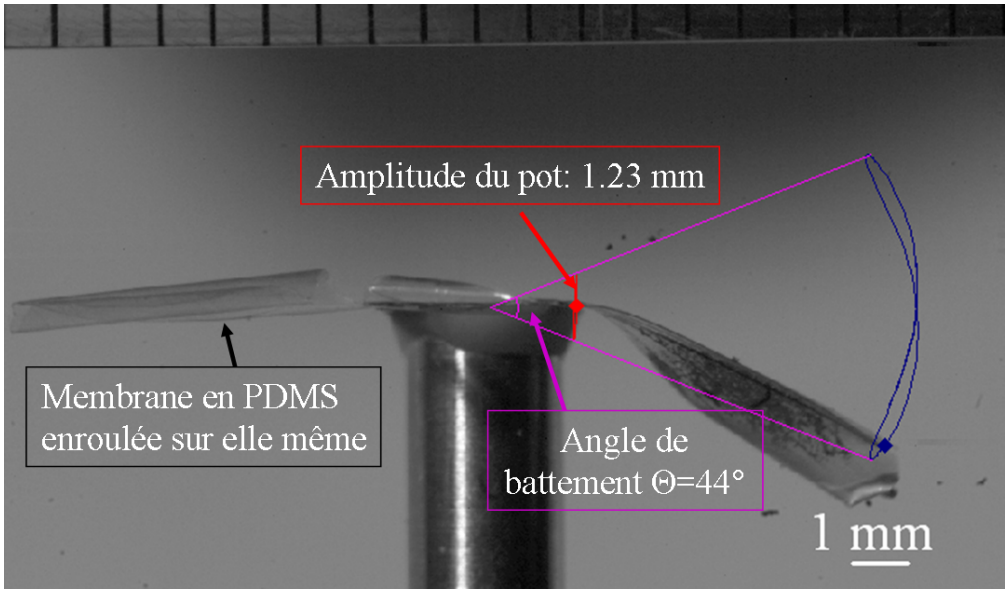


FIG. 3.6 – Structure en silicium et PDMS testée sur pot vibrant

71] et du packaging [72]. Le succés rencontré par cette résine vient du fait de sa relative simplicité de mise en œuvre ainsi que de ses propriétés mécaniques remarquables [73]. La SU-8 est généralement déposée par centrifugation, assurant ainsi un contrôle de l'épaisseur de film obtenue. Les motifs des structures sont définis par insolation aux ultra-violets (UV) au travers de masques photolithographiques. De part la nature négative de la SU-8, les structures obtenues au final seront les zones ayant été irradiées par les UV (cf. section 3.3). Bien qu'ayant été développée à la base pour la photolithographie optique ($\lambda = 365\ nm$), la SU-8 est également compatible avec les techniques de lithographie par rayon-X [74] pour les structures présentant les plus forts rapports d'aspects, par écriture électronique [75] afin d'augmenter la résolution car la SU-8 est également très sensible à l'écriture électronique, ou encore par lithographie à deux photons [76] pour la réalisation de structures 3D.

La SU-8 présente des propriétés chimiques et mécaniques intéressantes. Une fois polymérisée [3], la SU-8 présente une grande stabilité mécanique et thermique. C'est pourquoi elle peut être utilisée comme moule afin de réaliser des structures à base

3. La SU-8 libère des photoacides sous l'action d'un rayonnement UV : la polymérisation est alors initiée. Elle sera finalisée ensuite par un recuit thermique.

de PDMS [4], technique principalement utilisée en microfluidique [77]. Au niveau des propriétés mécaniques, la SU-8 est considérée comme un matériau visco-élastique, c'est-à-dire, un matériau dont les propriétés sont fonctions des vitesses de déformations. La SU-8 peut supporter des déformations très importantes comme en attestent les travaux de Spratley *et al* [78]. En effet, ils montrent que la SU-8 peut supporter une contrainte jusqu'à 120 MPa, tout en conservant un comportement élastique lors de tests en flexion. La figure 3.7 montre une structure en SU-8 que nous avons testée sur pot vibrant et présentant un angle de battement pratiquement égal à 90 ° .

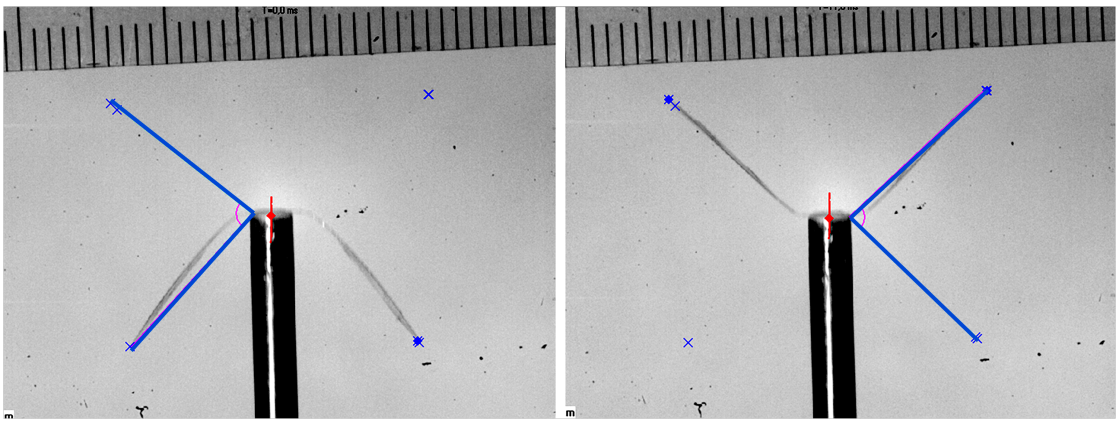


FIG. 3.7 – Exemple d'angle de battement obtenu sur une structure en SU-8

Enfin, les premiers essais avec des prototypes en silicium ont montré leur fragilité et aussi la nécessité d'utiliser des matériaux souples (module de Young faible), avec un allongement relatif important en zone élastique. Le module d'Young, ou module d'élasticité E, de ce polymère est compris entre 0.7 et 5 GPa [66, 79–81] et dépend fortement des conditions de fabrication [81]. Cette valeur de E est en accord avec les valeurs de E recensées dans la littérature pour les ailes d'insectes. Song *et al* déterminent tout d'abord le module d'Young d'ailes de cigales [82] autour de 3.7 GPa et font état d'un module d'Young de 2.8 GPa pour des ailes de libellules [83], le tout mesuré par nanoindentation. Smith *et al* montrent, par une technique d'extensométrie, que le module d'Young d'une aile de criquet pélerin

4. Bien qu'il soit possible de réaliser toutes sortes de systèmes microfluidiques directement en SU-8, le PDMS est plus largement utilisé pour la réalisation de laboratoire sur puce car il a été approuvé matériau biocompatible. La SU-8 n'a pour l'instant pas été approuvée biocompatible.

peut varier entre 1 et 20 GPa sur une même aile [84]. Le tableau 3.1 présente une comparaison du module d'Young des matériaux utilisés dans le domaine des MAV avec le module d'Young que l'on trouve sur les ailes d'insectes.

Nous montrons dans la suite de l'étude la capacité de ce matériau quant à l'utilisation en tant que structure mécanique vibrante pouvant effectuer des mouvements de grandes amplitudes à des fréquences de l'ordre de la centaine de hertz. Cependant, il faut bien garder en tête que nous utilisons ce matériau comme un outil servant à développer le principe d'aile vibrante. Nous n'avons pas fait d'étude comparative avec d'autres matériaux et ne saurions affirmer que ce matériau est le seul candidat pour cette application. En revanche, tout indique, au vu des propriétés mécaniques ainsi qu'en raison de la simplicité de mise en œuvre au sein d'un procédé microtechnologique, que ce polymère est un bon candidat pour la réalisation des structures vibrantes.

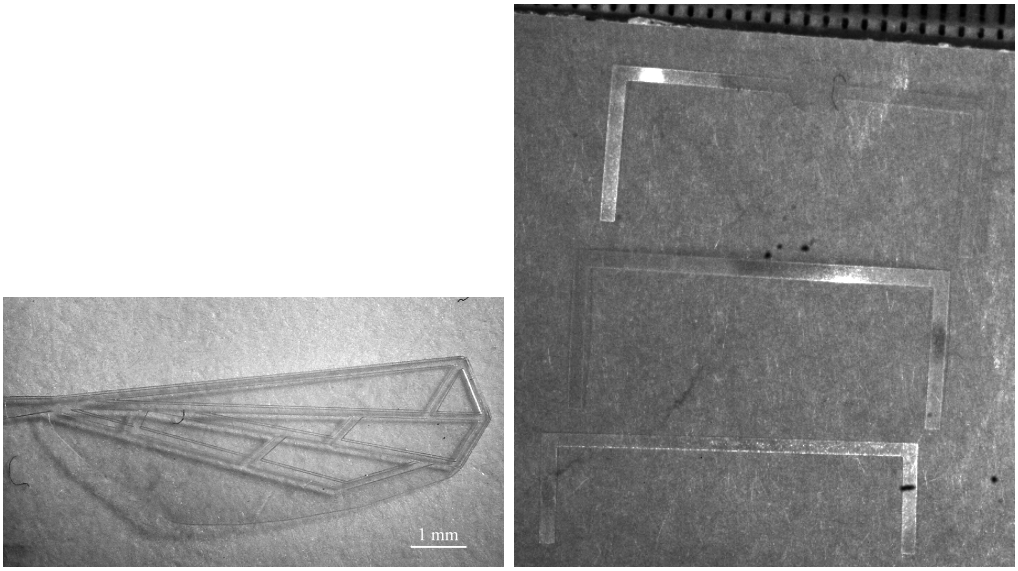
Matériau	**E (GPa)**	**ref.**
Aile d'insecte	1-20	[82–84]
Silicium	130-185	[85]
Polysilicium	130-160	[52]
Fibre de carbone	300	[86]
PDMS	$0.750\ 10^{-3}$	[63]
SU-8	1-5	[66, 79–81]

TAB. 3.1 – Comparaison de propriétés mécaniques de différents matériaux utilisés dans les MAV avec les propriétés mécaniques mesurées sur les ailes d'insectes

3.3 Procédés de microfabrication

Afin de disposer de données expérimentales pouvant alimenter les modèles théoriques, nous avons réalisé des prototypes d'ailes en SU-8. Ces prototypes prennent tout d'abord deux formes dans nos travaux de recherche. Une forme de poutre simple pour faciliter la comparaison avec un modèle analytique ou une forme en "L" pour obtenir des effets de torsion. Ceci permet dans un premier temps de confronter les fréquences de résonance obtenues expérimentalement avec les résultats de modèles analytiques simples. Il est possible par la suite de rajouter une

membrane rectangulaire à ces deux types de poutres ou encore d'essayer de reproduire une véritable aile d'insecte avec bord d'attaque, membrane et nervures afin d'étudier le comportement de l'aile dans l'air. La figure 3.8 montre des exemples de réalisations d'ailes par les procédés de fabrication décrits dans cette partie. Ces différentes ailes permettent d'une part d'effectuer des comparaisons avec des modèles analytiques et numériques et d'autre part de montrer que la technologie microsystème est un outil très performant pour obtenir facilement et rapidement ce type de structures.



(a) Ailes réalisées par procédés microtechnologiques avec la SU-8 : bord d'attaque, nervures et membrane

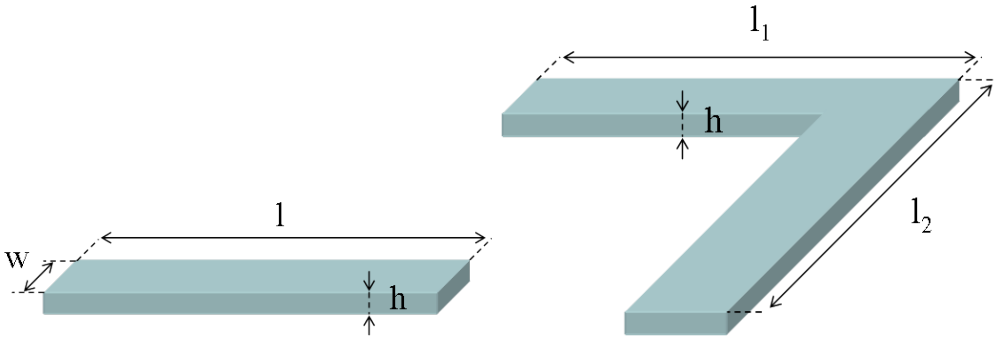
(b) Poutres en "L" réalisées pour la validation des modèles

FIG. 3.8 – Différentes ailes réalisées en SU-8

3.3.1 Fabrication de structures tests : poutres simples et en "L"

Afin d'effectuer des essais préliminaires, l'aile d'un insecte a été, dans un premier temps, assimilée à son bord d'attaque, lui-même pouvant s'apparenter à une poutre rectangulaire. La longueur des poutres a été fixée à 7.5 mm au maximum afin d'obtenir un prototype final d'une envergure inférieure à 3 cm. L'épaisseur

est de quelques dizaines de micromètres afin de ne pas obtenir des fréquences de résonances trop élevées, et la largeur est comprise entre 400 µm et 3 mm. De plus amples informations quant à la caractérisation des poutres sont données dans le chapitre 4. Les poutres dites en "L" (cf. figure 3.9(b)), dont il est question dans la section 4.3, ont été fabriquées par le même procédé.



(a) Poutre simple (b) Poutre en "L"

FIG. 3.9 – Les deux types de poutres utilisées pour la caractérisation

Le procédé de fabrication des poutres en SU-8 est basé sur une méthode dite de "couche sacrificielle". Cette couche sacrificielle est un film mince d'aluminium déposée sur un substrat de silicium de 3 pouces par pulvérisation cathodique. L'épaisseur de la couche minimale [5] d'aluminium déposée est de 200 nm. De la SU-8 2035 est ensuite déposée par centrifugation sur la couche d'aluminium et permet d'obtenir une épaisseur de résine comprise entre 30 µm et 60 µm conformément aux données du constructeur. A titre d'exemple, les paramètres de centrifugation utilisés pour obtenir une poutre d'épaisseur 60 µm à partir de la SU-8 2035 sont les suivants : vitesse de rotation de 2000 rpm, accélération de 2000 rpm s^{-1}, temps de centrifugation de 30 s. Une fois la résine étalée, le substrat subit un pré-recuit sur plaque chauffante à une température de 95 ^{o}C afin d'évaporer le solvant. Vient alors l'étape de masquage optique qui permet de définir les dimensions latérales des poutres. Le masque est positionné entre une source de rayonnement UV de longueur d'onde 365 nm et la couche de SU-8 à l'aide d'un aligneur MA6/BA6

5. On parle ici d'épaisseur "minimale" car le processus de libération est un processus de sous gravure, donc isotrope. Si l'épaisseur d'aluminium est insuffisante, la libération se fera très lentement.

(SÜSS MicroTec). L'énergie de rayonnement nécessaire à l'initiation du processus de réticulation de la SU-8 est de 280 mW cm^{-2}. Un exemple de masque utilisé est représenté figure 3.10 [6].

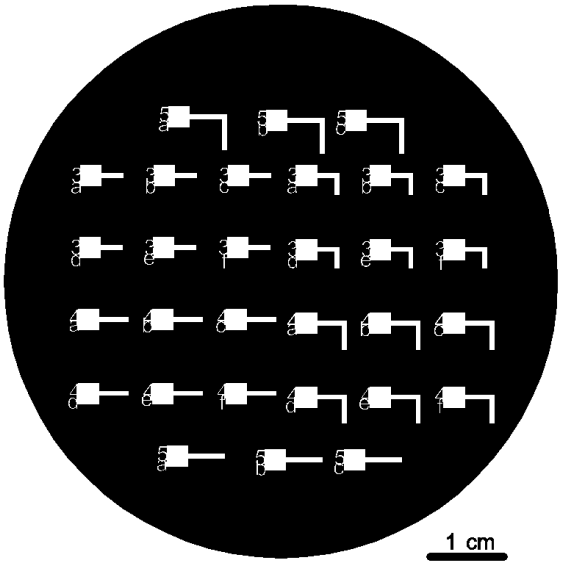


FIG. 3.10 – Masque optique utilisé pour l'insolation de substrat 3 pouces

Une fois la SU-8 insolée avec la dose nécessaire [7], le substrat est recuit à une température de 95 ^{o}C afin de promouvoir la réticulation de la SU-8 initiée par l'insolation des zones non masquées. Le substrat est alors plongé dans un bain développeur spécifique à la SU-8 [8] afin de solubiliser les parties non réticulées de la SU-8. Il reste alors une dernière étape, à savoir, la désolidarisation des poutres de SU-8 du substrat. Le substrat est plongé dans une base [9] qui va graver chimiquement de manière isotrope l'aluminium et ainsi libérer les poutres. Le procédé complet est décrit dans la figure 3.11. Ces poutres, auxquelles on a rajouté une

6. En raison de la grande taille de nos poutres (comparée aux dimensions micro voire nanométriques des dispositifs réalisés classiquement en microélectronique), nous avons, dans un soucis de réactivité, réalisé nos masques à l'imprimante jet d'encre sur support transparent. La rapidité de fabrication de ce type de masque en comparaison à la réalisation de masques optiques traditionnels a permis une grande souplesse dans la fabrication en limitant le coût financier. Toutefois, la transparence de ces feuilles n'étant pas celle des masques sur quartz, un recalage du temps d'insolation doit être effectué. Le masque, une fois imprimé, est fixé sur une plaque de quartz afin de pouvoir l'utiliser avec l'aligneur.

7. Le temps d'insolation dépend de l'épaisseur de SU-8 étalée.

8. MicroChem's SU-8 developer.

9. Shipley MF®-319 dans notre cas.

embase carrée, vont servir aux tests de mesures de la flexion, torsion et fréquence sur pot vibrant.

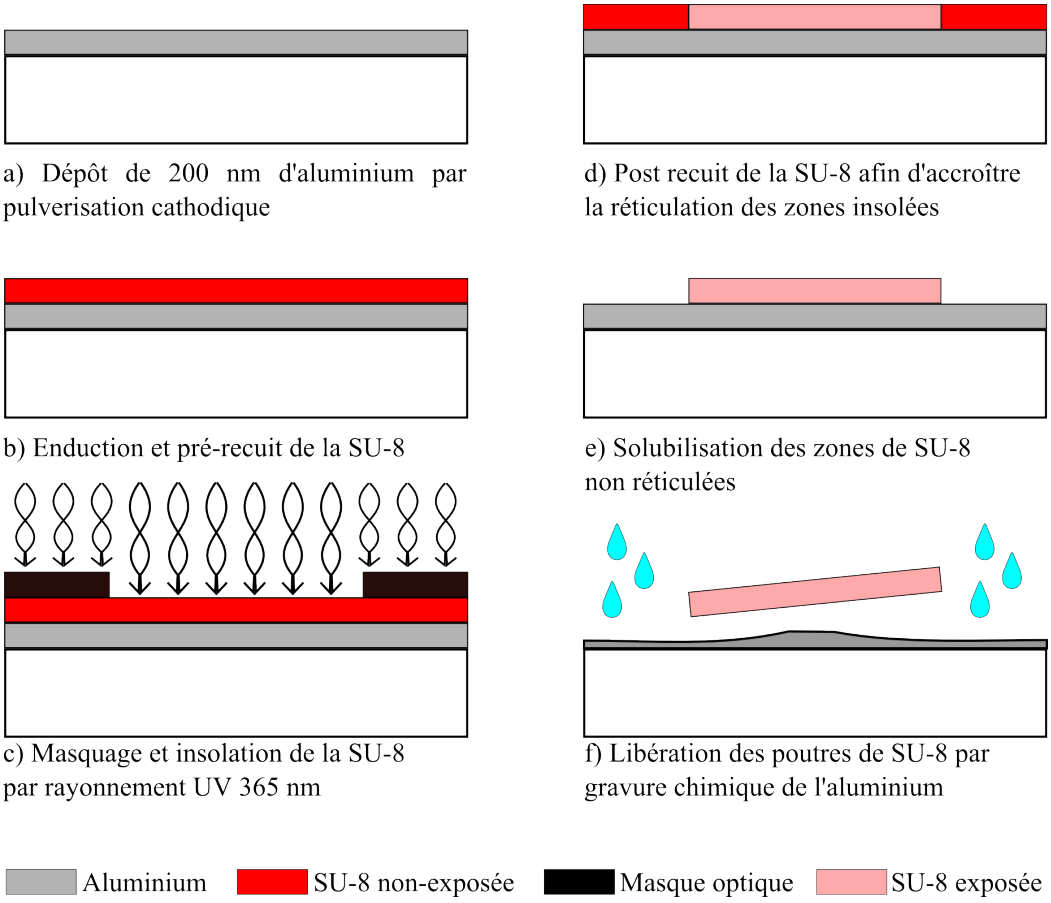


FIG. 3.11 – Procédé de fabrication de poutres monocouches

3.3.2 Fabrication de structures tests : nervures + membrane

Pour la fabrication d'une aile, c'est-à-dire avec les nervures et la membrane, le principe reste le même que pour la fabrication de poutres monocouches à la différence près qu'une deuxième couche de SU-8 est ajoutée. Cette couche est plus fine et fixera l'épaisseur de la membrane. Une couche de SU-8 2010, qui va servir de membrane à notre structure, est centrifugée sur la couche sacrificielle d'aluminium

puis pré-recuite à 95 ^{o}C pendant 4 minutes[10]. Nous utilisons un premier masque optique afin de délimiter la membrane. Une couche de SU-8 2035 servant à définir les nervures est alors étalée sur la première couche de SU-8, puis recuite à 95 ^{o}C[11]. L'insolation se fait alors au travers d'un deuxième masque optique comportant les motifs des nervures de l'aile[12]. Après un ultime recuit à 95 ^{o}C, le substrat est plongé dans le développeur de la SU-8 et les ailes sont libérées de la même manière que pour les poutres simples. Le processus de fabrication est décrit figure 3.12.

3.4 Fabrication de la structure complète

En section 2.3, nous avons envisagé les moyens à utiliser afin de transmettre efficacement l'énergie de l'actionneur vers les ailes[13]. Deux voies ont été investiguées jusqu'à présent : une structure avec transmission de la vibration à travers un espace libre réalisé dans le thorax dénommée "structure pivot libre" et une autre sans espace libre dénommée "structure à pivot fixe". L'étude sur la structure à pivot libre sera présentée principalement dans cette thèse car l'étude de la structure à pivot fixe est pour l'instant moins aboutie. Ces deux types de liaisons peuvent être considérés comme des liaisons souples comme nous allons le voir dans la partie suivante.

3.4.1 Liaison souple

Pour mettre les ailes en mouvement il est nécessaire de réaliser une liaison entre le scutum, où est généré l'actionnement, et les ailes. En mécanique, il y a différentes façons de réaliser la transmission de ce mouvement. Classiquement, deux corps rigides sont reliés par une liaison mécanique et c'est le degré de liberté permis par la

10. A titre d'exemple, pour obtenir une membrane de 10 µm d'épaisseur, les paramètres utilisés pour la centrifugation sont : vitesse 3000 rpm, accélération 3000 rpm s^{-1}, temps 30 sec. La dose de rayonnement UV nécessaire est de 150 mW cm^{-2}. Le recuit final se fait à 95 ^{o}C pendant 4 minutes.

11. Cette étape sert également de post-recuit à la première couche.

12. Lors de l'insolation, la couche de SU-8 2010 étant à nouveau exposée au rayonnement UV, l'épaisseur des nervures sera au final l'épaisseur superposée des deux couches.

13. Nous rappelons ici que nous avons fait le choix d'une transmission quasi directe entre le scutum actionné et les ailes.

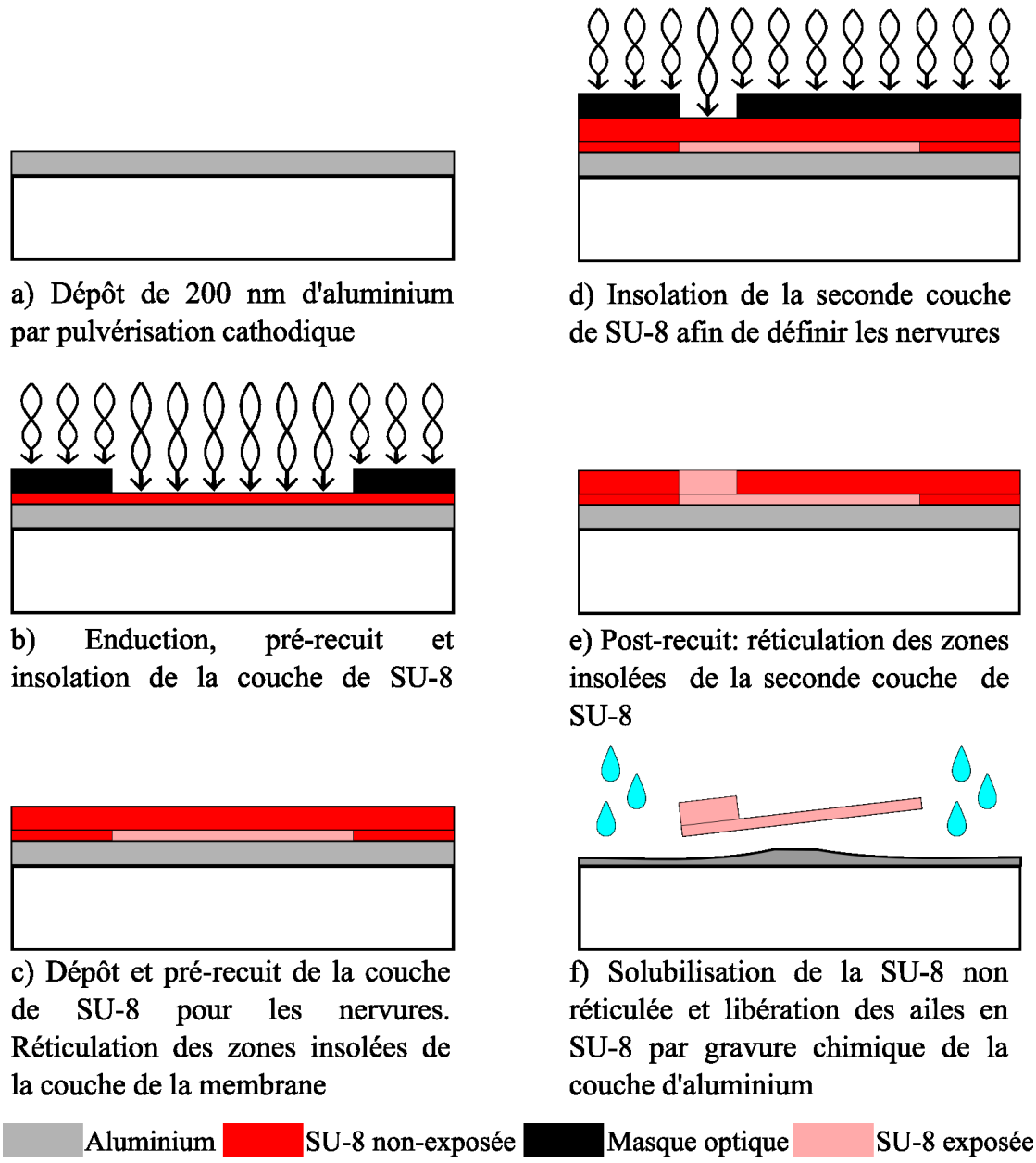
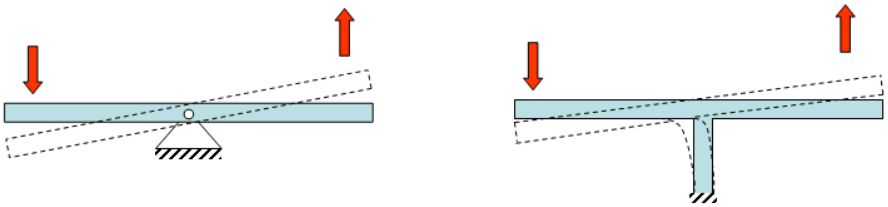


FIG. 3.12 – Procédé de fabrication d'aile avec poutre et membrane

liaison qui va définir les déplacements relatifs de ces deux corps (cf. figure 3.13(a)). Mais ce mouvement peut également être obtenu sans utiliser de liaison mécanique. On parle alors de liaison souple. Le degré de liberté est fixé par la structure elle-même. La structure est alors considérée comme continue (monolithique). Ce sont

les rigidités relatives entre les différentes sections qui définissent le comportement de celles-ci lorsqu'elles sont soumises à des déformations (cf. figure 3.13(b)). Nous avons fait le choix de réaliser des structures de type souple [14] car, à des dimensions sub-millimétriques, la réalisation de liaisons mécaniques telles que des rotules est envisageable [87] mais requiert des procédés technologiques qui complexifient la réalisation. De plus, à ces dimensions, les phénomènes de frottements peuvent devenir critiques du fait des faibles dimensions mises en jeu.



(a) Liaison mécanique entre deux corps rigides

(b) Liaison souple

FIG. 3.13 – Les différents types de liaisons mécaniques

3.4.2 Structure pivot libre

La première structure est composée de deux pièces principales : un anneau et une poutre centrale. L'anneau, que l'on peut identifier au thorax d'un insecte, est un support pour le scutum et les ailes. Cet anneau est localement évidé de part en part afin de laisser à la poutre (scutum + bord d'attaque de l'aile) un passage. Comme on peut le voir sur la figure 3.14, ce passage permet de transmettre directement la vibration se propageant le long de la poutre centrale, de l'intérieur du thorax vers l'extérieur. Nous appelons cette zone de passage "zone pivot". Comme nous l'avons vu précédemment, la SU-8 permet de réaliser facilement des structures de type $2\frac{1}{2}$D [15]. La technique de photolithographie utilisée est un mode opératoire d'insolation par le haut, si bien que lorsque l'on dépose des couches successives de

14. Nous considérons que la liaison de la structure dite "pivot libre" (cf. section 3.4.2) s'apparente plus à une liaison souple qu'à une liaison mécanique entre deux corps rigides.

15. Ici, on fait la distinction avec une structure 3D car la fabrication reste un empilement de disques et non pas de formes quelconques.

SU-8, certaines combinaisons de masquages produiront inévitablement des insolations à des endroits non désirés. Le schéma de la figure 3.15 décrit cette situation obtenue en utilisant une technique classique. Si l'on veut obtenir un passage traversant le thorax de part en part, cette méthode ne peut pas être utilisée. En effet, lors de la troisième insolation, la partie que l'on souhaite initialement laisser non réticulée, afin de pouvoir la révéler par la suite, a tout de même été insolée.

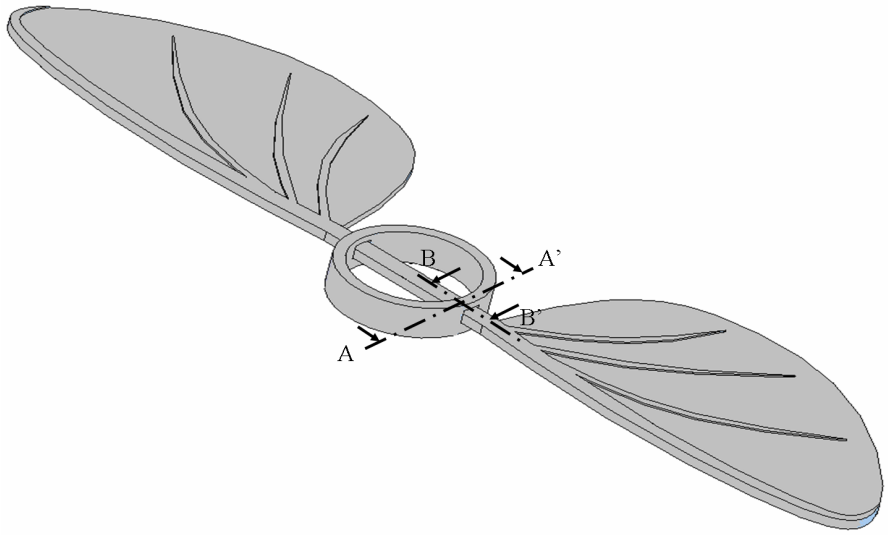


FIG. 3.14 – Schéma de la structure à pivot libre. La vibration se transmet selon l'axe B-B' (brevet déposé [88])

Nous distinguerons, dans cette partie, les deux solutions techniques qui ont été réalisées au cours de cette thèse pour obtenir une structure pivot libre. La première, dénommée "multi-step process" est une fabrication qui nécessite l'assemblage de différentes pièces : deux pièces formant le thorax (une partie supérieure et une partie inférieure) et une pièce formant l'ensemble *ailes* + *scutum*. La fabrication est plus simple et plus rapide, toutefois le montage sous loupe binoculaire reste délicat. Il n'est pas possible d'obtenir des informations précises quant à l'espace libre disponible au niveau de la zone pivot mais cette méthode nous a permis d'obtenir rapidement des prototypes à tester. La seconde méthode, dénommée "one-step process", est un procédé de fabrication permettant une réalisation simultanée du thorax et des ailes. Cette technique, bien que nécessitant un travail plus soigneux, comportant plus de niveaux de masquage, permet d'obtenir une valeur plus re-

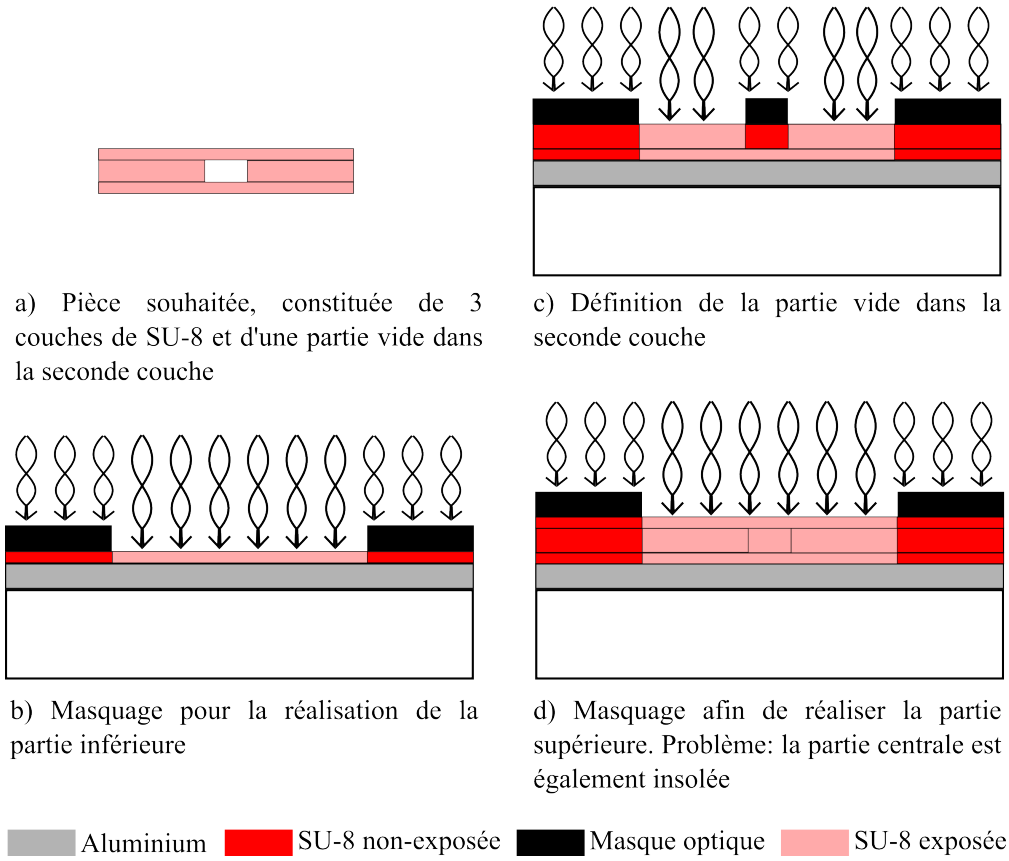


FIG. 3.15 – Technique de photolithographie non adaptée à la réalisation d'un passage à travers le thorax

productible de l'espace libre disponible au niveau de la zone pivot. La technique "one-step process" a nécessité un travail important d'optimisation du procédé. Chacune de ces techniques ont respectivement fait l'objet de publications [89, 90].

3.4.2.1 "Multi-step process"

Nous avons utilisé, pour le "multi-step process", une approche simple de réalisation basée sur les procédés de fabrication décrits précédemment (cf. sections 3.3.1 et 3.3.2). L'idée est de fabriquer trois pièces indépendantes les unes des autres, puis de les assembler afin de former la structure $\{ailes + scutum + thorax\}$. Ces trois éléments, représentés schématiquements figure 3.16(a) sont :

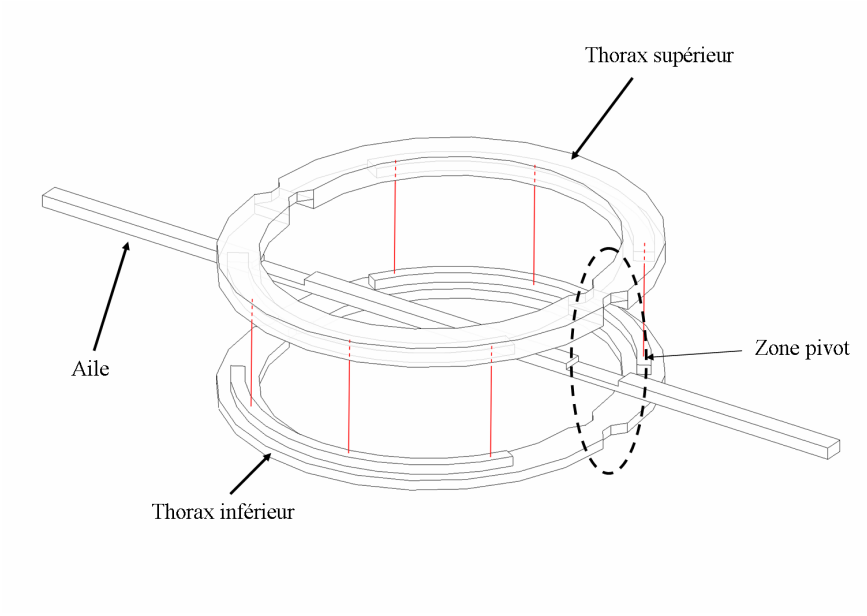
– la partie inférieure du thorax,

- la partie vibrante, constituée de deux ailes reliées par une poutre centrale ou scutum,
- la partie supérieure du thorax.

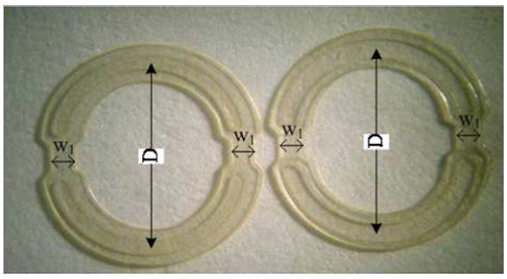
L'assemblage se faisant manuellement, à l'aide d'une loupe binoculaire, les deux éléments constituant le thorax sont conçus afin de pouvoir s'imbriquer l'un dans l'autre par le biais d'un système d'emboitement de type mâle/femelle, qui va servir à guider l'assemblage. L'épaisseur de la poutre centrale au niveau de la zone pivot ne doit pas être supérieure à l'épaisseur du passage laissé dans le thorax au risque que la poutre se retrouve en position serrée, plutôt que libre. Deux couches de SU-8 2035 [16] sont nécessaires à la fabrication des anneaux. La première couche sert à délimiter l'anneau simple sur lequel la deuxième couche, qui définit les parties mâles ou femelles, va être déposée. Le procédé utilisé est identique au procédé décrit en section 3.3.2, à ceci près qu'une couche de SU-8 2035 remplace la couche de SU-8 2010 [17]. L'épaisseur de la deuxième couche de SU-8 va définir la hauteur de l'espace libre au niveau de la zone pivot. Les parties inférieure et supérieure du thorax sont réalisées simultanément afin que l'épaisseur des parties mâles corresponde à celle des parties femelles. La figure 3.16(b) représente les anneaux inférieurs et supérieurs ainsi réalisés.

Les ailes associées au scutum sont obtenues avec deux autres masques. Un seul autre masque aurait pu suffire pour réaliser les ailes, cependant, il est important que la poutre centrale ne se déplace pas latéralement car un faible allongement de la poutre dans une direction provoque une modification de la fréquence de résonance et l'on aurait une dissymétrie gauche/droite des ailes. Il faut alors rajouter une étape, lors de la fabrication de la poutre centrale, afin de définir un système de blocage prévenant tout décalage latéral. Pour cela, nous avons également utilisé un système d'emboitement qui, sur le principe, ressemble à une goupille de blocage (cf. figure 3.16(c)). Deux couches de SU-8 sont donc à nouveau nécessaires pour réaliser la poutre centrale et les ailes. Il est bien évidemment possible d'utiliser un système tri-couches si l'on souhaite rajouter une membrane en suivant le même procédé qu'en section 3.3.2.

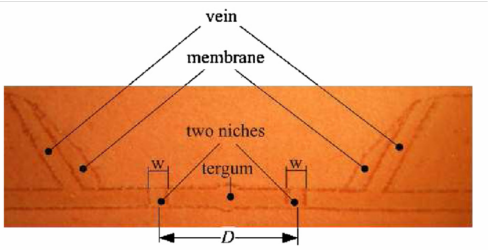
16. La SU-8 2035 présente une viscosité cinématique de 7000 cSt (1 centiStokes $\equiv 1\ mm^2\ s^{-1}$) qui permet d'obtenir des épaisseurs de résines de l'ordre de 35 µm par centrifugation à 3000 rpm.
17. La SU-8 2010, d'une viscosité cinématique de 1050 cSt, permet d'obtenir des épaisseurs de résine de l'ordre de 10 µm aprés centrifugation à 1000 rpm.



(a) Schéma éclaté d'une structure assemblée manuellement sous microscope optique



(b) Anneaux inférieur et supérieur



(c) Ailes + scutum avec système de blocage

FIG. 3.16 – Les 3 pièces composant la structure "pivot libre"

Une fois les différents éléments réalisés, les parties inférieures et supérieures du thorax sont collées ensembles (cf. figure 3.17). L'ajout de la colle peut modifier la hauteur du gap[18], cependant, nous n'avons pas pu évaluer cet effet. L'ajout de colle induit également un surcroit de masse, qui a pu être évalué (cf. tableau 3.2).

Cette solution est une solution intermédiaire efficace pour réaliser des tests préliminaires. Cette technologie nous a permis de vérifier rapidement la validité de

18. Le gap est l'espace libre laissé dans la zone pivot. Le gap est égal à la différence entre l'épaisseur de la poutre centrale et l'épaisseur de la deuxième couche de SU-8 utilisée pour définir les parties mâles et femelles des anneaux.

Élément	masse [mg]	%. masse totale
Ailes	7.188	64.1
Anneau mâle	1.939	17.3
Anneau femelle	2.026	18.07
Colle	0.055	0.49
Masse totale	11.208	

TAB. 3.2 – Masse des différents éléments constituant le prototype

plusieurs concepts.

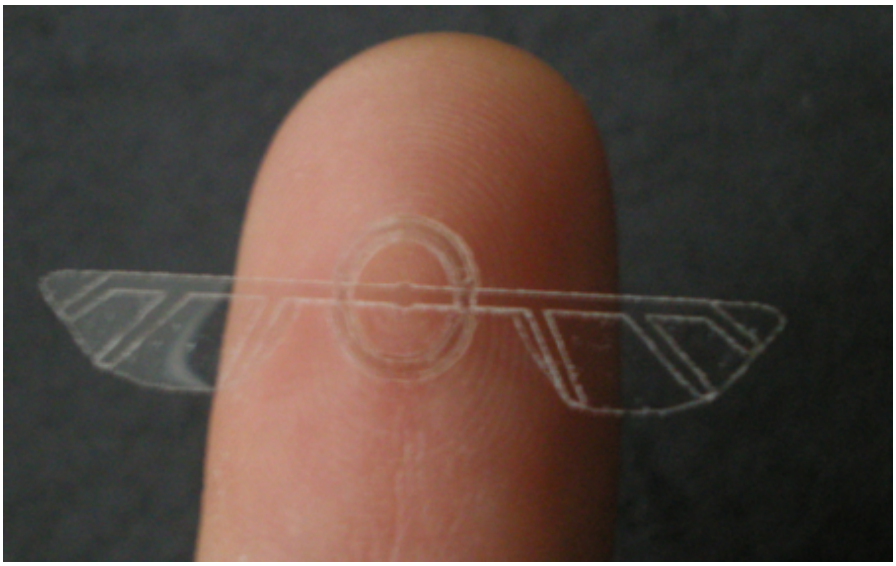


FIG. 3.17 – Structure assemblée manuellement

3.4.2.2 Procédé de fabrication dit "one-step"

Pour tenter de contourner le problème d'insolation évoqué (cf. figure 3.15), une technique a été mise au point en collaboration avec X. Q. Bao [90], post-doctorant au sein de l'équipe MEMS Bioinspirés. Le principe repose sur l'ajout d'une résine sacrificielle qui permet de créer un gap d'air dans la structure même du thorax. En effet, il est possible de déposer entre les différentes couches de SU-8, des couches "barrières" qui vont servir d'espaceurs. Plusieurs méthodes semblables existent déjà. Metz *et al* [91] utilisent une technique de couche sacrificielle en polymère dépolymérisable par chauffage pour la réalisation de canaux microfluidiques.

Ils réalisent des épaisseurs de canaux de 5 à 20 µm. Joseph *et al* [92] ont recensé la compatibilité de différents matériaux entre eux pour réaliser ce type de barrière. Ils ont notamment utilisé une barrière de SiO_2 comme couche sacrificielle et ont obtenu des hauteurs de gap maximales de l'ordre de la dizaine de micromètres. Alderman *et al* [93] utilisent des masques métalliques pour réaliser des guides d'ondes et obtiennent des épaisseurs de gap très importantes (250 µm). Cependant, il a été rapporté que durant la phase de métallisation, la chaleur induite peut rendre rugueuse la SU-8. D'autres matériaux comme le polydimethylglutarimide (PMGI) [94], l'Omnicoat [95], le polystyrène [96] ou la résine photosensible LOR (Lift-Off Resist, MicroChem. Corp) [69] ont été utilisés en tant que couches sacrificielles pour des procédés à base de SU-8, mais les épaisseurs de gap obtenues sont trop faibles pour être envisagées dans notre application.

La figure 3.14 schématise la structure que l'on souhaite réaliser. Le thorax, contrairement à la réalisation multi-step, est obtenu d'un seul tenant et présente un passage libre pour les ailes. La figure 3.19(a) est une vue en coupe suivant B-B' au niveau de la zone pivot. Cette zone peut s'apparenter à un microcanal très court, contenant une poutre libre de mouvement qui relie les ailes au scutum. Afin de fabriquer ce passage, deux couches sacrificielles sont nécessaires. Comme nous le verrons en section 3.4.2.3, ce sont les épaisseurs de ces différentes couches qui vont déterminer le gap et donc l'angle de battement. Le challenge, ici, a été de réaliser le plus grand gap possible entre deux couches de SU-8. C'est la résine AZ 4562 (MicroChem. Corp) qui a été sélectionnée pour réaliser les couches sacrificielles. La première raison est que cette résine permet d'obtenir des épaisseurs de plus de 100 µm par dépots de couches successives, la seconde est que cette résine est également photosensible et permet donc de localiser précisément les zones à protéger. Le procédé de fabrication complet de la structure "one-step" décrit ci-dessous est représenté figure 3.18.

Nous utilisons toujours le principe de couche sacrificielle pour désolidariser les structures du substrat. A l'étape (a), 500 nm d'aluminium sont déposés par pulvérisation cathodique sur un substrat de silicium 3 pouces. Une première couche de SU-8 est déposée[19] et définit la partie inférieure du thorax (étape (b)). Cette

19. SU-8 2035, 2500 rpm/3000 rpm s^{-1}/30 s, pré-recuit 10 min à 95 °C, pour une épaisseur de 35 µm.

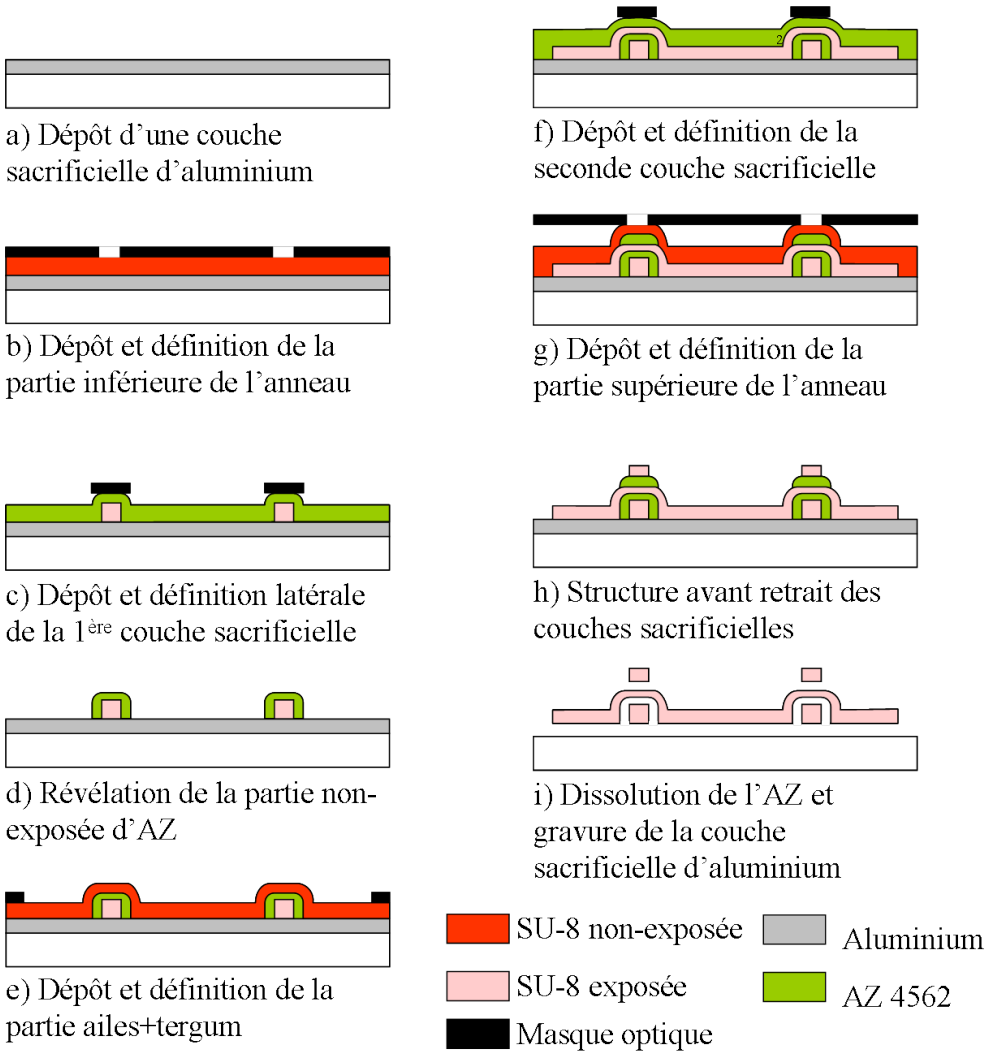
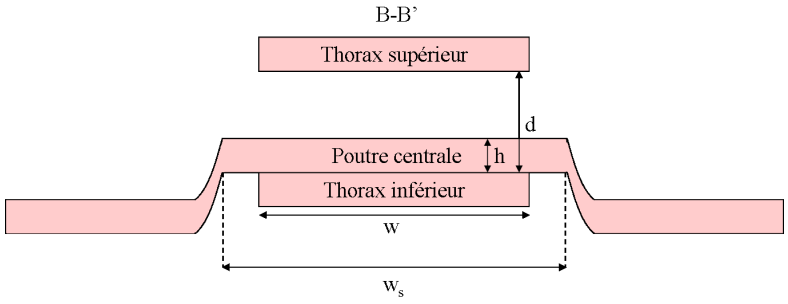


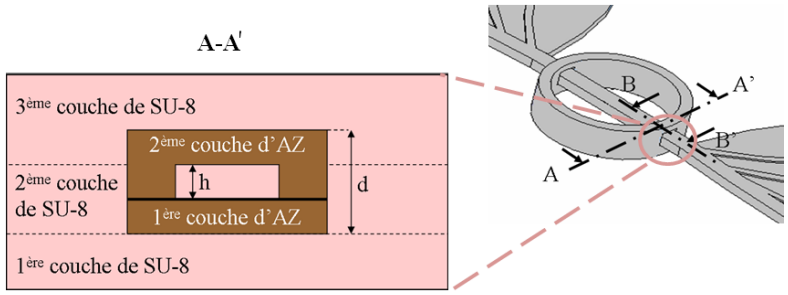
FIG. 3.18 – Procédé "one-step"

première couche est ensuite insolée (dose 280 mJ cm^{-2}, recuite sur plaque à 95 °C pendant 5 min) puis révélée. S'ensuivent une insolation pleine plaque ainsi qu'un recuit à 95 °C pendant 30 min ce qui a pour effet de diminuer les contraintes résiduelles lorsque la structure est séparée du substrat [94]. Ce recuit sert également à éliminer les solvants qui seraient restés piégés dans la SU-8. Le dépôt de la première couche sacrificielle d'AZ 4562[20] est effectué à l'étape (c). Comme on peut le voir sur le schéma de la figure 3.19(b), la SU-8, du fait de son épaisseur non négli-

20. 2000 rpm/1500 rpm s^{-1}/3 s, recuit à 95 °C pendant 12 min.



(a) Vue en coupe de la figure 3.14 selon B-B'



(b) Vue en coupe de la figure 3.14 selon A-A'

FIG. 3.19 – Vues en coupes de la liaison pivot libre en réalisation "one-step" d'après [90]

geable par rapport à l'épaisseur d'AZ 4562, provoque un saut de la résine pendant la centrifugation ; l'épaisseur d'AZ 4562 est donc moins importante au niveau des motifs de SU-8 que sur l'aluminium. L'AZ 4562 est alors masquée au niveau de la zone pivot et insolée[21]. Les parties insolées sont révélées[22] (étape (d)). L'AZ 4562 restante recouvre alors la zone pivot comme on peut le voir figure 3.20[23]. Il est à noter toutefois qu'une immersion prolongée dans le développeur SU-8 entraîne la dissolution de l'AZ 4562, ce qui n'est bien évidemment pas souhaitable à cette étape. A l'étape (e), on réalise la poutre centrale en déposant une couche de SU-8 de la même manière que précédemment (étape (b))[24]. La partie *scutum* + *ailes*

21. Energie d'exposition de 2000 mJ cm^{-2}.
22. Développeur $AZ\ 351B$: eau, 1 : 4.
23. Si l'on souhaite augmenter la valeur du gap, il est possible de répéter les étapes (c) et (d) et ainsi déposer des couches successives d'AZ 4562.
24. A cette étape, si la hauteur de marche formée par la première couche de SU-8 et la ou les couches d'AZ est trop importante, il peut s'avérer nécessaire de rajouter une couche de SU-8, ceci afin d'augmenter l'épaisseur de SU-8 au niveau de la zone pivot, là où celle-ci peut être réduite et donc fragilisée.

est alors définie par insolation aux UV-365 nm et dissolution des parties non-insolées comme à l'étape (b). Toutefois, l'épaisseur de la première couche de SU-8 provoque un saut important durant la phase de centrifugation, résultant, comme on peut le voir sur le schéma de la figure 3.19(a), en une courbure de la poutre. Vient le dépôt de la seconde couche sacrificielle d'AZ 4562 (étape (f)) de la même manière qu'aux étapes (c) et (d). Etape (g), un dernier résinage de SU-8 est effectué afin de délimiter la partie supérieure du thorax comme à l'étape (b). La résine non-insolée est alors dissoute dans le développeur de la SU-8 et l'on obtient la structure avant dissolution des couches sacrificielles d'AZ 4562 (étape (h)). En prolongeant volontairement l'immersion du substrat dans le developper SU-8, on parvient à dissoudre totalement l'AZ 4562 et à ainsi libérer la zone pivot. Enfin, la dernière étape consiste à plonger le substrat dans une base afin de séparer la structure du substrat. Cette étape peut prendre plus de 10 heures suivant l'épaisseur d'aluminium déposée à l'étape (a).

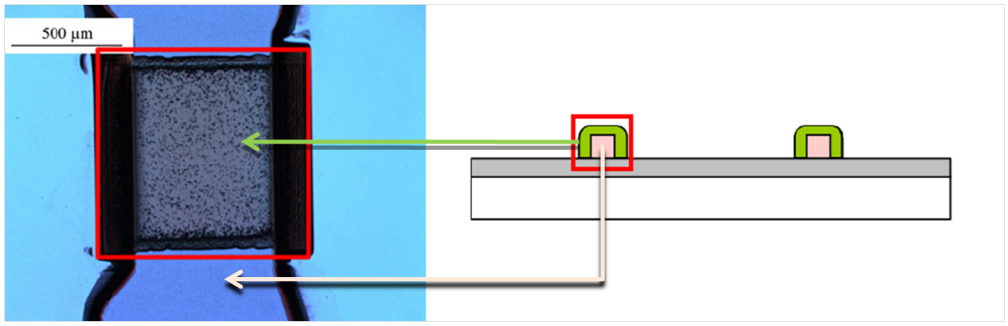
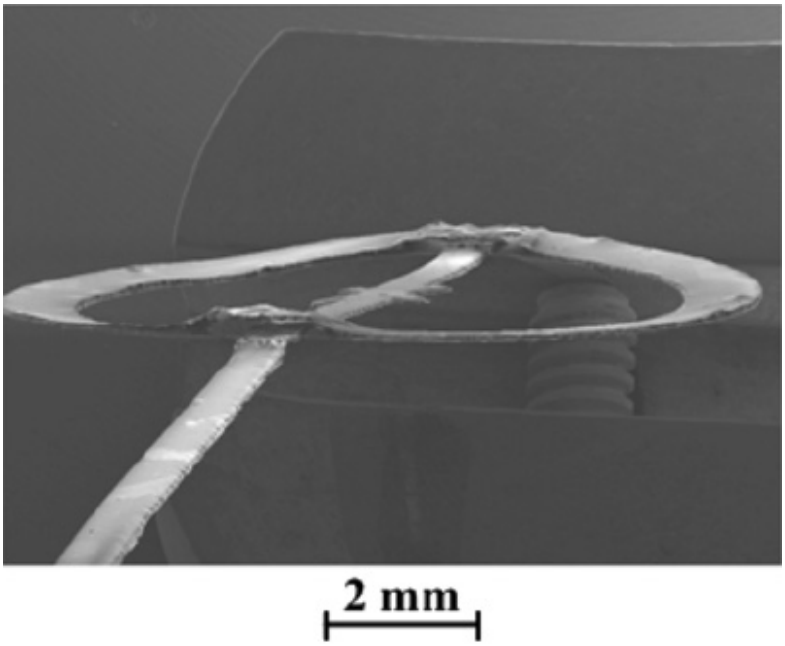
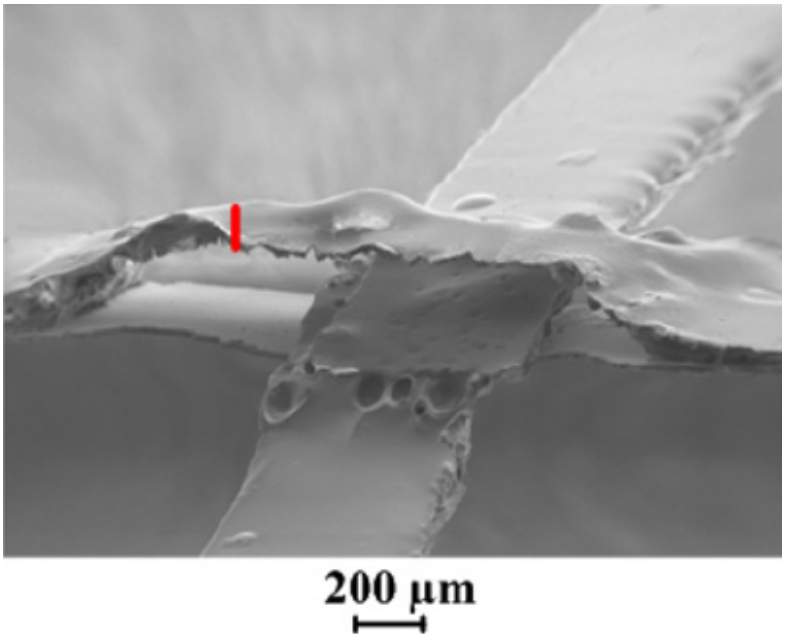


FIG. 3.20 – Protection de la zone pivot par AZ 4562 (étape (d), vue de dessus, le carré rouge représente la délimitation de la zone où se trouve l'AZ)

La figure 3.21 présente des images MEB d'une structure réalisée par le procédé "one-step". Ce procédé peut encore être amélioré. Toutefois, il nous a permis de tester la validité de cette structure. Des effets de dégazages, dus à des solvants piégés dans la SU-8, peuvent former des bulles à l'interface entre l'AZ et la SU-8. Il en résulte une courbure de quelques micromètres au niveau de la zone pivot.



(a) Image MEB de la structure pivot libre réalisée par procédé “one-step”



(b) Zoom sur la partie pivot libre

FIG. 3.21 – Vues MEB d’une structure pivot libre en réalisation “one-step”

3.4.2.3 Déplacement angulaire possible de l'aile en statique

Pour la structure à pivot libre, la poutre centrale peut bouger librement à travers le gap d'air une fois la résine sacrificielle dissoute. Le jeu laissé par cet espace d'air, permet d'obtenir un angle de flexion des ailes plus ou moins important. L'angle résultant va dépendre des paramètres géométriques de la zone pivot. Ainsi, la largeur de la zone pivot w et la hauteur du gap d'air d par rapport à l'épaisseur de poutre h vont déterminer l'angle de flexion en statique des ailes par rapport au plan du thorax, en émettant toutefois l'hypothèse qu'il n'y a, dans ce cas, aucune déformation de la poutre ou des appuis. Le schéma figure 3.22 représente le degré de liberté θ de la poutre à l'intérieur de la zone pivot.

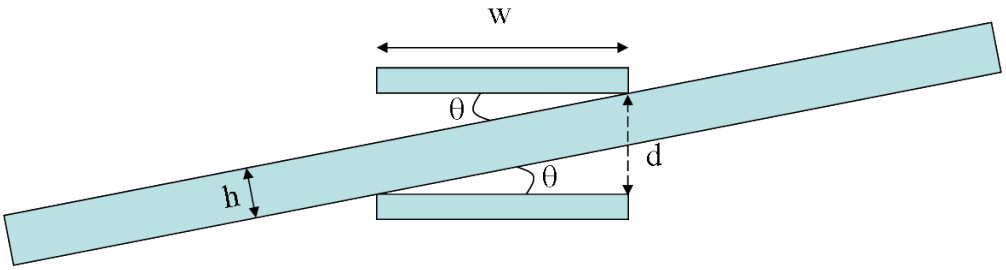


FIG. 3.22 – Schématisation de l'angle de rotation de la poutre en fonction des caractéristiques géométriques de la zone pivot

L'équation (3.1) donne la relation liant les paramètres géométriques de la structure à l'angle θ.

$$\tan(\theta) = \left(d - \frac{h}{\cos(\theta)}\right) \frac{1}{w} \tag{3.1}$$

En résolvant cette équation, il est possible de déterminer quels sont les paramètres ayant la plus grande influence sur l'angle de rotation. Nous pouvons définir dans un premier temps la plage de variation, pour chaque paramètre géométrique, en accord avec la faisabilité technologique et le cahier des charges de notre prototype. Le tableau 3.3 présente les plages de variations envisageables.

Bien évidemment, l'épaisseur de poutre h ne peut pas être supérieure à la distance inter-appui d. On peut ajouter qu'il n'y a pas réellement de limitation haute en terme de largeur w. Cette largeur peut être diminuée autour de la cen-

Paramètre	Plage de variation $[\mu m]$
d	$[20, 500]$
w	$[100, 800]$
h	$[2, 200]$

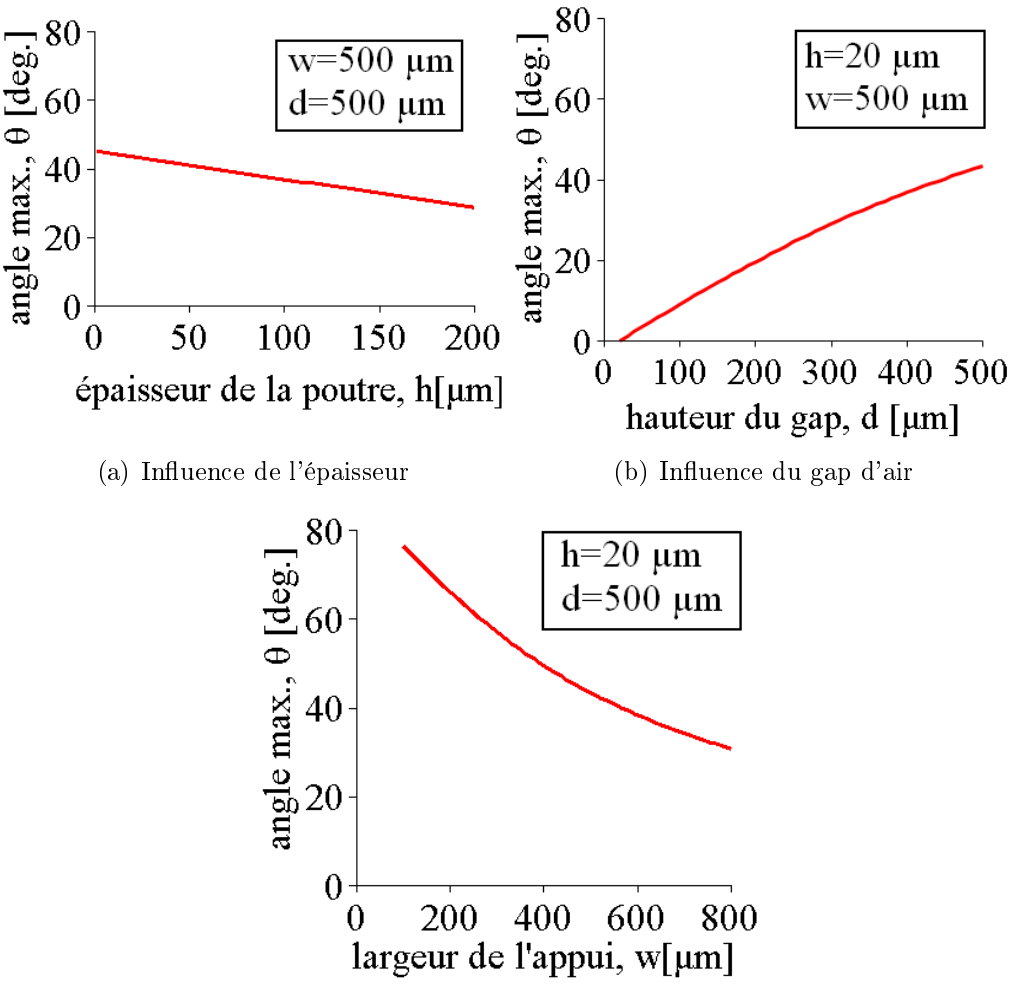
TAB. 3.3 – Plage de variation des paramètres géométriques pour la zone pivot de la structure pivot libre

taine de micromètres ; en deçà de cette valeur, cette liaison risque de se rompre. L'épaisseur de la poutre peut être diminuée jusqu'à deux micromètres en utilisant une référence de SU-8 adéquat [25], mais la poutre aura tendance à se briser lors de sollicitations importantes. A l'usage, une épaisseur de 20 µm semble la plus fine épaisseur de poutre envisageable pour l'instant. Il est possible d'augmenter h jusqu'à 1 mm mais les fréquences de résonance deviennent alors trop importantes et donc incompatibles avec l'utilisation visée [26].

Nous avons tracé la solution de l'équation (3.1) en fonction des différents paramètres géométriques. La courbe 3.23(a) représente l'angle maximal θ qu'il est possible d'obtenir en fonction de l'épaisseur de poutre pour une largeur d'appui w et une distance inter-appui d données. La courbe 3.23(b) donne θ maximal en fonction de d pour un couple $\{w, h\}$ donné. Le troisième graphique, figure 3.23(c) représente quant à lui l'angle θ maximal en fonction de la largeur d'appui, pour une épaisseur et une hauteur de gap constantes. La figure 3.24 présente toujours l'angle θ maximal en faisant varier cette fois w et d pour une épaisseur constante $h = 20\ \mu m$.

On peut voir à l'aide des trois premiers graphiques présentés figure 3.23, que les paramètres n'influent pas de manière équivalente sur l'angle de rotation. On voit clairement (cf. figure 3.23(a)) que le fait de jouer sur l'épaisseur de la poutre ne permettra pas d'augmenter significativement θ et de plus, cela aurait pour effet de fragiliser la structure [27]. En revanche, augmenter la hauteur de gap (cf. figure 3.23(b)) tout en diminuant la largeur des appuis (cf. figure 3.23(c)) entraîne

25. L'utilisation de SU-8 2002 permet d'atteindre cette épaisseur.
26. Pour une poutre de 7.5 mm de long et de 1 mm d'épaisseur, la fréquence de résonance du premier mode est supérieure à 5 kHz. Elle est, d'après [29], d'environ 200 Hz pour un insecte présentant cette envergure.
27. Nos essais ont montré qu'en dessous de 20 µm, la poutre en résonance casse.



(a) Influence de l'épaisseur

(b) Influence du gap d'air

(c) Influence de la largeur de l'appui

FIG. 3.23 – Influences des différents paramètres géométriques sur l'angle de rotation maximal θ, en supposant qu'il n'y a aucune déformation des structures

une forte augmentation de l'angle de rotation.

Des tests expérimentaux ont montré que lorsque que la différence $d - h$ est supérieure à 100 µm pour une valeur w égale à 500 µm, un effet de couplage entre les ailes et le thorax apparaît lorsque la structure est excitée au premier mode de vibration des ailes. Le thorax rentre alors en vibration de façon non désirée et une grande partie de l'énergie de vibration est perdue dans le thorax, diminuant ainsi l'amplitude de battement. En revanche, lorsque $d - h$ est de l'ordre de 60 µm cet

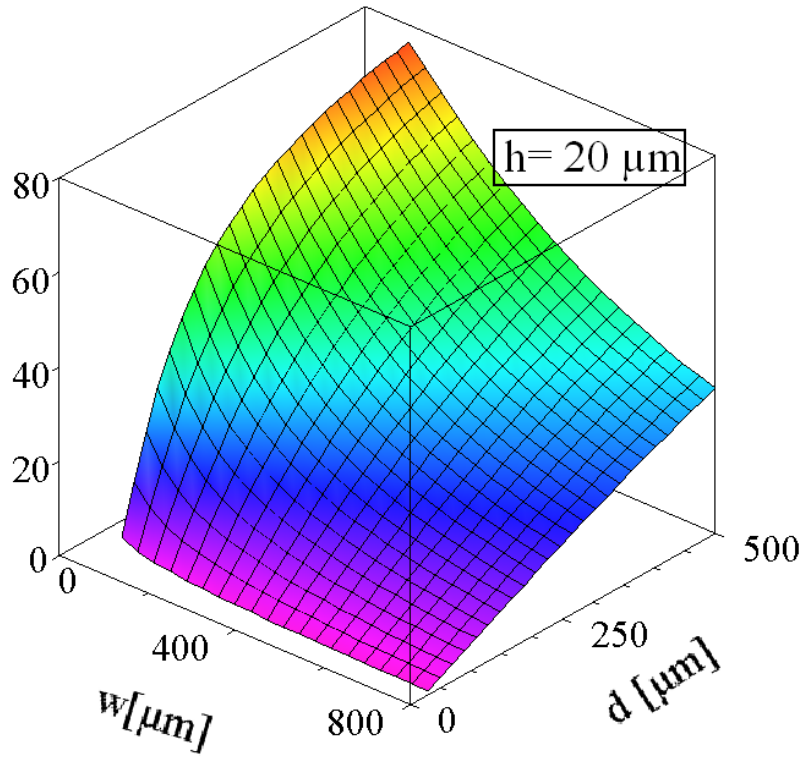


FIG. 3.24 – θ (h=20 µm,w,d)

effet tend à disparaître. Il est donc raisonnable de penser que la meilleure solution est de diminuer au maximum la largeur w. Cette largeur est limitée actuellement à 300 µm car nous utilisons des masques réalisés par impression jet d'encre sur transparent. L'utilisation de masques en quartz classiques permettra de diminuer w, avec le risque toutefois, comme évoqué précédemment, de fragiliser la zone pivot [28]. Les dimensions optimales que nous avons pu obtenir correspondent actuellement à $h = 30\ \mu m$, $d = 90\ \mu m$ et $w = 300\ \mu m$, ce qui correspond à un angle statique maximal $\theta = 22.4^\circ$, soit un angle de battement $\Theta = 2 \cdot \theta = 44.8^\circ$.

La structure testée expérimentalement (cf. figure 3.25) a une largeur de support $w = 511\ \mu m$. L'épaisseur de la poutre centrale est $h = 57\ \mu m$, quant à la hauteur du gap, la valeur obtenue est de $d = 117\ \mu m$. La figure 3.25 montre la structure en condition de test. Nous avons utilisé l'actionneur électromagnétique (cf. annexeA) pour mettre la poutre en mouvement en veillant à ce que celle-ci se déforme peu (nous avons limité l'amplitude de l'actionneur). Ainsis, on peut comparer l'angle obtenu expérimentalement avec l'angle statique calculé. L'angle $\theta_{expé}$=9.2 ° présenté est l'angle maximal obtenu au premier mode de résonance. En utilisant les paramètres de fabrication et en résolvant l'équation (3.1), on trouve une valeur théorique $\theta_{théorique}$=13.3 °. La différence entre $\theta_{expé}$ et $\theta_{théorique}$ vient principalement du problème de parallaxe lors de la prise de vue. En effet, sur la figure 3.25, on constate que la caméra est légèrement au-dessus de l'horizon de la poutre, ce qui tend à diminuer l'angle mesuré $\theta_{expé}$.

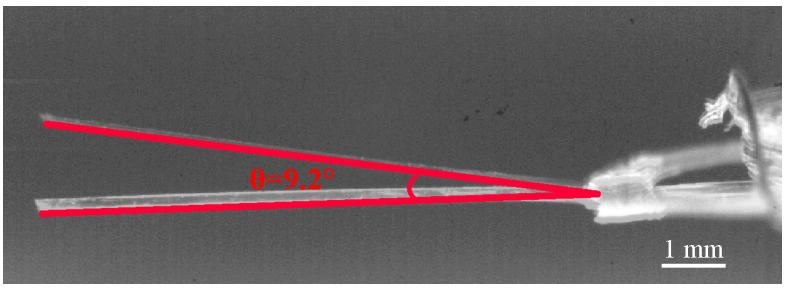


FIG. 3.25 – Angle maximal obtenu pour le premier mode de résonance pour un prototype "one-step". Dans cette configuration, l'actionnement a été limité afin de rester dans une zone de faible déplacement de façon à limiter les effets d'inertie

28. On pourrait également augmenter la masse du thorax de façon à éviter le couplage mais cela n'est pas envisageable pour la réalisation de structure volante.

Le constat qui est fait ici est qu'à la résonance l'angle de battement ne semble pas plus important que celui qui peut être obtenu par un calcul purement statique, même si l'on augmente expérimentalement l'amplitude d'excitation au centre de la structure. Nous avons donc cherché à savoir, par une étude numérique, quelle pouvait être l'influence de la zone pivot sur cet angle. Pour cela nous avons regardé les effets de ce type de liaison aux deux premiers modes de vibration.

3.4.2.4 Influence en dynamique de la liaison pivot libre : Mode 1

Afin de voir l'influence qu'exerce la liaison pivot libre sur l'angle de battement, nous avons cherché à simuler cette liaison par éléments finis. Pour simplifier l'étude, nous effectuons dans un premier temps une simulation statique en 2D. La structure consiste en une poutre posée sur deux appuis. D'un côté, la poutre est encastrée, de l'autre elle est laissée libre. Entre ces deux conditions aux limites, nous avons modélisé le contact entre la poutre et les deux appuis qui eux sont totalement encastrés. Le schéma figure 3.26 présente la structure telle qu'elle est simulée. Les dimensions utilisées sont h=34 µm, w=540 µm et d=54 µm.

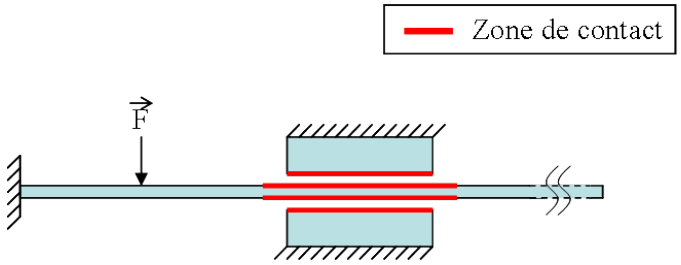


FIG. 3.26 – Schéma de simulation par éléments finis avec simplification de la structure

Une force verticale est appliquée à la poutre entre l'encastrement et l'appui. Cette force est appliquée en plusieurs étapes de chargement. Deux zones de contact (une zone supérieure et une zone inférieure) sont définis entre la poutre et les appuis. La figure 3.27 présente le résultat de cette simulation. On peut voir sur cette courbe que lorsque la poutre et l'appui supérieur entrent en contact, l'amplitude de l'extrémité de la poutre ne se stabilisie pas mais diminue. En résolvant l'équation (3.1), on trouve, avec les valeurs utilisées pour la simulation, un angle θ=2.12 $^\circ$. On voit qu'au moment du contact (point d'inflexion de la courbe noire),

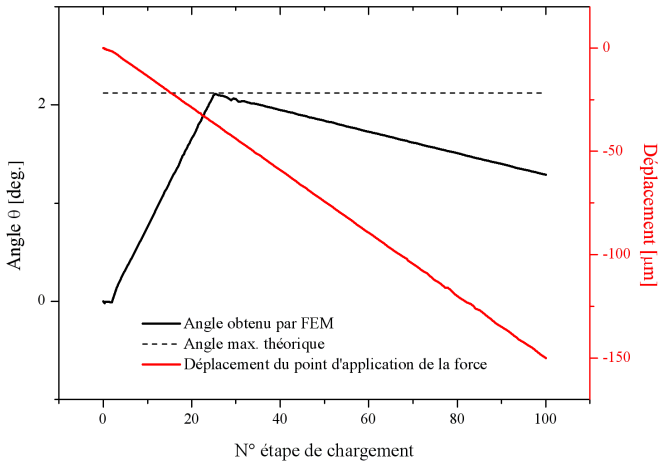


FIG. 3.27 – Influence de la liaison pivot sur l'amplitude de l'extrémité de la poutre

la valeur de $\theta_{théorique}$ est égale à la valeur de $\theta_{simulée}$. Le point d'inflexion est dû au fait qu'il y a apparition d'un cisaillement au niveau de la poutre entre les points de contacts inférieur et supérieur, comme on peut le voir figure 3.28. L'augmentation de la force exercée à la base de la poutre ne permet pas d'augmenter l'angle de battement ; au contraire, si l'on continue d'augmenter la force, l'amplitude de l'extrémité de la poutre diminue. La rigidité en flexion de la poutre est inférieure à celle des appuis ce qui expliquent l'apparition du cisaillement dans la poutre.

En dynamique, ce comportement est plus difficile à prévoir. Nous avons effectué une simulation utilisant un modèle simplifié de la liaison pivot libre. Nous ne conservons que le contact supérieur car le comportement de la poutre dans le pivot libre est trop imprévisible pour réussir à faire converger la simulation. Le contact inférieur est remplacé par un contact ponctuel où seule la rotation est permise (cf. figure 3.29). Les angles obtenus ne seront pas comparables avec les valeurs expérimentales, mais l'influence de la liaison pivot sur l'amplitude de battement pourra être observée. On cherche à savoir si l'on observe le même type d'effet de régression de l'amplitude que dans le cas statique, malgré l'inertie de la structure.

Le résultat de cette simulation est présenté sur la figure 3.30 et montre l'influence de l'impact entre la poutre et le thorax. On compare l'amplitude d'une poutre qui n'entre pas en contact avec le thorax (courbe en pointillés) et une

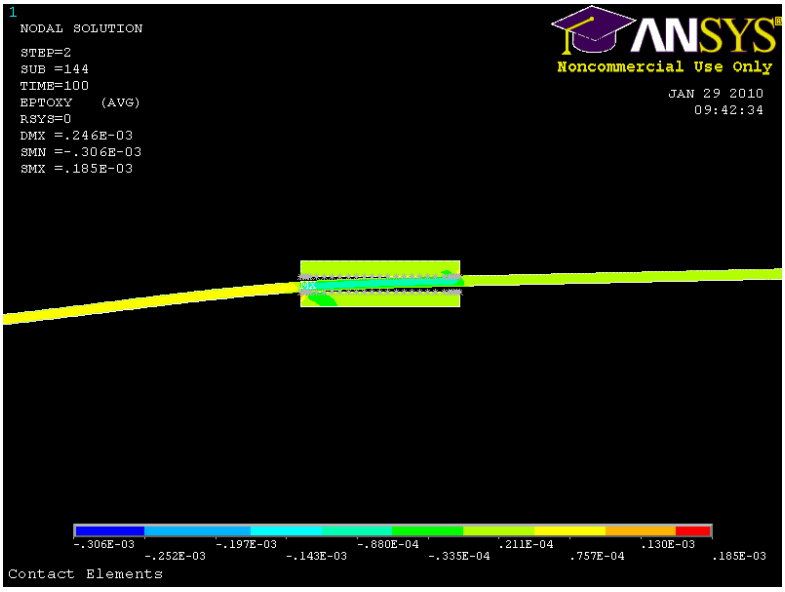


FIG. 3.28 – Visualisation du cisaillement de la poutre dans la zone de passage

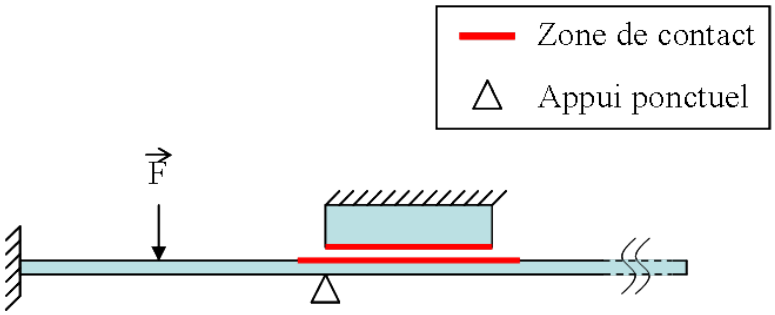


FIG. 3.29 – Schéma de la modélisation éléments finis avec zone pivot simplifiée

poutre qui vient heurter le thorax en cours de battement (courbe noire). Dans ces deux situations les deux poutres sont excitées à la fréquence du premier mode de résonance de la poutre lorsqu'elle n'entre pas en contact avec le thorax (ici 101 Hz). On impose cette fois une amplitude de vibration dépendante du temps (courbe rouge, amplitude crête-crête 200 µm) comme présenté figure 3.26. On remarque que lorsqu'il y a contact, l'amplitude de vibration n'augmente plus, voire diminue légèrement comme on l'a vu en statique [29].

Nous pouvons conclure que ce type de liaison possède une certaine limitation ;

29. Nous avons limité la simulation à dix périodes en raison du temps de calcul. Le régime établi n'est donc pas représenté sur le graphique.

l'augmentation de l'amplitude de vibration au 1er mode ne conduira pas à une augmentation de l'angle de battement une fois que la poutre entre en contact avec la liaison mais à une stabilisation de celui-ci. Ce système possède une valeur limite en flexion qui est dépendante de la géométrie de la liaison pivot libre. On pourra donc déterminer un maximum d'amplitude de vibration d'excitation à fournir afin de ne pas "gaspiller" d'énergie.

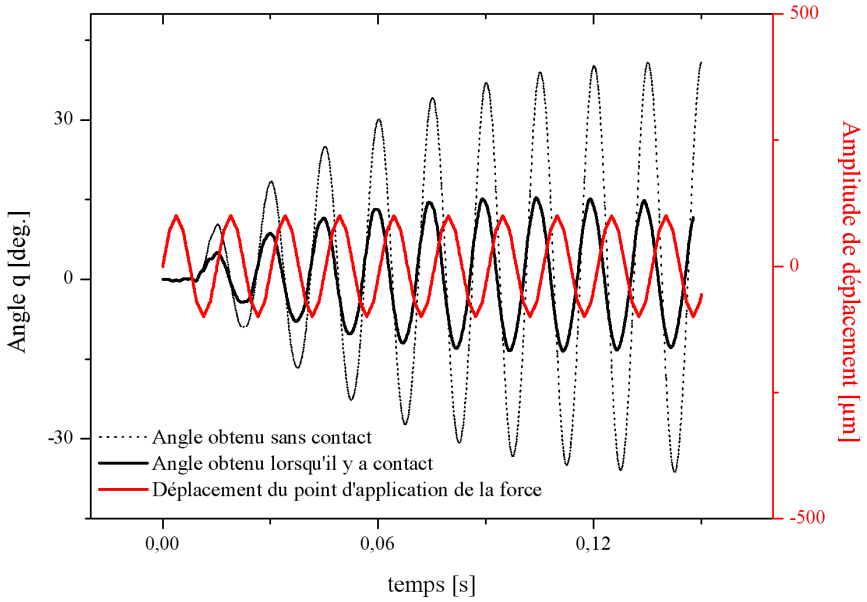


FIG. 3.30 – Influence de la liaison pivot libre sur l'amplitude de vibration

On peut ajouter qu'au premier mode de résonance, la courbe d'amplitude en bout de poutre et la courbe d'amplitude d'actionnement sont théoriquement déphasés de 90 ° (cf. figure 3.30). C'est ce que l'on constate lorsque la poutre n'entre pas en contact avec le thorax. En revanche, dans le cas où il y a contact, ces deux courbes ne sont plus exactement déphasées de 90 ° ce qui indique que la poutre n'a pas été actionnée exactement à la fréquence de résonance. L'hypothèse que nous avons faite d'actionner la poutre à la même fréquence que dans le cas où celle-ci n'entre pas en contact paraît donc satisfaisante mais si l'on souhaite maximiser l'amplitude de battement il est nécessaire de prendre en compte le décalage de

fréquence de résonance.

3.4.2.5 Influence en dynamique de la liaison pivot libre : Mode 2

En balayant les fréquences d'excitation expérimentalement, nous nous sommes aperçus que l'angle de battement pouvait être beaucoup plus important au 2nd mode de vibration qu'au 1er pour cette structure. Nous avons cherché à comprendre ce phénomène mais cette fois, nous ne sommes pas parvenu à des résultats de simulations satisfaisant. Les résultats présentés dans cette partie sont donc des résultats expérimentaux. En excitant la structure à un mode supérieur (f=188 Hz), on obtient un deuxième phénomène d'amplification. Le graphique de la figure 3.31 est une représentation temporelle de l'amplitude d'un point au centre du scutum (courbe verte) et d'un point pris à l'extrémité de l'aile (courbe rouge). On remarque que le déphasage entre ces deux points est cette fois beaucoup plus proche de zéro que dans le cas ou l'on excite la structure au premier mode de résonance[30]. Si l'on se réfère à l'angle maximal obtenu au premier mode, l'amplification pour ce mode est plus importante comme en attestent les résultats d'angle de battement maximum présentés figure 3.32. L'angle maximal de battement obtenu est alors de Θ=44 $^\circ$.

La liaison de type pivot libre semble avoir une influence moins importante sur l'amplitude de battement lorsque l'on excite la structure au deuxième mode. Il est difficile de modéliser le comportement à l'intérieur de ces liaisons mais nous pouvons supposer que la liberté de mouvement est plus importante dans le cas du 2nd. Nous pouvons émettre l'hypothèse que la poutre se courbe à l'intérieur de la liaison, repoussant ainsi le problème de cisaillement que nous avons pu voir en section 3.4.2.4 et qui limite le mouvement. Nous pouvons donc envisager cette approche afin d'augmenter l'angle de battement de notre structure à pivot libre.

30. Au second mode de résonance d'une poutre encastrée-libre, dans le cas idéal, le mouvement de l'excitation et le mouvement en bout de poutre sont en phases. Ici, on s'approche de ce cas, bien qu'il subsite un déphasage qui peut être expliqué par la nature même de la liaison.

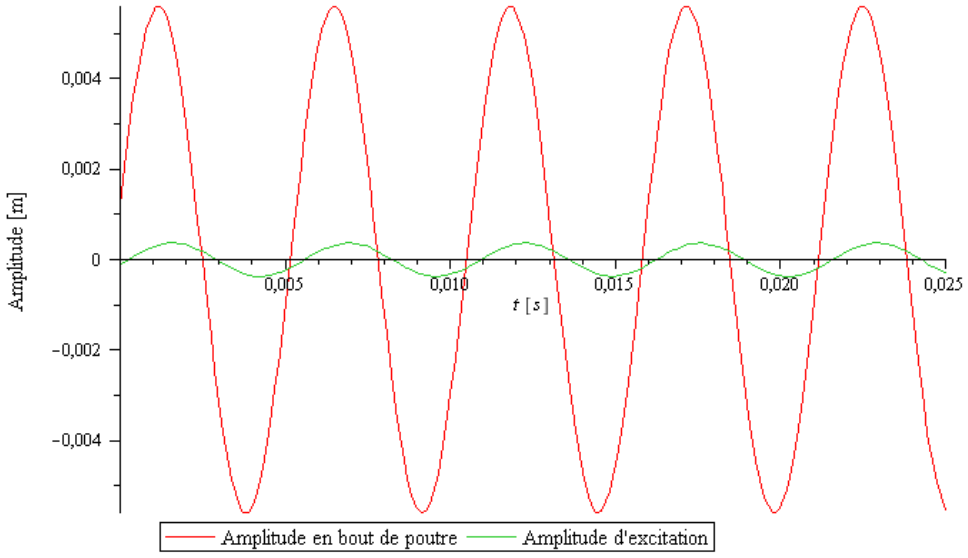
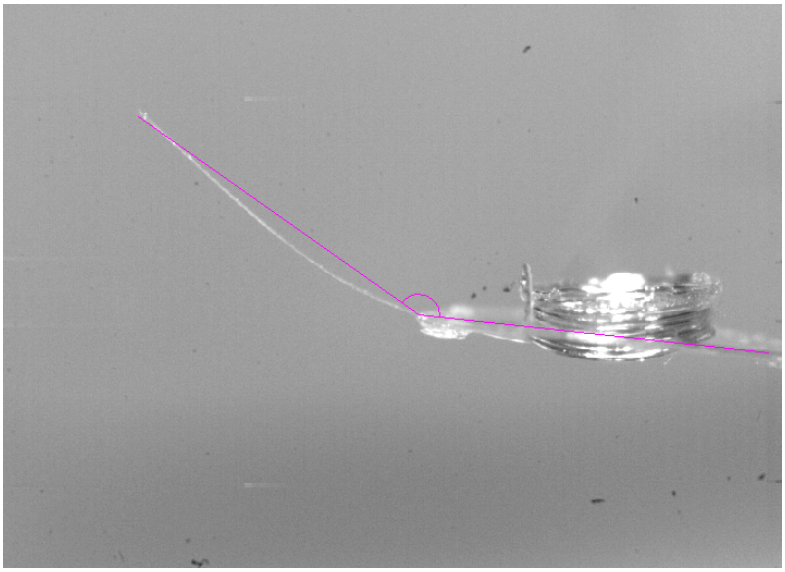


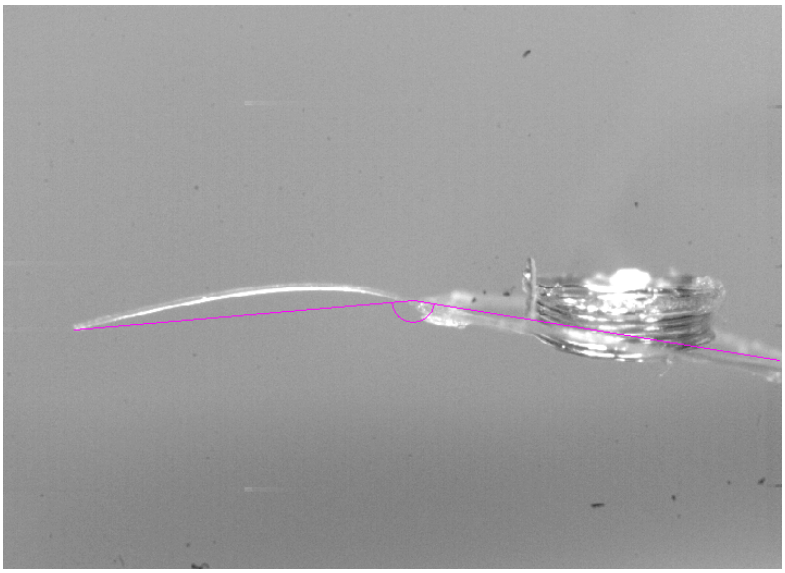
FIG. 3.31 – Comparaison entre l'amplitude d'excitation au niveau du thorax et l'amplitude de battement en bout de poutre pour le deuxième mode de résonance

3.4.3 Conclusion : pour aller plus loin dans la fabrication

Une alternative a également été envisagée à la structure pivot libre. Il s'agit à la fois d'obtenir une structure symétrique sans utiliser de collage tout en évitant le passage des ailes à l'intérieur du thorax qui reste l'étape de réalisation technologique la plus critique. La figure 3.33 représente le design de la structure envisagée. A la différence de la structure à pivot libre vue précédemment, la poutre centrale est ici directement reliée à l'armature qui permet de supporter la bobine de cuivre. L'aimant est positionné au centre de la structure. L'idée est de pouvoir coupler deux mouvements à savoir, le mouvement de flexion de la poutre centrale avec le mouvement des ailes. Ne sachant pas réaliser une articulation, on cherche un système mécanique avec une pseudo articulation, c'est à dire un axe de rotation artificiel sans contact. L'idéal étant qu'à la fréquence de résonance de la structure complète, l'amplitude de flexion de la poutre centrale ainsi que l'amplitude de battement des ailes soient maximales. Cette structure est beaucoup plus simple à réaliser que la structure à pivot libre car elle permet une réalisation sans avoir recours à l'étape de réalisation d'une ouverture à travers le support.



(a) Battement vers le haut, $\theta = 29^\circ$



(b) Battement vers le bas, $\theta = 15^\circ$

FIG. 3.32 – Amplitude de battement lorsque la structure est actionnée au $2^{éme}$ mode de résonance de battement. $\Theta = 44^\circ$

Le support central qui relie les ailes au support de l'aimant peut être considéré comme une poutre bi-encastrée et les ailes comme deux poutres encastrées-libres. Il serait intéressant de mener une étude qui permettrait de coupler les modes de

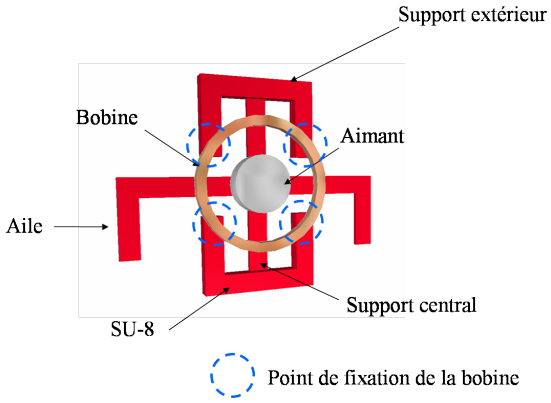


FIG. 3.33 – Structure monobloc

ces différentes poutres afin d'obtenir le maximum d'amplitude de battement et de torsion lorsque l'on atteint le maximum d'amplitude de flexion du support central.

Une première structure test a été réalisée. La figure 3.34 montre la structure sous test à l'aide de l'actionneur électromagnétique (cf. annexe A). Nous avons relevé un angle de torsion Φ d'environ 9° ce qui est très faible pour notre utilisation. Les premières observations que nous avons faites montrent que c'est l'ensemble de la structure qui bouge et non pas uniquement les ailes et le support central, ce qui nous a obligé à venir bloquer le support extérieur lors des essais.

Cependant, il est envisageable de pousser plus loin cette étude et de trouver un moyen de rendre le support extérieur plus rigide par rapport au support central afin que seules les ailes et le support central se déforment. Une piste d'étude pourrait être l'emploi non exclusif de SU-8. D'autres matériaux possédant des caractéristiques élastiques différentes de celles de la SU-8 pourraient faire leur apparition dans la fabrication des prototypes.

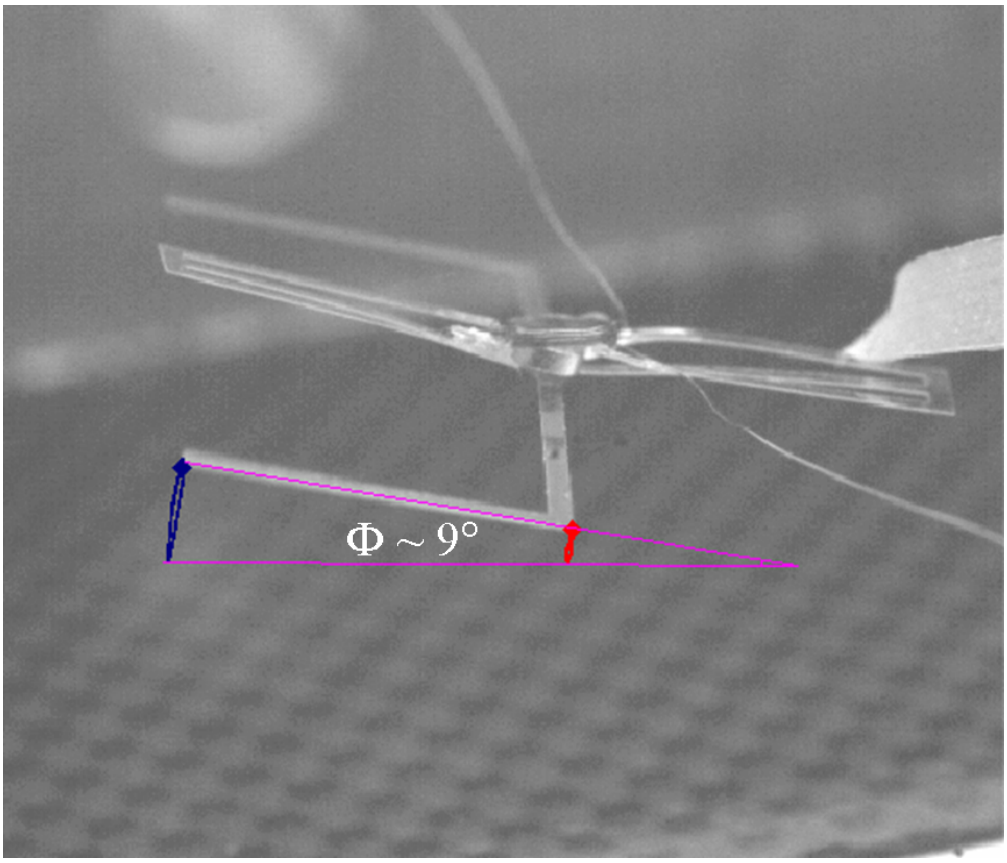


FIG. 3.34 – Essai de la structure monobloc à l'aide de l'actionneur électromagnétique

Chapitre 4

Vers la modélisation d'une aile fabriquée en SU-8

L'objectif est de s'inspirer de la cinématique de vol des insectes pour comprendre et optimiser la portance de notre objet volant. Comme nous l'avons vu en section 1.2, si l'on souhaite générer de la portance à l'aide des ailes, ces dernières doivent décrire une cinématique spécifique. Si l'on veut optimiser la force de portance, la cinématique de battement doit être extrêmement précise afin de prendre en compte et d'utiliser les effets instationnaires vus en section 1.2.4.3. Nous avons également vu au chapitre 2 que nous désirions à la fois utiliser les phénomènes d'amplification de mouvement en actionnant les ailes à leur fréquence de résonance (cf. section 2.1) et également obtenir une cinématique de battement de façon passive, c'est-à-dire sans actionner l'aile en rotation (cf. section 2.2). Il est donc primordial de modéliser les ailes de nos futurs prototypes qui, une fois réalisées et intégrées à la structure, vont présenter une cinématique satisfaisante lorsqu'elles seront actionnées à leur fréquence de résonance.

La modélisation complète d'une aile battante est cependant une tâche complexe, puisqu'elle nécessite, de résoudre la problématique des grands déplacements, de prendre en compte l'interaction fluide-structure et également les effets aérodynamiques instationnaires, non négligeables à bas Reynolds. Plutôt que de se lancer dans cette tâche extrêmement ardue, nous avons choisi de développer un modèle élémentaire d'aile d'insecte. Ce modèle repose sur l'observation faite par Daniel

et Combes [61, 62] évoquée en section 2.4, à savoir qu'il est possible en première approximation de découpler les efforts structuraux des efforts aérodynamiques et ainsi de n'étudier l'aile que d'un point de vue structurel. Etant donné que la rigidité des ailes d'insecte provient essentiellement des nervures, la membrane est négligée et l'on se contente d'un schéma élémentaire de poutres pour les représenter.

Nous avons, dans un premier temps, entrepris d'étudier le mouvement d'une poutre encastrée-libre, que l'on peut assimiler au bord d'attaque d'une aile d'insecte, en confrontant simulation et expérimentation. La démarche ainsi développée permet de comprendre l'importance de la prise en compte des non-linéarités géométriques dans le cadre de l'étude en grands déplacements ainsi que le rôle de l'air dans l'amortissement de la structure. Toutefois, dés lors que l'on réduit l'aile à ce modèle, l'information sur la torsion n'est plus disponible. Nous avons donc dans un deuxième temps tenu à compléter l'étude par l'ajout d'une poutre orthogonale au bord d'attaque[1] ayant pour but d'induire un mouvement de torsion et de produire ainsi la rotation nécessaire au vol à ailes battantes. Enfin, nous montrons un premier résultat expérimental sur l'influence de l'ajout d'une membrane sur la cinématique de battement.

4.1 Méthode de caractérisation

Nous présentons en ouverture de ce chapitre les méthodes de caractérisation qui nous ont permis d'étudier les structures. Les essais ont été réalisés sous air mais certains ont également été réalisés sous un vide primaire de façon à estimer la part occupée par l'air dans l'amortissement des structures vibrantes. Les tests ont consisté en des lâchers dynamiques, des balayages fréquentiels et des essais en bruits blancs sur des poutres encastrées-libres. Deux moyens de mesures différents ont été utilisés suivant la nature de la sollicitation ; un interferomètre laser de type Polytec pour les vibrations de faibles amplitudes et une caméra rapide avec suivis de points pour les essais en grands déplacements.

1. Ce dispositif est dénommé poutre en "L".

4.1.1 Mesures en petit déplacement

Pour les essais de vibration à faible amplitude de battement, Emmanuel Foltête (FEMTO-ST, Besançon) nous a permis d'utiliser le banc de caractérisation (cf. figure 4.1) mis en place dans le cadre de ses travaux avec Hicheme Nouira [97–100]. Ce banc est constitué d'une enceinte sous vide avec un système de pompage permettant de descendre à une pression de 0.5 mbar, d'un pot vibrant Brüel & Kjaer, d'un accéléromètre, d'un vibromètre laser Polytec, d'un amplificateur de signaux et d'une unité d'acquisition de données multicanaux (UAD). Un accéléromètre permettant le contrôle de l'amplitude et de la fréquence de battement est positionné sur le pot vibrant. L'UAD collecte les données issues du vibromètre ainsi que celles de l'accéléromètre. Le logiciel SigLab traite ces données et permet de piloter le pot vibrant en générant un signal qui va être transmis au pot après avoir été amplifié.

La poutre testée est collée directement sur l'accéléromètre puis est mise en mouvement par le pot vibrant. Le vibromètre est focalisé sur l'extrémité de la poutre[2] et mesure la réponse par effet Doppler. Il y a plusieurs façons d'utiliser le générateur de signaux contrôlant l'amplitude du pot vibrant. Une première possibilité est la géneration de bruit blanc. On obtient ainsi le spectre de la réponse en fréquence de la poutre sur toute la largeur de bande du bruit blanc. Une autre possibilité est d'effectuer un balayage en fréquence autour d'un mode de résonance de la structure de façon à affiner la fonction de transfert de la structure testée. Une fois l'essai réalisé, les données sont traitées par le logiciel Modan. Ce logiciel permet de remonter rapidement à l'amortissement de la structure par une méthode de lissage de fonctions de transfert qui consiste à identifier les paramètres modaux d'une structure dissipative à partir de la réponse fréquentielle mesurée [101].

La figure 4.2(a) présente le résultat d'une mesure réalisée par balayage en bruit blanc et effectuée à pression atmosphérique sur une poutre en SU-8 de longueur 7.5 mm, de largeur 750 µm et d'épaisseur 48 µm. La figure 4.2(b) présente le résultat de l'identification par lissage de la fonction de transfert obtenue en bruit blanc pour les deux premiers modes de vibrations. On obtient ici les coefficients d'amortissement ξ_1 et ξ_2 correspondant aux deux premiers modes de résonances

2. Il est a noté que la SU-8, malgré son aspect transparent, est capable de réfléchir le faisceau laser du vibromètre sans métallisation préalable, ce qui facilite la caractérisation.

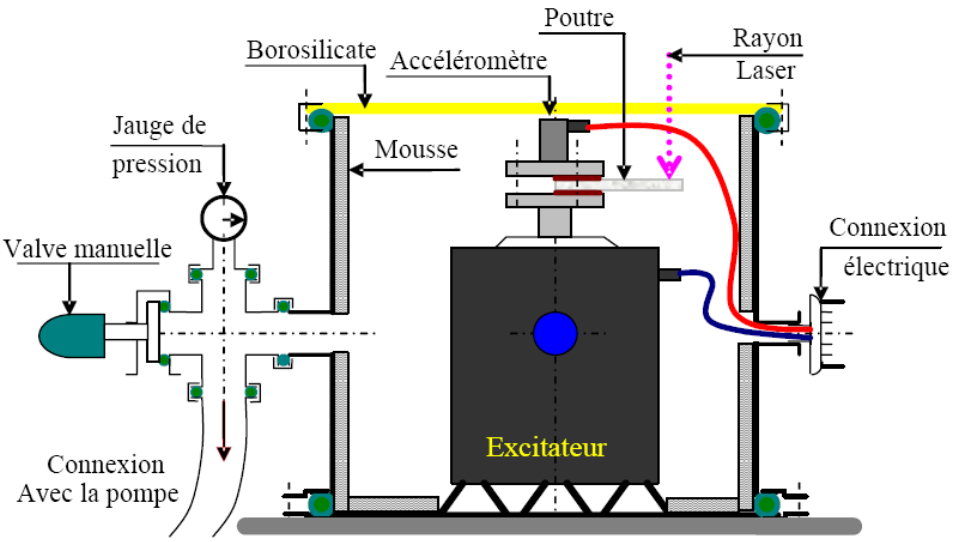


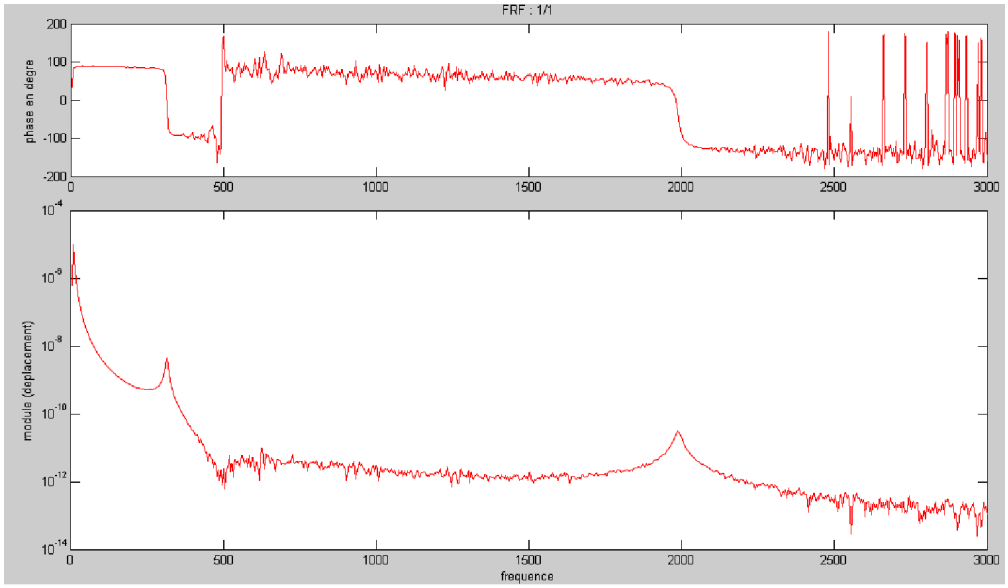
FIG. 4.1 – Banc de caractérisation de poutres en vibration sous vide par vibromètre laser, d'après [100]

de la poutre. Ils seront utilisés pour calculer les coefficients de Rayleigh comme indiqué en section 4.2.1.4.

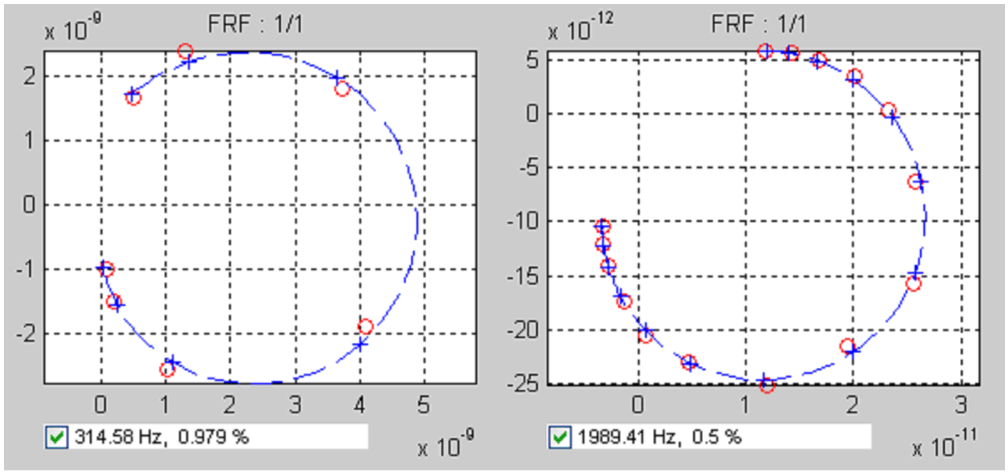
Des essais dits de lâcher dynamique ont également été réalisés. Ces essais consistent à écarter l'extrémité d'une poutre encastrée-libre de sa position d'équilibre, de relâcher l'extrémité de la poutre instantanément puis d'effectuer l'enregistrement des oscillations jusqu'à ce que la poutre se retrouve de nouveau en position d'équilibre. En extrayant les maximums d'amplitudes successifs, il est possible de faire correspondre une fonction exponentielle décroissante. Cette méthode sera détaillée en section 4.2.1.2.

4.1.2 Mesures en grand déplacement

Pour les essais en grand déplacement effectués à l'ONERA, une enceinte à vide a également été utilisée, mais seul un pompage primaire a pu être mis en place. Le banc de mesure est constitué d'un pot vibrant Brüel & Kjaer piloté directement par un générateur de signaux et d'un amplificateur de puissance. L'amplitude de vibration est obtenue par post-traitement d'images prises à l'aide d'une caméra rapide PHANTOM V7.2 permettant d'effectuer des acquisitions à une résolution



(a) Réponse fréquentielle d'une poutre obtenue par essai en bruit blanc



(b) Lissage de la fonction de transfert, représentation de Nyquist

FIG. 4.2 – Résultats de mesures pour l'identification de l'amortissement de la structure par lissage de fonctions de transfert obtenues en bruit blanc

de 800 × 600 pixels et à une cadence de 6688 images s^{-1}. Le banc de mesure est représenté sur la figure 4.3.

La caméra rapide s'est révélée être l'outil idéal pour effectuer les mesures car les structures se déforment considérablement à la résonance. Le laser ne permet pas d'obtenir d'informations sur l'amplitude d'un point en bout de poutre : en

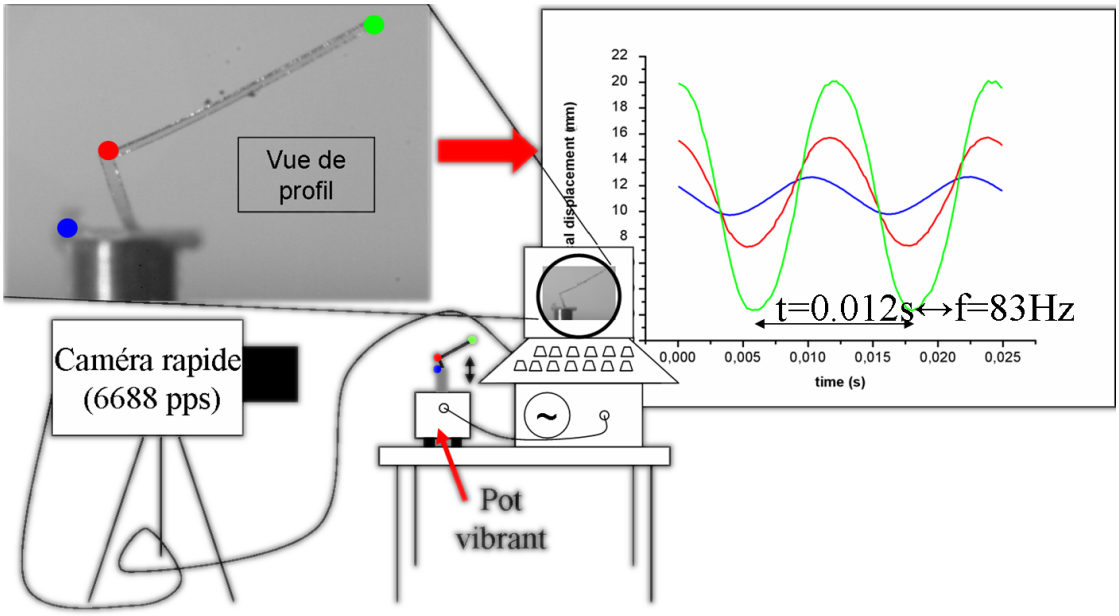


FIG. 4.3 – Banc de test pour le suivi de points par caméra rapide lors d'essais en grand déplacement

effet, comme le laser est positionné orthogonalement à la surface de la poutre au repos, lorsque l'amplitude devient trop importante, le laser perd le contact avec la poutre. La figure 4.4 illustre ce phénomène ; tant que l'amplitude est faible, on considère qu'il n'y a qu'une excursion en amplitude selon y mais, dès lors que l'excursion selon x, $\Delta x \neq 0$, n'est plus négligeable, l'interféromètre laser n'est plus utilisable. L'amplitude crête-à-crête du pot (ou de la base de la poutre) est notée Δh et l'amplitude crête-à-crête de l'extrémité de la poutre est notée $\Delta\epsilon$.

La caméra filme la structure en train de vibrer et à l'aide d'un logiciel de suivi de point (TEMA), il est possible d'extraire les amplitudes de vibrations en fonction du temps et ainsi d'obtenir les mouvements des points suivis en fonction du temps. On peut alors reconstituer numériquement la cinématique de battement de nos structures. Pour le cas de poutres en vibration, les structures sont observées par la tranche et il est possible de suivre deux points significatifs de la structure ; un point sur le pot vibrant, à la base de la poutre et un point à l'extrémité de la poutre[3]. Pour des poutres en L (cf. section 4.3), deux prises de vues successives

3. Par la suite, on peut envisager de déposer des marqueurs en différents endroits de la poutre afin d'obtenir plus de points significatifs.

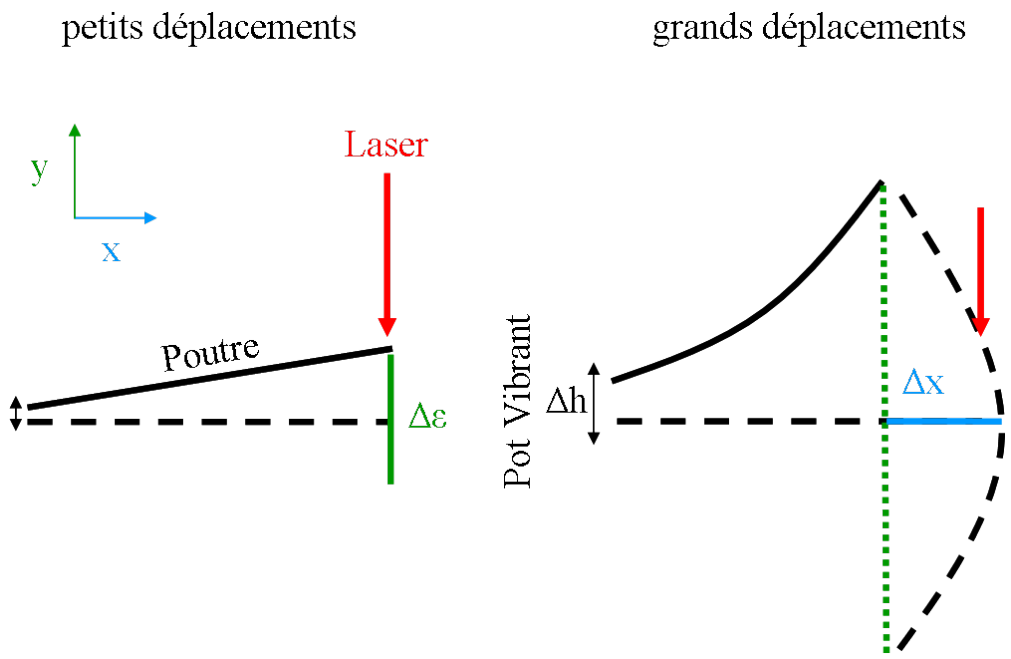


FIG. 4.4 – Différence entre petits et grands déplacements, en particulier sur la mesure interférométrique

sont nécessaires afin de reconstituer le mouvement ; une prise de vue face au bord d'attaque pour l'amplitude de battement et une transverse pour observer la torsion de la poutre [4]. Nous avons déterminé la précision de ce système en comparant le déplacement vertical du pot mesuré à la fois par la caméra rapide et par un laser Keyence (résolution minimale de l'ordre du micromètre). Nous avons pu déterminer que notre système de mesure par caméra rapide était capable de discerner une amplitude minimale de 10 µm ce qui est acceptable dans le cas d'observations en grands déplacements pour lesquelles on peut obtenir des déplacements de plusieurs millimètres.

Cette manipulation a également été réalisée sous un vide primaire afin de mettre en avant les effets de l'air. Le pot vibrant a été placé dans une enceinte sous vide munie d'un hublot permettant la capture de vidéos. En raison de fuites dans l'enceinte, il n'a été possible d'effectuer les mesures sous vide qu'à une pression de 35 mbar, pression à laquelle le vide se stabilisait dans l'enceinte [5].

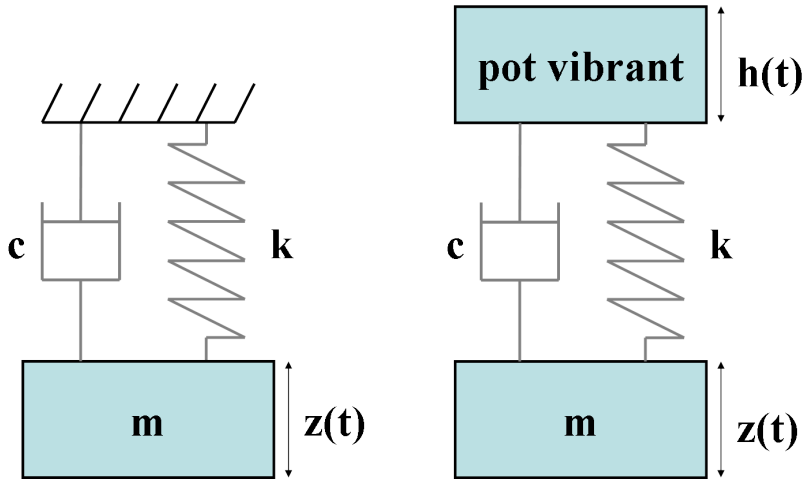
4. Le recallage se faisant à l'aide du coin de la poutre en L, commun aux deux vues.
5. Une nouvelle enceinte a été mise en place et des mesures sous un vide plus poussé seront

4.1.3 Oscillateur harmonique en oscillation forcée

Nous nous intéressons principalement à la résonance en flexion d'une poutre encastrée libre. On peut modéliser cette poutre de masse m par un système équivalent masse-ressort avec un élément d'amortissement (cf. figure 4.5(a)). On note $F_k = k\ z$ la force de rappel du ressort de raideur k et $F_c = c\ \dot{z}$ la force visqueuse due à l'élément d'amortissement. Dans le cas où la poutre n'est soumise à aucune force d'excitation extérieure, l'équation d'équilibre des forces est donnée par :

$$m\ddot{z} + c\dot{z} + kz = 0 \tag{4.1}$$

Si l'on souhaite modéliser l'excitation engendrée par le pot vibrant, on considère que le support du sytème masse ressort est mobile (cf. figure 4.5(b)). On note $h(t)$ le mouvement de la base de la poutre.



(a) Système masse-ressort en oscillation libre

(b) Système masse-ressort en oscillation forcée

FIG. 4.5 – Modélisation type masse-ressort d'une poutre en vibration

La force de rigidité s'écrit désormais $F_k = k\ (z - h)$ et la force visqueuse vaut $F_c = c\ (\dot{z} - \dot{h})$. On peut réécrire l'équation d'équilibre des forces :

$$m\ddot{z} \ = \ -k\ (z - h) - c\ (\dot{z} - \dot{h}) \tag{4.2}$$

effectuées par Thomas Vanneste dans le cadre de ses travaux de thèse.

avec m, la masse, c, l'amortissement et $z(t)$ la sollicitation extérieure, due à l'excitation du pot dans notre cas. En posant $\omega_0 = \sqrt{\frac{k}{m}}$ et $2\xi\omega_0 = \frac{c}{m}$, où ξ est un coefficient adimensionné appelé coefficient d'amortissement, l'équation (4.2) devient :

$$\ddot{z} = -2\ \xi\ \omega_0\ (\dot{z} - \dot{h}) - \omega_0^2\ (z - h) \tag{4.3}$$

On considère que le pot vibrant génère un mouvement sinusoïdal :

$$h(t)\ =\ \frac{\Delta h}{2}\ \sin(\omega\ t)$$

On ne s'intéresse pas dans ce cas au régime transitoire, donc on ne regardera qu'une solution particulière de l'équation (4.3), correspondant au régime établi. La solution sinusoïdale de cette équation différentielle linéaire est :

$$z(t) = \frac{\frac{\Delta h}{2}\ \sqrt{1 + 4\ \xi^2\ \frac{\omega^2}{{\omega_0}^2}}}{\sqrt{(1 - \frac{\omega^2}{{\omega_0}^2})^2 + 4\ \xi^2\ \frac{\omega^2}{{\omega_0}^2}}}\ \sin(\omega\ t + \psi) \tag{4.4}$$

Si l'on note $\Delta\epsilon$ l'amplitude crête-à-crête de l'extrémité de la poutre, on obtient, à la résonance l'expression suivante :

$$\Delta\epsilon = \Delta h\ \sqrt{1 + \frac{1}{4\ \xi^2}} \tag{4.5}$$

Nous utiliserons cette expression en section 4.2.1.4 et nous la comparerons aux mesures expérimentales.

4.2 Poutre simple

Nous n'avons pas trouvé dans la littérature, d'études sur les vibrations de poutres en SU-8 en grand déplacement à des dimensions et à des fréquences qui sont celles des ailes d'insectes. Notre objectif étant à terme de simuler à l'aide des éléments finis des ailes, il est nécessaire de savoir si les résultats de simulations sont représentatifs par rapport aux essais expérimentaux. Les deux principales difficultés dans notre cas sont, la modélisation de l'amortissement et le phénomène

de non-linéarité géométrique dû aux grandes déformations de la poutre. Nous avons donc entrepris une validation en deux étapes. La première consiste à réaliser des essais à des vibrations de faibles amplitudes afin de s'affranchir des non-linéarités géométriques et confronter les résultats à des modèles. La seconde étape consiste à effectuer cette fois les essais en sollicitant la structure à de grandes amplitudes et voir si l'on est capable de prévoir le résultat à l'aide de simulations par éléments finis.

4.2.1 Vibration en petit déplacement

4.2.1.1 L'amortissement dans une structure

Le coefficient d'amortissement ξ est un paramètre utilisé en mécanique pour traduire les pertes que va subir un système en mouvement. Derrière cette appellation se cache en réalité différentes sources d'amortissement. Ces sources ont des origines différentes. Le coefficient d'amortissement traduit l'amortissement de la structure dans sa globalité mais il est possible d'affiner l'information sur ce coefficient en le décomposant. On peut considérer l'amortissement comme la somme de l'amortissement dû à des phénomènes intrinsèques et extrinsèques. Si l'on se réfère à l'équation (4.4), il est nécessaire d'avoir une "valeur " pour ξ afin de déterminer l'amplitude de vibration mais à la différence de la masse ou de la rigidité, l'amortissement ne peut pas être déterminé analytiquement.

L'amortissement est généralement exprimé à l'aide du facteur de qualité noté Q, avec $Q \sim \frac{1}{2\,\xi}$, Q étant le rapport entre l'énergie mécanique u présente dans la structure et la dissipation de l'énergie Δu par la structure au cours d'un cycle de vibration. On exprime alors Q de la manière suivante :

$$Q = 2\ \pi\ \frac{\Delta u}{u}$$

En séparant les pertes intrinsèques des pertes extrinsèques, on peut écrire que les énergies dissipées s'additionnent :

$$Q^{-1} = \sum Q_{int}^{-1}\ +\ \sum Q_{ext}^{-1} \tag{4.6}$$

Ces effets sont, pour les pertes dites extrinsèques :

- l'amortissement dû à l'air, noté Q_{air}^{-1} : lorsque le rapport surface sur épaisseur devient important, l'amortissement est principalement dû à l'air entourant la poutre, ce qui est le cas dans notre étude.
- l'amortissement dû aux pertes aux ancrages, noté Q_{ancr}^{-1} : la vibration, une fois arrivée au point d'encrage du support n'est pas totalement réfléchie et une partie se diffuse alors dans le support (substrat, pot vibrant,...).

Et pour les pertes intrinsèques :

- l'amortissement thermoélastique, noté Q_{TED}^{-1} : lorsque la poutre est en vibration, l'une de ses faces est en tension alors que l'autre est en compression. La face en compression s'échauffe par rapport à la face en tension. Il s'ensuit alors un gradient de température et donc des pertes thermiques plus ou moins importantes, suivant si la période de vibration est plus ou moins proche du temps de relaxation thermique.
- les pertes de surface, notées Q_{surf}^{-1} : il est difficile de déterminer ce paramètre. En général, on le détermine par recalage du modèle avec l'expérience.
- l'amortissement du matériau, noté Q_{mat}^{-1} : la SU-8 étant qualifiée de matériau viscoélastique, à chaque cycle de vibration, des pertes apparaissent dans le matériau.

On peut réécrire l'équation (4.6) en faisant la somme des différents amortissements :

$$Q^{-1} = Q_{air}^{-1} + Q_{ancr}^{-1} + Q_{TED}^{-1} + Q_{surf}^{-1} + Q_{mat}^{-1} \tag{4.7}$$

Il est à noter toutefois que cette expression n'est valable que dans le cas où chaque source d'amortissement est proportionnelle à la vitesse de la poutre [102].

Suivant la géométrie de la structure testée, certaines sources d'amortissement peuvent être négligées par rapport à d'autres. Dans notre cas, il est tout d'abord possible de négliger les pertes au niveau du support car nous avons un encastrement massif similaire à celui que décrit Hosaka *et al* [103]

Au niveau des pertes thermoélastiques, nos poutres vibrent à des fréquences de l'ordre de la centaine de Hz. L'équation de Q_{TED}^{-1} ainsi que les données de la SU-8 nécessaires au calcul des pertes thermoélastiques sont celles utilisées par Schmid *et*

al [104] :

$$Q_{TED}^{-1} = \frac{E\alpha_T^2 T_0}{C_p \rho}\left(\frac{6}{\varsigma^2} - \frac{6}{\varsigma^3}\frac{\sinh(\varsigma)+\sin(\varsigma)}{\cosh(\varsigma)+\cos(\varsigma)}\right) \tag{4.8}$$

avec :

$$\varsigma = h\sqrt{\frac{2\pi f \rho C_p}{2\kappa}} \tag{4.9}$$

Les valeurs des différentes propriétés mécaniques de la SU-8 utilisées pour calculer l'amortissement thermoélastique sont données dans le tableau 4.1

Capacité calorifique	C_p	1200	$[J][kg]^{-1}[K]^{-1}$
Conductivité thermique	κ	0.3	$[W][m]^{-1}[K]^{-1}$
Coefficient d'expension thermique	α_T	$87.6\ 10^{-6}$	$[K]^{-1}$
Température ambiante	T_0	300	[K]

TAB. 4.1 – Caractéristiques de la SU-8 utilisées pour le calcul de Q_{TED}^{-1}

La figure 4.6 présente le coefficient d'amortissement thermoélastique $\xi_{TED} = \frac{1}{2Q_{TED}}$ en fonction de la fréquence.

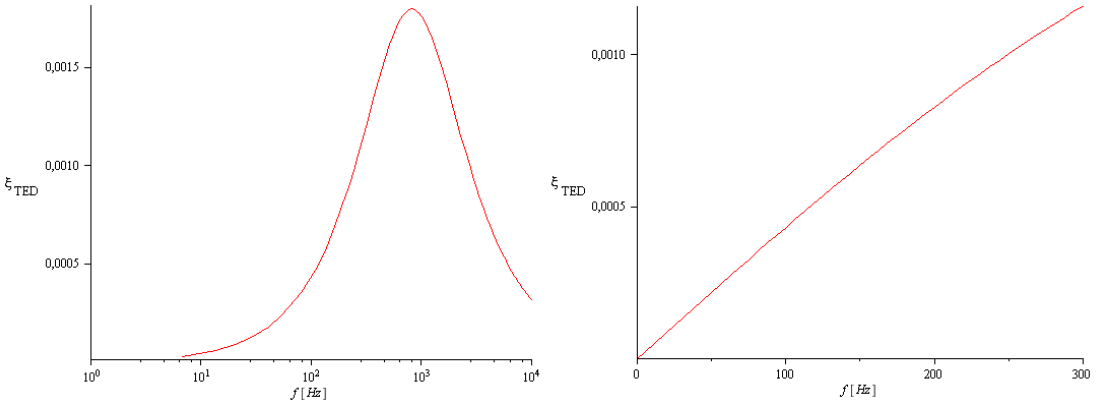


FIG. 4.6 – Amortissement thermoélastique pour une poutre d'épaisseur h=20 µm

On remarque que pour des poutres vibrant autour de la centaine de Hz, ces pertes comptent pour environ 3 à 6 % de l'amortissement total en petit déplacement à l'air et sont donc négligeables.

D'après Yang *et al* [105], les phénomènes de perte de surface ne deviennent prépondérants que pour des poutres de faibles longueurs (L<30 µm) et seront donc également négligés dans notre étude.

Nous arrivons à la conclusion que, pour arriver à notre objectif qui est d'être capable de déterminer l'amplitude de vibration de nos structures, deux sources d'amortissement doivent être considérées, à savoir l'amortissement du matériau Q_{mat}^{-1} et l'amortissement de l'air environnant la structure Q_{air}^{-1}.

4.2.1.2 Essais de lâcher dynamique

L'amortissement dû à l'air a une grande influence pour notre étude. L'information sur l'amortissement que vont subir les structures est déterminé expérimentalement. Nous avons donc dans un premier temps effectué des tests de lâcher dynamique afin de déterminer la valeur de ξ en extrayant les maxima successifs et en faisant correspondre la courbe ainsi obtenue avec une courbe exponentielle décroissante. La fonction utilisée pour la correspondance est la suivante :

$$z(t) = A \cdot e^{-\xi\omega_0 t} \tag{4.10}$$

Cette équation est déterminée en résolvant l'équation (4.3) dans le cadre d'un essai de lâcher dynamique. $F(t)$ est nulle car on suppose qu'il n'y a pas d'excitation extérieure. On se place dans le cas d'une poutre encastrée-libre. La masse, considérée concentrée à l'extrémité de la poutre est écartée de sa position d'équilibre à $t = 0$ d'une amplitude A par rapport à la position d'équilibre. La solution de l'équation (4.1) est de la forme :

$$z(t) = K\ e^{-\xi\ \omega_0\ t}\ cos(\sqrt{1-\xi^2}\ \omega_0\ t + \phi)$$

où K et ϕ sont les constantes à déterminer. Les conditions initiales d'un lâcher dynamique sont $z(0) = A$ et $\dot{z}(0) = 0$. On considère également que ϕ est nul à t=0. On trouve donc la valeur de K qui est égale à l'amplitude de l'écartement initial A du bout de la poutre par rapport à la position d'équilibre.

Nous avons dans un premier temps obtenu des valeurs allant de ξ=0.012 à ξ=0.014 lors d'essais à pression atmosphérique avec une amplitude de sollicitation relativement faible (cf. figure 4.7).

La figure 4.8 représente des tests de lâcher dynamique effectués sur une même poutre mais dont l'amplitude de lâcher de départ varie. Pour la plus faible am-

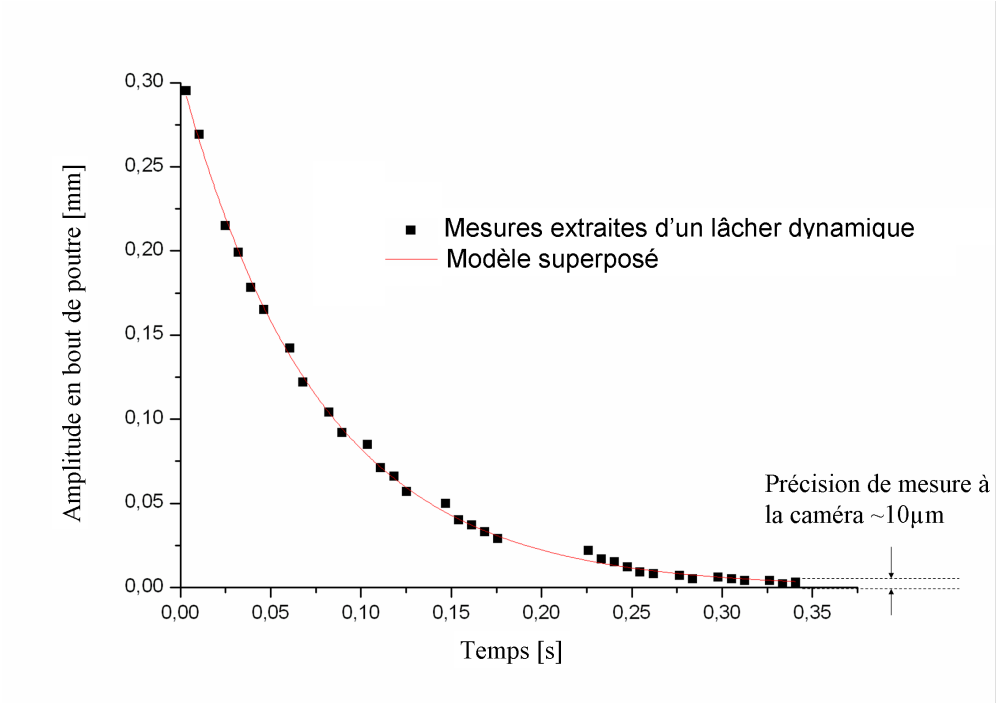


FIG. 4.7 – Amplitudes successives extraites d'une courbe obtenue par lâcher dynamique. L'amplitude de départ est de l'ordre de 300 µm

plitude (0.26 mm), la valeur du coefficient d'amortissement déterminée par superposition avec l'équation (4.10) est de ξ=0.014. En supposant que le coefficient d'amortissement est constant pour une même poutre, il devrait être possible d'utiliser la valeur du coefficient d'amortissement déterminée à partir du test de lâcher dynamique à amplitude faible et de l'utiliser pour les essais de lâcher à plus grande amplitude initiale. Nous avons effectué une série de trois lâchers dynamiques dont les résultats expérimentaux sont présentés figure 4.8. On voit que les lâchers sont superposables et donc, si l'amortissement est constant et indépendant de l'amplitude de lâcher, l'équation (4.10) s'applique pour chacun des trois lâchers.

Nous avons donc remplacé dans l'équation (4.10), la valeur de ξ par 0.014 et l'amplitude A par l'amplitude initiale du lâcher. La figure 4.9(a) présente la comparaison entre le résultat théorique (équation (4.10)) et un lâcher dynamique pour une faible amplitude initiale. On voit bien que la loi exponentielle décroissante reproduit bien la mesure. Sur la figure 4.9(b) qui présente les deux lâchers effectués à plus grande amplitude, on remarque que l'amortissement en grand déplacement est

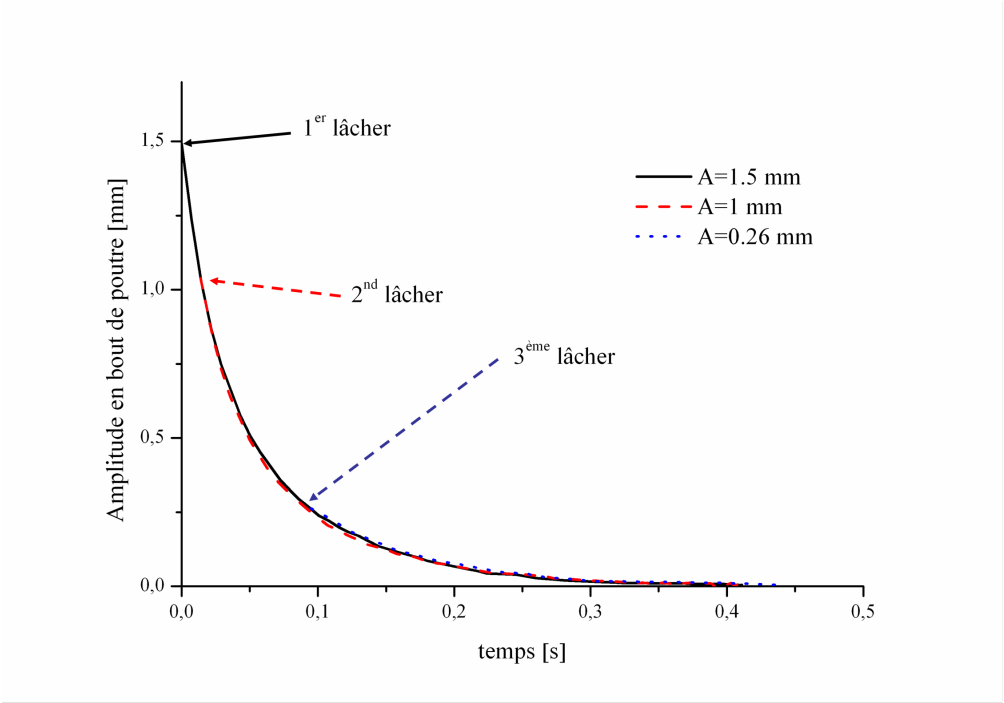
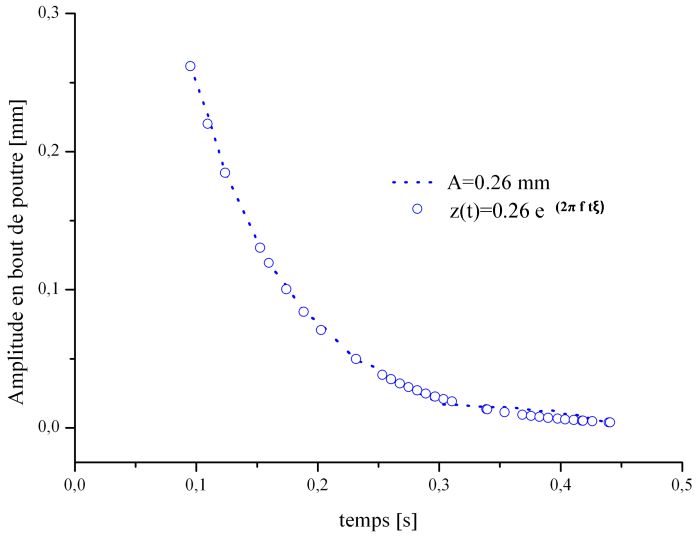


FIG. 4.8 – Lacher dynamique à trois amplitudes différentes pour une même poutre

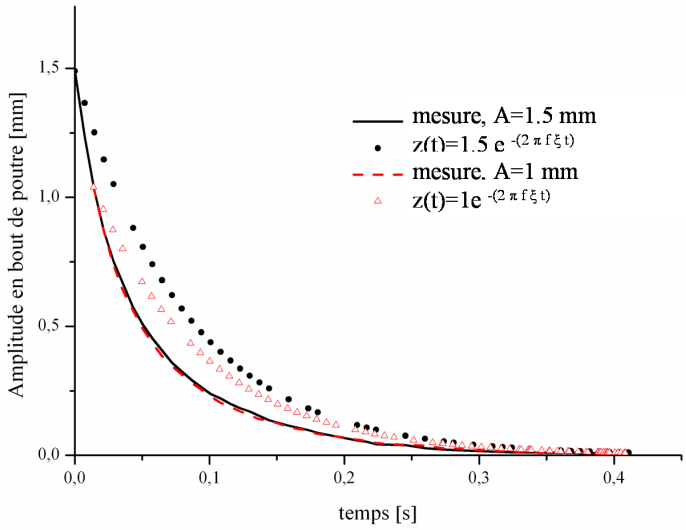
sous-estimé lorsque l'on prend en compte la valeur de coefficient d'amortissement trouvée en faible déplacement. On peut donc en déduire que l'équation (4.10) n'est plus suffisante pour décrire l'amortissement de la structure.

Deux phénomènes peuvent expliquer ce comportement. Le premier est que l'équation (4.10) est déterminée à partir de l'hypothèse des faibles déplacements. Le phénomène de non-linéarité géométrique n'est donc pas pris en compte par ce modèle. Le second phénomène est que l'amortissement dans l'air n'est plus linéaire mais proportionnel au carré de la vitesse de la poutre par rapport au fluide. Ces deux phénomènes seront traités dans la section 4.2.2.

En conclusion, des valeurs de ξ=0.012 à ξ=0.014 peuvent-être utilisées pour effectuer une simulation en faible déplacement, mais il faut garder à l'esprit que cette valeur ne peut avoir de sens que pour une poutre présentant des caractéristiques géométriques similaires et à des fréquences du même ordre de grandeur. Cette technique de lâcher dynamique est un moyen rapide de déterminer l'amortissement global d'une structure mais ne permet pas de différencier l'amortissement



(a) Lâcher dynamique en faible déplacement. Le modèle analytique correspond bien aux mesures



(b) Lâchers dynamiques en grand déplacement. Le modèle analytique sous-estime l'amortissement

FIG. 4.9 – Différents essais de lâcher dynamique

dû à l'air de l'amortissement intrinsèque du matériau.

4.2.1.3 Amortissement intrinsèque

Après avoir montré qu'il était possible de négliger Q_{ancr}^{-1}, Q_{TED}^{-1} et Q_{surf}^{-1}, nous avons voulu savoir quelle part occupe l'amortissement du matériau (Q_{mat}^{-1}) par rapport à l'amortissement de l'air. La SU-8 étant un matériau viscoélastique, une partie des pertes va venir directement du matériau. Nous avons donc effectué des tests en petits déplacements sous vide afin de déterminer la part d'amortissement dû au matériau. En faisant varier la pression et en mesurant l'amortissement global de la structure, on peut différencier trois régions nommées d'après le type d'amortissement qui prévaut dans chacune de ces régions [104] :

- La région visqueuse.
- La région moléculaire. On considère que le libre parcours moyen des molécules de gaz devient supérieur à la largeur de la poutre. Dans cette région, l'amortissement est proportionnel à la pression.
- La région intrinsèque. On considère que dans cette région, la pression est tellement basse que l'amortissement de l'air peut être négligé par rapport au perte du matériau. L'amortissement atteint dans cette région une valeur minimale [102].

On peut tenter de déterminer directement l'amortissement intrinsèque en descendant à une pression suffisante, de façon à obtenir un plateau dans la courbe $Q(p)$ vers les basses pressions, correspondant à $Q = Q_{mat}$. Les mesures ont été effectuées suivant la méthode présentée en section 4.1.1 sur deux poutres en SU-8 de longueur 7.5 mm et 5 mm, de largeur 750 µm et d'épaisseur 48 µm et 49.5 µm respectivement. La courbe présentée figure 4.10 montre l'évolution du facteur de qualité en fonction de la pression. Malheureusement, nous n'avons pu atteindre une pression suffisamment faible pour entrer dans la région intrinsèque. Cependant, nous pouvons estimer que le coefficient d'amortissement se situe aux alentours de Q_{mat} ~95, ce qui correspond à un coefficient d'amortissement ξ=0.0052, ce qui correspond à environ 50% de l'amortissement total, sous air, en petit déplacement. L'amortissement dû au matériau n'est donc pas négligeable pour la nervure du bord d'attaque seule.

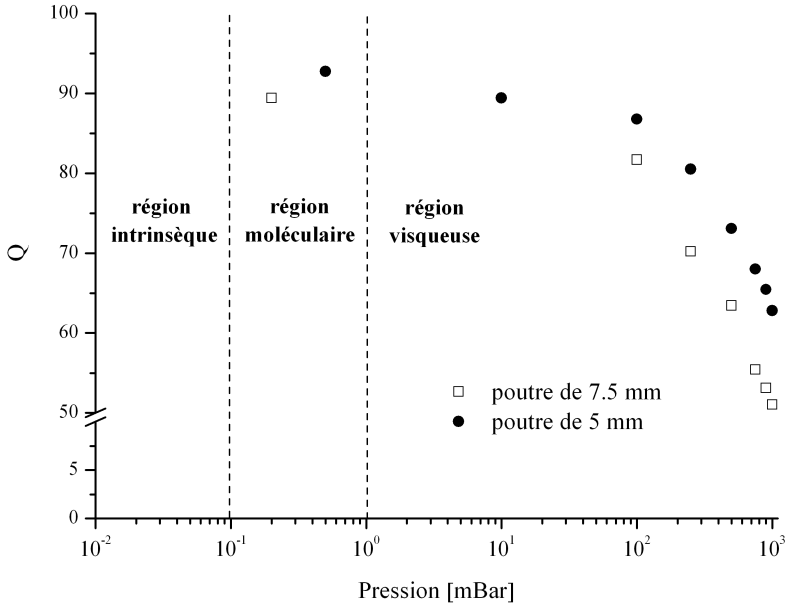


FIG. 4.10 – Coefficient de qualité en fonction de la pression pour deux poutres de SU-8 de longueur différentes

4.2.1.4 Modélisation par éléments finis de poutres simples

Nous avons tout d'abord comparé des tests effectués sur une poutre simple en petits déplacements à une analyse par éléments finis de type harmonique. Il est nécessaire dans notre étude d'effectuer une simulation de type harmonique car une simple analyse modale ne permet pas d'obtenir d'information sur l'amplitude de vibration. Il faut alors donner une valeur à l'amortissement de la structure qui soit représentative de la réalité si l'on désire effectivement prévoir avec précision les valeurs de battements. Cette valeur est dans un premier temps celle trouvée lors des essais de lâchers dynamiques sous air et vaut $\xi = 0.012$. Expérimentalement, nous avons excité une poutre simple à sa fréquence de résonance sous air et ce, à plusieurs amplitudes successives Δh et relevé l'amplitude en bout de poutre $\Delta\epsilon$. Nous avons dans un premier temps comparé les valeurs obtenues avec le modèle analytique de l'équation (4.5). Les résultats sont donnés figure 4.12. On remarque que ce modèle n'est pas assez précis pour notre gamme de mesure. La prévision sur

l'amplitude s'écarte très rapidement des résultats de mesure et ne nous permettra pas de prévoir correctement l'amplitude de battement. Nous avons donc souhaité modéliser cette expérimentation par la méthode des éléments finis afin d'obtenir un résultat plus précis. L'équation qui régit la simulation d'un système continu est donnée par :

$$[M]\{\ddot{u}\} + [C]\{\dot{u}\} + [K]\{u\} = \{F(t)\} \tag{4.11}$$

où $[M]$, $[C]$ et $[K]$ sont respectivement les matrices de masse, d'amortissement et de rigidité du système, $\{\ddot{u}\}$, $\{\dot{u}\}$ et$\{u\}$ sont les vecteurs accélération, vitesse et déplacement du système. $\{F(t)\}$ est le vecteur force en fonction du temps. Les matrices $[M]$ et $[K]$ sont définies numériquement mais la matrice d'amortissement $[C]$ doit être définie par l'utilisateur. Nous avons introduit pour valeur d'amortissement un amortissement constant ξ=0.012, mais, de la même manière que pour le modèle analytique, on obtient des erreurs importantes par rapport aux valeurs expérimentales présentées figure 4.12, et cette erreur augmente avec l'amplitude. Nous avons donc utilisé un amortissement de type Rayleigh pour tenter de corriger cette erreur. Deux coefficients, α et β, sont alors calculés à partir de la réponse fréquentielle de la structure (cf. section 4.1.1). La matrice d'amortissement $[C]$ s'écrit :

$$[C] = \alpha[M] + \beta[K] \tag{4.12}$$

Il est généralement admis que pour des simulations à fréquence faible, on ne considère que le coefficient α et pour des essais plus haute fréquence, on n'utilise que le coefficient β. Nous avons voulu voir l'importance que pouvait avoir le fait de négliger l'un des deux coefficients dans notre cas. La figure 4.11 montre le résultat de 3 simulations de lâchers dynamiques. La première correspond à la prise en compte à la fois d'α et de β. Pour la seconde, nous n'avons considéré que le coefficient α. Et enfin nous avons effectué une dernière simulation pour laquelle seul β a été considéré. On constate que c'est la simulation qui prend en compte à la fois α et β qui donne le résultat le plus proche de la réalité. Nous utiliserons donc ces deux coefficients pour toutes les simulations dans la suite de l'étude.

A partir des deux coefficients d'amortissement déterminés à deux fréquences différentes, on peut calculer les coefficients de Rayleigh α et β comme ceci :

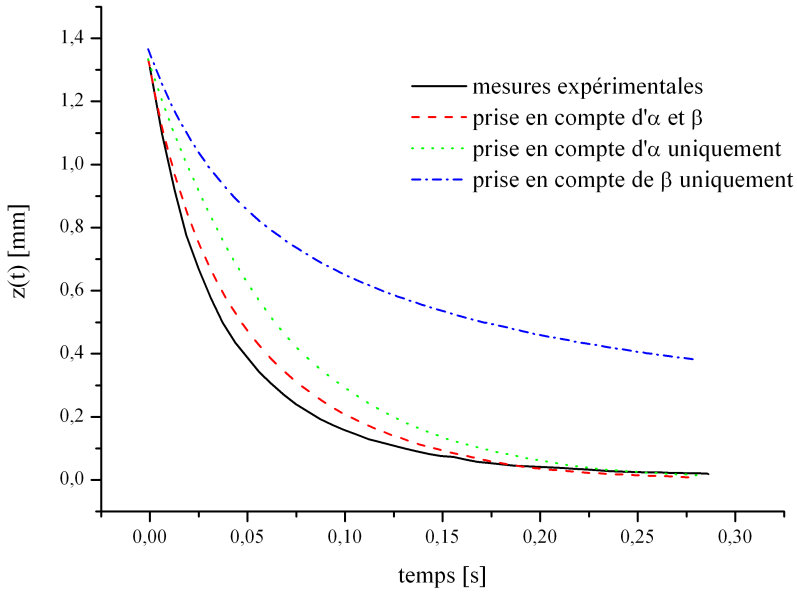


FIG. 4.11 – Importance de la prise en compte à la fois des coefficients α et β dans la simulation

$$\xi_i = \frac{\alpha}{2\ \omega_i} + \frac{\beta\ \omega_i}{2} \tag{4.13}$$

Avec ξ_i le coefficient d'amortissement du mode i et ω_i la pulsation du mode i. Comme vu en section 4.1.1, nous avons identifié les valeurs de α et β sous air et pour une poutre de 7.5 mm ayant une fréquence de résonance de 314 Hz :

$$\alpha = 36.46,\ \beta = 5.6\ 10^{-7} \tag{4.14}$$

Les données expérimentales proviennent d'essais effectués à l'aide d'un pot vibrant sur deux poutres de longueur 7.5 mm et d'épaisseur 30 µm environ. Chaque poutre est excitée à la fréquence de résonance du premier mode à différentes amplitudes successives. En utilisant ces coefficients pour l'analyse harmonique on remarque que la courbe obtenue par éléments finis avec amortissement de Rayleigh coïncide mieux avec la courbe expérimentale (cf. figure 4.12). Cependant,

lorsque l'angle de battement Θ devient supérieur à 20°, ce qui correspond à une amplitude d'excitation $\Delta\ h \sim 110$ µm, le modèle ne suit plus la courbe et l'amplitude de battement est surestimée par le modèle. Nous avancerons l'hypothèse en section 4.2.2 que cette surestimation semble provenir du fait que nous entrons alors dans le domaine des vibrations en grand déplacement et que nous devons notamment prendre en compte les non-linéarités géométriques de la structure.

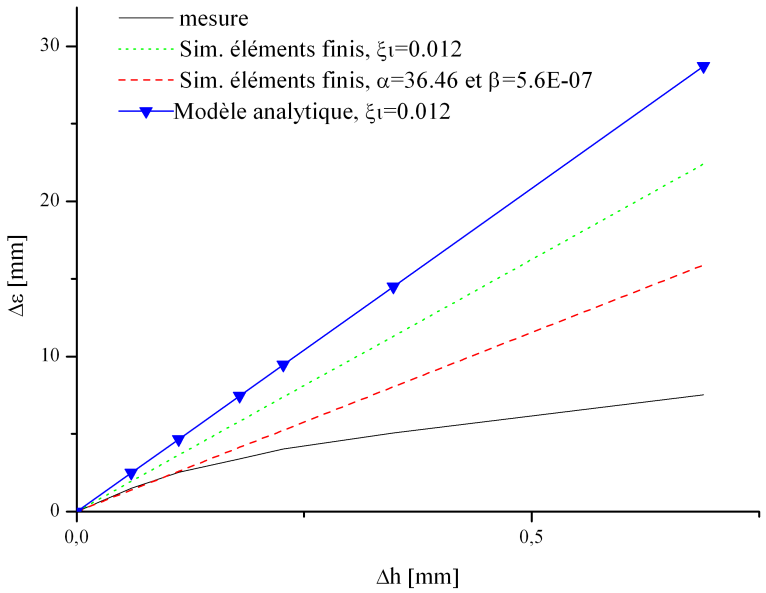


FIG. 4.12 – Différentes façons de prendre en compte l'amortissement dans une structure. Amortissement constant et amortissement de type coefficient de Rayleigh

4.2.2 Vibration en grand déplacement

Des phénomènes non-linéaires sont présents dans la plupart des systèmes. En général, ces sytèmes sont définis comme linéaires ou quasi linéaires afin de simplifier l'étude. Comme nous l'avons vu précédemment, pour des essais en petits déplacements, cette simplification est tout à fait acceptable. En revanche, pour des vibrations en grands déplacements, certains effets non-linéaires sont accentués.

Il existe différents types de non-linéarités. P. Malaktar [106] a consacré sa thèse à l'étude des non-linéarités sur des poutres en vibrations. Il classe les effets non-linéaires en plusieurs catégories dont nous retenons ici les plus pertinentes pour l'étude :

- Non-linéarités dans la fréquence de résonance, c'est le cas par exemple pour les polymères présentant une élasticité non-linéaire. Cette non-linéarité peut se traduire par un décalage du pic de fréquence dans la réponse fréquentielle de la structure,
- Non-linéarités géometriques lorsque l'on est en présence de grands déplacements et/ou de grandes déformations,
- Non-linéarités dues à l'amortissement avec notamment l'amortissement de l'air.

Nous avons remarqué une certaine non-linéarité lors de nos tests en vibration. En effet, après avoir effectué 3 lâchers dynamiques à des amplitudes différentes sur la même poutre, nous n'avons pas pu faire correspondre la fonction exponentielle décroissante (cf. figure 4.9(b), page 108).

Nous ne pouvons pas *a priori* déterminer l'origine de ces non-linéarités. Nous avons donc cherché à déterminer quelle(s) est(sont) la(les) source(s) principale(s) à l'origine du comportement non-linéaire.

4.2.2.1 Non-linéarité dans la réponse en fréquence

Suivant l'amplitude de la sollicitation, il peut s'avérer que la réponse fréquentielle d'un système puisse être différente suivant que l'on balaye des basses fréquences vers les hautes fréquences ou inversement. Il sera possible de commander le prototype final en amplitude ou en fréquence. En effet, la portance étant liée à ces deux paramètres si l'on souhaite faire accélérer, ralentir, monter ou descendre le microdrone, l'action sur l'un ou l'autre paramètre peut permettre ce type de pilotage. Mais il est nécessaire de savoir à quel point la fréquence de résonance des ailes est dépendante de l'amplitude de vibration. Nous avons cherché à savoir si cet effet était prononcé ou non dans notre cas. Nous avons donc réalisé un balayage en fréquence des basses fréquences vers les hautes fréquences et inversement sur une poutre en SU-8 à l'aide du pot vibrant. La figure 4.13 montre le résultat de

cette expérience. On voit que, à l'air, le décalage entre le balayage ascendant et le balayage descendant est très faible sur la fréquence de résonance. Sous vide, l'amplitude de vibration étant plus importante, nous avons pu discerner une légère non-linéarité mais qui au vu de l'utilisation visée, peut-être négligée. On peut attribuer cette non-linéarité au fait que, dans le vide, il n'y a pas de conduction thermique et la poutre peut s'échauffer ; la rigidité du matériau peut donc légèrement varier avec la température. Le décalage en fréquence est également peu important suivant l'amplitude de battement. On peut donc en conclure que cet effet n'aura qu'une très faible incidence sur l'utilisation du prototype et que nous pouvons donc négliger cet effet.

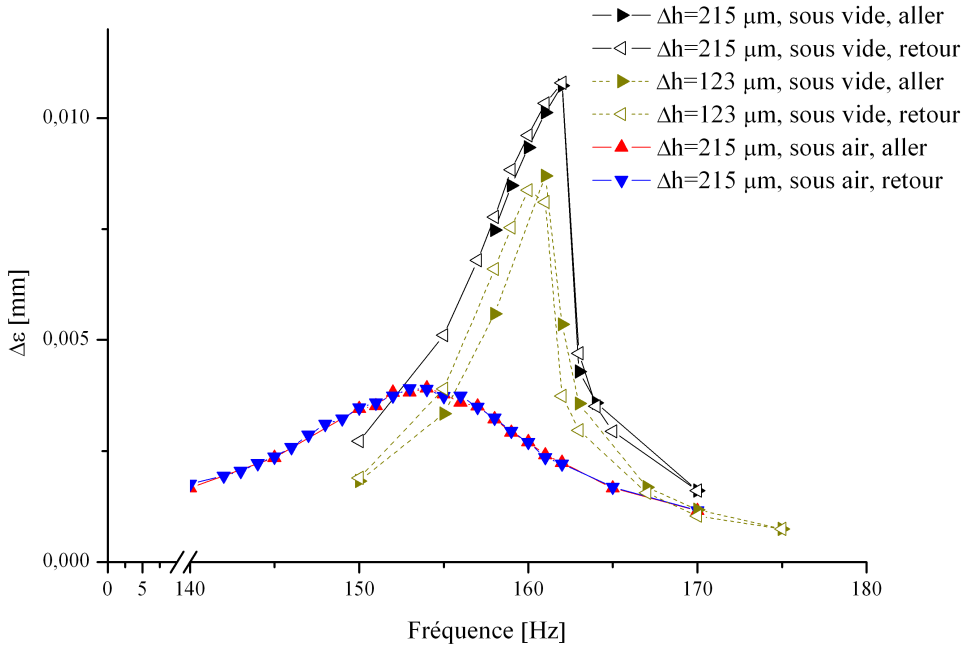


FIG. 4.13 – Influence de l'amplitude sur la fréquence de résonance

4.2.2.2 Non-linéarités géométriques

Nous soumettons nos poutres à des tests de vibrations en grand déplacement car les ailes que nous souhaitons réaliser seront elles aussi sujettes à de grands

déplacements une fois excitées à la résonance. En théorie, il n'est plus possible d'utiliser l'hypothèse des petits déplacements lorsque l'angle de flexion devient supérieur à quelques degrés[6]. Mais dès lors que l'on dépasse cet angle, il faut tenir à la fois compte du déplacement d'un point dans le sens transversal de la poutre mais également dans le sens longitudinal (cf. figure 4.4, page 99) pour connaître la déformée. Lorsque l'on veut modéliser via ANSYS les vibrations en grand déplacement, il est nécessaire de prendre en compte ces non-linéarités géométriques. La simulation temporelle est alors incontournable. Le modèle précédent (cf. équation (4.11)), est limité aux simulations en petits déplacements car en grand déplacement, la direction des forces dépend de la déformation de la structure. La matrice de rigidité change car la forme de la poutre change. Ceci ce traduit à l'intérieur du logiciel par la création d'une matrice de rigidité géométrique notée K_G. Cette matrice est associée à la matrice de rigidité K et est recalculée à chaque itération. L'équation (4.11) devient alors :

$$[M]\{\ddot{u}\} + [C]\{\dot{u}\} + [K + K_G]\{u\} = \{F(t)\} \tag{4.15}$$

La matrice de rigidité ainsi mise à jour rend compte de la déformation correcte de la structure.

Nous pouvons, avec les résultats de cette simulation, compléter la courbe présentée figure 4.12 par la courbe de la figure 4.14 en utilisant toujours les mêmes valeurs pour les coefficients de Rayleigh (cf. équation (4.14)). On voit que désormais la réponse simulée n'est plus linéaire et l'on constate une inflexion dans la courbe. C'est cette inflexion qui traduit la prise en compte des non-linéarités géométriques. On remarque également que les deux courbes sont superposables mais qu'il y a un décalage entre la courbe mesurée et la courbe issue du modèle. Ce décalage semble traduire une sous-estimation de l'amortissement par rapport à la réalité. En faible déplacement, nous pouvons supposer que ceci est dû au fait que l'amortissement a été déterminé en faible déplacement (cf. section 4.1.1) dans des conditions légèrement différentes des conditions de tests sur pot vibrant (cf. figure 4.3). En grand déplacement, il est probable que ce décalage provient du fait

6. Nous avons vu que pour un battement $\Theta \sim 20^o$, la simulation harmonique avec amortissement de type Rayleigh semble convenir.

que l'on utilise les valeurs d'amortissement trouvées en petit déplacement qui ne peuvent traduire précisément les effets de l'air lors de vibration en grand déplacement. Ceci nous amène au fait que l'influence de l'air doit être prise en compte lors de simulations en grand déplacement (cf. section 4.2.2.3).

On peut également ajouter que ce modèle semble être moins bon en faible déplacement que le modèle analytique ou le modèle élément fini ne prenant pas en compte les non-linéarités géométriques. En revanche au delà d'un angle Θ de 40°, la simulation avec prise en compte des non-linéarités géométriques donne une bien meilleure estimation de l'amplitude de battement.

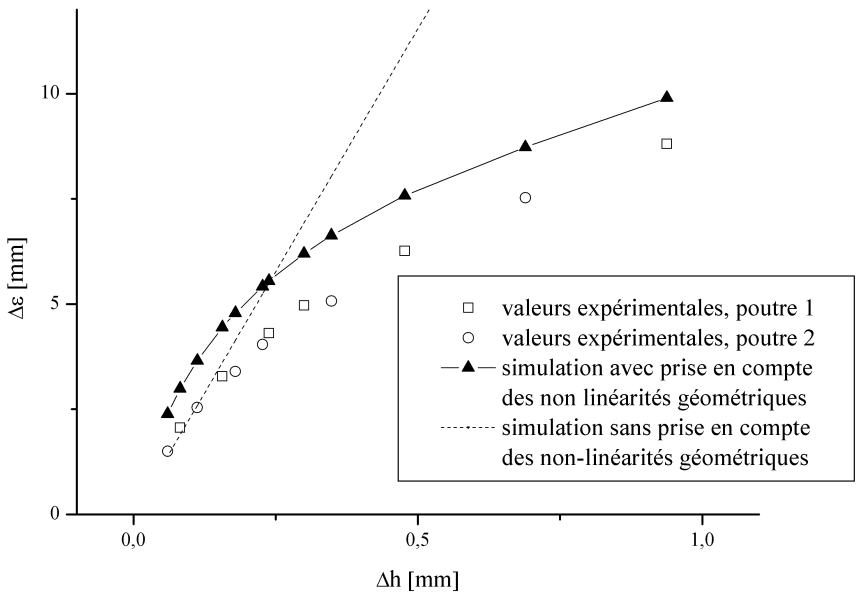


FIG. 4.14 – Importance de la prise en compte des non-linéarités géométriques pour des oscillations en grand déplacement

Pour tenter de comprendre l'origine du décalage entre les résultats issus de la simulation avec prise en compte des non-linéarités géométriques et les résultats expérimentaux, nous avons relancé une simulation afin d'observer l'influence que pourrait avoir une sous estimation de 10% des coefficients d'amortissement ξ_1 et ξ_2. En recalculant les coefficients de Rayleigh à l'aide de l'équation (4.13), on trouve désormais α=40 et β=6.24 10^{-7}. La figure 4.15 présente le résultat de cette nouvelle

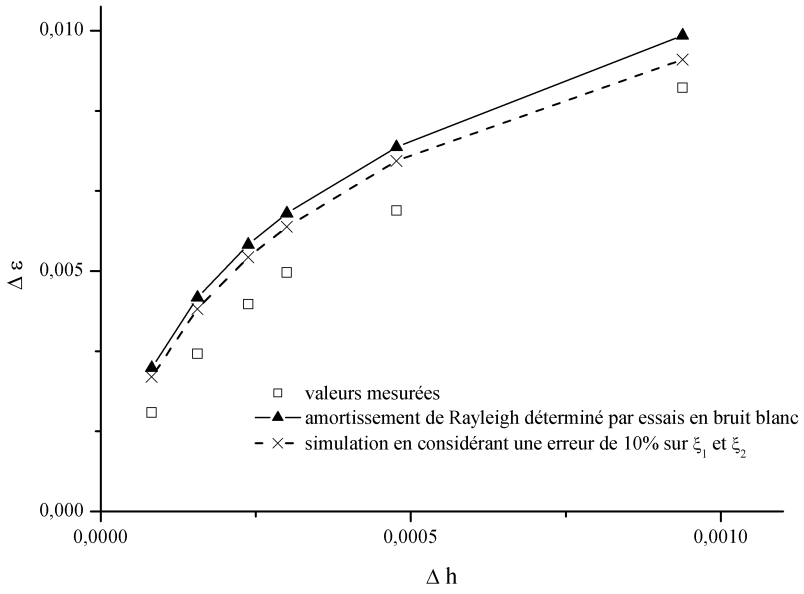


FIG. 4.15 – Simulation d'une erreur de 10% lors de la détermination des coefficients d'amortissement

simulation. On constate que la courbe qui tient compte de l'erreur se décale vers le bas, ce qui traduit bien une augmentation de l'amortissement. En revanche, les résultats de simulation sont toujours supérieurs à ceux trouvés expérimentalement. Nous pouvons émettre l'hypothèse que cette sous estimation de l'amortissement de la structure provient du fait que nous ne considérons pas l'influence de l'air.

Il sera donc nécessaire dans la suite de l'étude d'établir un modèle plus précis prenant en compte l'aérodynamique autour de l'aile.

4.2.2.3 Amortissement dans l'air

Les ailes du futur robot insecte vont être amenées à décrire de grandes amplitudes de mouvement dans l'air. En effet, les ailes de notre système, lorsqu'elles battent, présentent une surface allaire non nulle. L'air, mis en mouvement, va résister au mouvement des ailes en créant une force orthogonale à la surface de l'aile. Dans un système d'aile non vibrante pour lequel l'amortissement aérodynamique

ne compte que pour 20% des pertes d'énergie, ce phénomène d'amortissement serait négligeable. En revanche, nous avons observé que, pour une poutre en vibration en petit déplacement, l'amortissement du matériau comptait pour environ 50% de l'amortissement global (cf. section 4.2.1.3). L'amortissement dans l'air, principale autre source d'amortissement compte donc pour la moitié de l'amortissement total en petit déplacement. La figure 4.16 illustre ce phénomène en ajoutant aux mesures déjà effectuées à pression atmosphérique (cf. figure 4.14), des mesures effectuées sous une pression de 35 mbar.

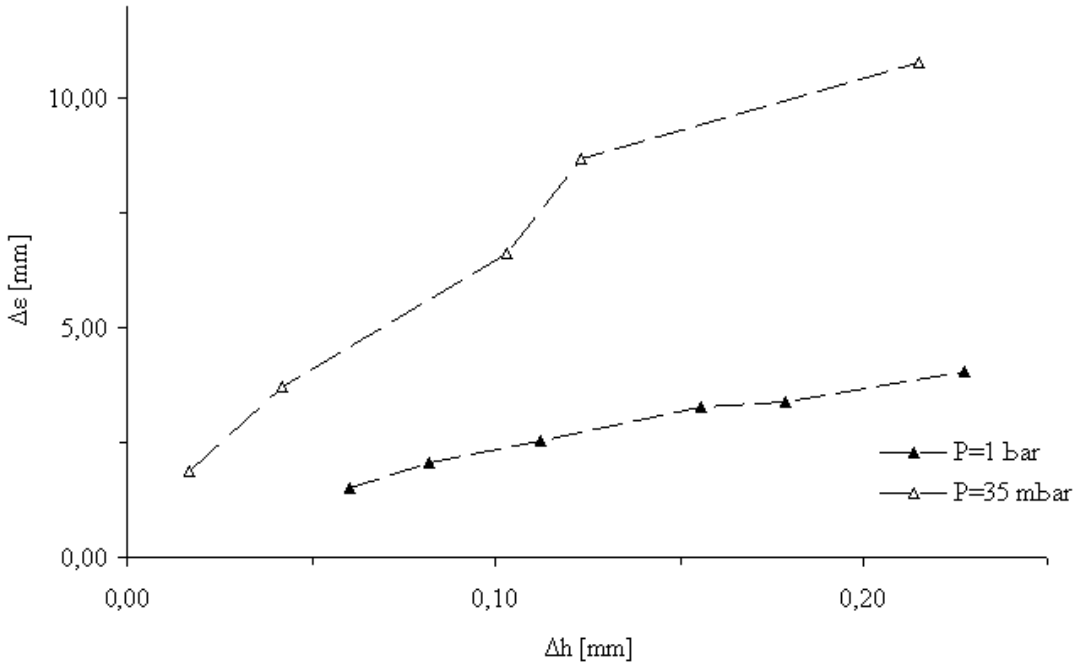


FIG. 4.16 – Influence de l'air sur l'amplitude de vibration d'une poutre excitée à sa fréquence de résonance

On voit bien sur cette courbe que, pour une même amplitude d'excitation, à la résonance, l'amplitude de battement sous vide est deux à trois fois plus importante que sous air. On ne peut donc négliger l'influence de l'air sur la structure. Nous avons montré précédemment que le fait de prendre en compte un amortissement global était acceptable pour une poutre mais dès lors que la structure va se complexifier (ajout d'une membrane, de nervures, cambrure...) il deviendra de plus en plus difficile de modéliser simplement l'amortissement.

Mais comment prendre en compte l'aérodynamique dans notre cas ? Nous avons vu que le régime aérodynamique des insectes se situe dans un domaine qui est à la frontière entre écoulement laminaire et écoulement turbulent (cf. section 1.2.4.1). Nous allons tenter de montrer pourquoi il est difficile de déterminer l'aérodynamique autour d'une aile battante en observant l'équation de Navier et Stokes (équation (4.16)). Dans cette équation, ρ_a correspond à la densité de l'air, μ correspond à la viscosité de l'air, p représente la pression et v la vitesse de l'air. On distingue trois termes dans l'équation de Navier et Stokes. Le troisième terme de cette équation, $\rho_a \frac{\delta v}{\delta t}$, correspond à l'inertie du fluide. Lorsqu'une aile est en mouvement, son accélération est transmise à l'air environnant. L'air à proximité de la surface de l'aile possède la même accélération que l'aile et se comporte comme une masse qui s'ajoute à la masse de l'aile. Ce terme n'influe pas sur l'amplitude de mouvement mais comme une masse qui est ajoutée, car ce troisième terme donne des efforts qui sont en phase avec le mouvement. Cette masse ajoutée a pour effet de modifier la fréquence de résonance de l'aile. Les deux autres termes sont directement liés à l'amortissement car ils sont en opposition de phase avec le mouvement. Le terme de viscosité, $\mu\Delta\mathbf{v}$, est proportionnel à la vitesse de déplacement des particules et provoque donc un amortissement directement proportionnel à la vitesse de déplacement de l'aile. Le terme $\rho_a(\mathbf{v}\cdot\nabla)\mathbf{v}$ est une force quadratique liée à la convection de l'air.

$$-\nabla p = -\mu\Delta\mathbf{v} + \rho_a(\mathbf{v}\cdot\nabla)\mathbf{v} + \rho_a\frac{\delta v}{\delta t} \tag{4.16}$$

Généralement, on peut négliger l'un de ces deux termes d'amortissement suivant que l'un ou l'autre terme est prépondérant. En se basant sur l'équation de Navier et Stokes(4.16), on détermine le nombre de Reynolds (cf. section 1.2.4.1) en faisant le rapport entre le second et le premier terme. Si ce rapport est faible, il est possible de négliger le second terme. On introduit également le nombre de Valensi, noté R_v, qui est le rapport entre le troisième et le premier terme. Á l'inverse, si le rapport est important, on ne peut pas négliger l'inertie du fluide. Pour une poutre de longueur l=7.5 mm et de largeur w=0.5 mm, vibrant à une fréquence f d'environ 150 Hz, on peut estimer le Re moyen à l'aide de l'équation (1.2) (page 30). La corde moyenne vaut ici $\bar{c} = w$. On obtient $\bar{Re} \sim 0.13$ pour un angle

de battement $\Theta \sim 1^o$, $\bar{Re} \sim 0.65$ pour $\Theta \sim 10^o$ et $\bar{Re} \sim 1.3$ pour $\Theta \sim 20^o$. Ceci explique pourquoi, lorsque nous utilisons des valeurs d'amortissement déterminées en petit déplacement, notre modèle analytique (équation (4.5)), qui est un modèle visqueux, donne des résultats jusqu'à un angle Θ de l'ordre de 20°. En effet, nous pouvons considérer que jusqu'à cette angle, l'amortissement est proportionnel à la vitesse du fluide. Au delà, on ne peut plus négliger le terme quadratique. Si la corde vaut 5 mm, $Re > 100$! On ne peut alors plus utiliser de modèle visqueux.

On utilise, pour calculer le nombre de Valensi, la même méthode qu'Hosaka *et al* [103]. Ainsi on utilise l'équation suivante :

$$R_v \sim \frac{\rho_a 2\pi f_1 w^2}{\mu} \tag{4.17}$$

On obtient pour la même poutre $R_v \sim 16$, ce qui ne permet pas de négliger l'inertie du fluide.

En conclusion, le régime aérodynamique du vol des insectes et par extension, de notre étude, se situe dans un domaine où aucun des deux termes d'amortissement n'est prépondérant. On ne peut donc pas considérer l'écoulement comme purement laminaire ou comme totalement turbulent. Pour poursuivre l'étude on prévoit un calcul aéroélastique faiblement couplé : on calcule une première déformée sans prendre en compte l'aérodynamique ; de ce résultat on déduit les efforts aérodynamiques qui sont introduits comme charges d'une façon itérative dans le calcul dynamique de structures en grandes déformations. Cette étude est l'objet de la thèse de Thomas Vanneste dont les travaux ont commencé en 2009 [107].

4.3 Poutre en L : validation du concept de torsion passive

Nous avons vu au chapitre 2 que nous faisions le choix d'obtenir la torsion de l'aile de façon passive. Nous avons également vu que les efforts structuraux étaient prépondérants à l'échelle de notre prototype. C'est dans cette optique que nous avons choisi de développer un modèle de poutre en forme de L ne faisant pas intervenir les efforts aérodynamiques dans le calcul de la déformation de l'aile. La forme en L a été choisie car elle reste à la fois relativement simple à étudier

et permet d'obtenir un mouvement couplé de flexion et de torsion du fait de la distribution de la masse de façon longitudinale ainsi que transversale par rapport à l'axe de battement. La rigidité structurale d'une aile provenant principalement des nervures, il paraît tout à fait réaliste de schématiser l'aile à partir de poutres uniquement et non de poutres avec membrane. Notre modèle sert principalement à dimensionner notre système par rapport à la fréquence de résonance que l'on veut obtenir. Ce modèle a été développé de façon analytique pour valider le principe de torsion passive. Il est obtenu à partir de la méthode du quotient de Rayleigh qui se base sur le principe d'égalisation de l'énergie élastique maximale et de l'energie cinétique maximale (4.18). On calcul donc l'énergie élastique maximale, U_{max}, (4.19) et l'énergie cinétique maximale,T_{max}, (4.20).

$$U_{max} = T_{max} \tag{4.18}$$

Les caractéristiques géométriques sont les mêmes que pour la poutre représentée figure 3.9(b), page 63. M_{f_1} et M_{f_2} représentent les moments de flexion des poutres longitudinale et transversale, M_T représente le moment de torsion de la poutre longitudinale, I_{f_1} et I_{f_2} représentent les inerties de flexion des poutres longitudinale et transversale, I_T représente l'inertie de torsion de la poutre longitudinale.

$$\begin{aligned} U_{max} &= \int_{l_1} \frac{M_{f_1}^2(y)}{2EI_{f_1}} dy + \int_{l_1} \frac{M_T^2}{2GI_T} dy + \int_{l_2} \frac{M_{f_2}^2(x)}{2EI_{f_2}} dx \\ &= \frac{m_1^2 g^2 l_1^3}{40EI_{f_1}} \left\{ 1 + 5\left(\frac{m_2}{m_1}\right) + \left(\frac{m_2}{m_1}\right)^2 \left[\frac{20}{3} + 5\left(\frac{l_2}{l_1}\right)^2 \left(\frac{EI_{f_1}}{GI_T}\right) + \left(\frac{l_2}{l_1}\right)^3 \left(\frac{I_{f_1}}{I_{f_2}}\right) \right] \right\} \end{aligned} \tag{4.19}$$

$$
\begin{aligned}
T_{max} &= \frac{\omega_0^2}{2}\left\{\int_{l_1} z^2(0,y)\rho S_1 dy + \int_{l_2} z^2(l_1,x)\rho S_2 dx\right\} \\
&= \omega_0^2 \frac{13 m_1^3 g^2 l_1^6}{6480 E^2 {I_{f_1}}^2}\Bigg\{1 + 9\left(\frac{m_2}{m_1}\right) \\
&+ \left(\frac{m_2}{m_1}\right)^2\left[\frac{2484}{91} + \frac{405}{26}\left(\frac{l_2}{l_1}\right)^2\left(\frac{EI_{f_1}}{GI_T}\right) + \frac{81}{26}\left(\frac{l_2}{l_1}\right)^3\left(\frac{I_{f_1}}{I_{f_2}}\right)\right] \\
&+ \left(\frac{m_2}{m_1}\right)^3\Bigg[\frac{360}{13} + \frac{540}{13}\left(\frac{l_2}{l_1}\right)^2\left(\frac{EI_{f_1}}{GI_T}\right) + \frac{108}{13}\left(\frac{l_2}{l_1}\right)^3\left(\frac{I_{f_1}}{I_{f_2}}\right) \\
&+ \frac{270}{13}\left(\frac{l_2}{l_1}\right)^4\left(\frac{EI_{f_1}}{GI_T}\right)^2 + \left(\frac{l_2}{l_1}\right)^6\left(\frac{I_{f_1}}{I_{f_2}}\right)^2 + 9\left(\frac{l_2}{l_1}\right)^5\left(\frac{EI_{f_1}^2}{GI_T I_{f_2}}\right)\Bigg]\Bigg\} = B\omega_0^2
\end{aligned}
\tag{4.20}
$$

On obtient alors la valeur de la première fréquence de résonance de notre modèle de poutre en L (4.21). Le tableau 4.2 présente une comparaison entre les fréquences de résonance déterminées expérimentalement (f_m) et obtenues par le modèle (f_c) sur des poutres en L d'épaisseur h et de largeur A, avec l_1 la longueur de la partie longitudinale et l_2 la partie transverse de l'aile.

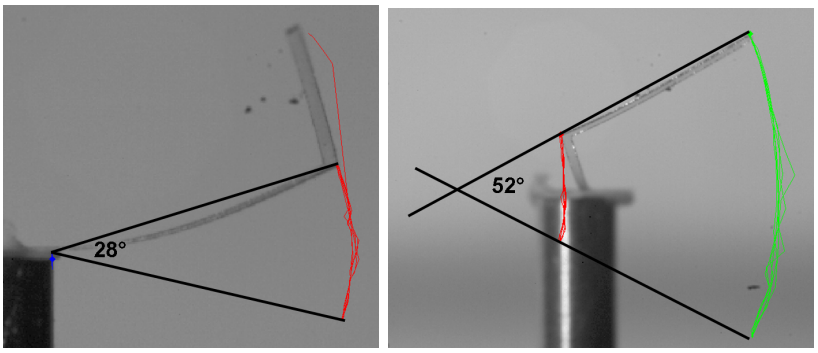
$$
f_0 = \frac{1}{2\pi}\sqrt{\frac{U_{max}}{B}} \tag{4.21}
$$

l_1 [mm]	l_2 [mm]	A [mm]	h [µm]	f_m [Hz]	f_c [Hz]	err. %
7.5	7.5	0.9	44± 2	82	91±4	11
7.5	7.5	1.5	80± 10	144	166± 20	15.3
7.5	7.5	0.5	80± 10	148	166±20	12
3.7	3.2	0.7	77±2	820± 10	714± 19	12.9
3	2.2	0.7	78± 2	1200± 10	1247± 32	3.9

TAB. 4.2 – Comparaison des valeurs de fréquences de résonance mesurées lors de tests sur des poutres en L en SU-8

Nous avons également relevé expérimentalement les angles de battement et de torsion de poutres en L testées sur pot vibrant. Ceci, afin de valider le concept de torsion passive. La figure 4.17(a) représente une vue face au bord d'attaque de la

poutre et qui permet donc de relever l'angle de battement Θ. La figure 4.17(b) est une vue de profil qui permet de relever l'angle de torsion Φ au niveau du longeron transversal de la poutre.



(a) Observation de l'angle de battement (b) Observation de l'angle de torsion

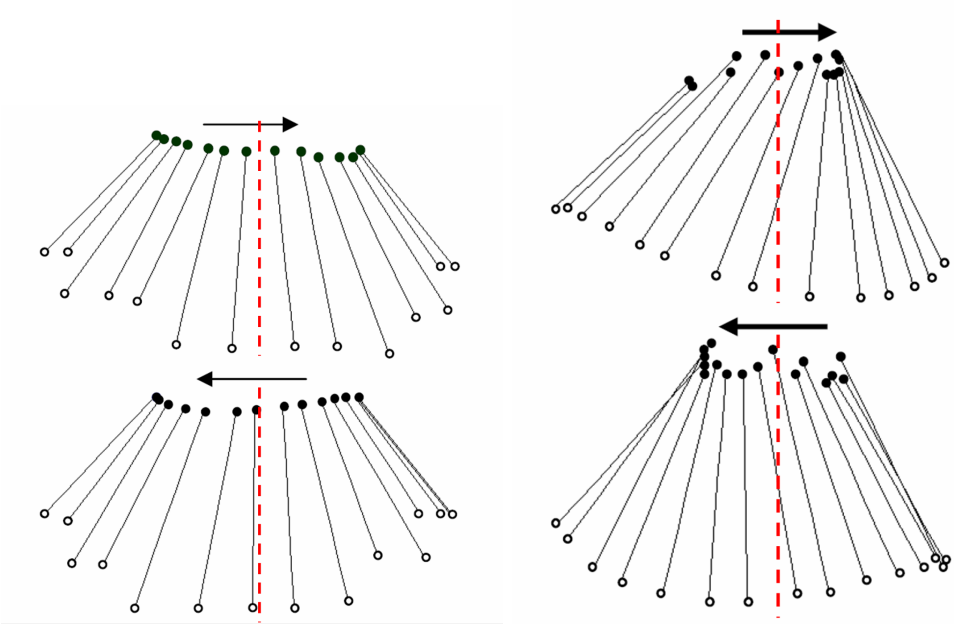
FIG. 4.17 – Observation du phénomène de torsion passive sur une poutre en L actionnée à la fréquence de résonance et à une amplitude Δh=400 µm. Tiré de [108]

La précision sur la fréquence de résonance calculée varie de 4% à 15%. Plusieurs paramètres peuvent être à l'origine de ces disparités. Les plus probables sont liées à des imprécisions au moment du collage de la poutre sur le pot vibrant. D'autres paramètres peuvent également s'ajouter à cette imprécision, à savoir les paramètres de fabrications et de propriétés du matériau SU-8. En effet, l'épaisseur des poutres en SU-8 n'est pas forcément uniforme sur la longueur des dispositifs, le module d'Young peut varier suivant la fabrication [81]. Il serait fastidieux de tester le module d'Young de chaque poutre étudiée donc nous avons fait le choix de prendre pour valeur du module d'Young $E = 4.6\ GPa$. En revanche, les épaisseurs de tous les échantillons testés ont été relevées en plusieurs endroits de la poutre puis moyennées.

Nous avons donc validé le concept de torsion passive. Les angles de battements et de torsion obtenus sont intéressants et les fréquences de résonance des poutres réalisées sont dans la gamme des fréquences de battement relevées chez les insectes. Les essais se poursuivent non plus uniquement sur pot vibrant mais également sur la structure complète présentée au chapitre 3.

4.4 Résultats préliminaires : cinématiques

Comme nous l'avons vu en section 1.2.3, la cinématique de battement des ailes d'un insecte a une importance capitale sur sa capacité à voler. A partir d'essais de type pot vibrant sur des poutres en L avec et sans membrane, nous avons pu avoir une idée de cinématiques pouvant être obtenues. A partir de vidéos prises suivant la corde de la poutre en L, nous avons pu extraire l'amplitude en fonction du temps de deux points : le point extrême du bord d'attaque et le point extrême de la poutre en L. A l'aide d'un programme écrit sous Scilab, nous avons reconstitué les cinématiques de différentes poutres. Nous avons ainsi pu observer l'influence de l'ajout d'une membrane sur une poutre en L sur la cinématique de battement (cf. figure 4.18).



(a) Cinématique d'une poutre en L, excitée à la résonance, sans membrane

(b) Cinématique d'une poutre en L, excitée à la résonance, avec membrane

FIG. 4.18 – Influence de la membrane sur la cinématique d'une poutre en L. Le principe du schéma est le même que celui présenté figure 1.13, page 27

Sur la figure 4.18(a), on peut voir qu'à l'aller et au retour, le trajet du longeron transverse de la poutre en L décrit la même cinématique. Ce qui se résume par une génération de portance vers le haut dans la première moitié de chaque batte-

ment mais qu'ensuite cette portance va être anihilée par la génération d'une force opposée (donc vers le bas). Une membrane rectangulaire de longueur transversale l_2 et d'une largeur d'environ 30% de l_1 a été ajoutée à la poutre en L présentée figure 3.9(b). L'épaisseur de la membrane est ici équivalente au quart de l'épaisseur de la poutre [108]. La figure 4.18(b) présente la cinématique obtenue dans ce cas. On remarque cette fois-ci que les mouvements de battement aller et retour ne sont plus superposables. On voit ici que la poutre en L conserve un angle d'incidence positif au delà du milieu de chaque demi battement (milieu symbolisé par la ligne pointillée rouge). Cette cinématique ressemble davantage à la cinématique d'une aile d'insecte. Toutefois, en fin de battement, la cinématique n'est pas optimale car l'angle d'incidence fini par devenir négatif. Mais il est à noté que ce résultat a été obtenu avec une poutre en L avec membrane rectangulaire relativement épaisse. Une étude plus poussée en modélisation ainsi qu'en expérimentation est nécessaire afin d'obtenir un prototype d'aile vibrante qui va se déformer de façon passive tout en générant une cinématique de battement correct capable de produire de la portance. Des travaux ont d'ores et déjà commencé par l'intermédiaire de X. Q. Bao et dont les premiers résultats en ce sens sont en cours [109].

Conclusion

La course à la miniaturisation de drone volant est lancée depuis maintenant 10 ans. Si pour des appareils d'envergure autour de la dizaine de centimètres, on trouve de nombreuses réalisations, à ce jour, aucune réalisation humaine n'a abouti à des résultats de vol probants pour des systèmes à l'échelle de l'insecte (~ 3 cm). La miniaturisation est indissociable de l'enjeu stratégique qu'elle représente, tant d'un point de vue renseignement que d'un point de vue protection des personnes. Si plusieurs pistes sont investiguées quant à la réalisation, le mode de sustentation privilégié tend vers celui des insectes, à savoir, le vol à ailes battantes. Nous avons vu que ce choix est étroitement lié à l'échelle de réalisation visée et qu'à l'échelle de l'insecte, certains effets aérodynamiques instationnaires, comme la rotation rapide en fin de battement, sont utilisés par les insectes afin d'augmenter leur portance. Ces effets sont largement étudiés afin de pouvoir envisager de les reproduire et ainsi augmenter la portance des microdrones car à cette échelle, chaque source susceptible de générer de la portance est importante. D'un point de vue réalisation, si l'on considère les systèmes réalisés à l'échelle de l'insecte, il n'y a pas encore de règles établies sur le choix des matériaux ou même des techniques de réalisations à utiliser. Certains chercheurs exploitent les techniques de micro-mécaniques pour leur réalisation là où d'autres utilisent les technologies issues de la microélectronique. D'autres encore utilisent des techniques de réalisation employant ces deux technologies.

Nous nous sommes lancés dans cette course avec la conviction que les technologies MEMS pouvaient répondre aux besoins de la réalisation de microdrones à ailes battantes à l'échelle 1. Les déplacements qu'il est possible de générer à l'aide d'actionneurs à l'échelle micrométrique sont relativement limités. Nous avons choisi de répondre à cette problématique par l'apport d'un concept nouveau dans

ce domaine, le concept d'ailes résonantes (cf. chapitre 2). Là où certains chercheurs utilisent des amplificateurs mécaniques ou encore des systèmes de type bielle-manivelle, nous utilisons l'amplification naturelle d'une structure excitée à sa fréquence de résonance. De la même manière, si dans certaines réalisations, la rotation de l'aile se fait de façon active, nous nous orientons vers l'utilisation de la torsion passive de l'aile afin d'obtenir sa rotation. Le but recherché étant de minimiser le nombre d'actionneurs en jeu dans notre système afin non seulement de diminuer l'encombrement mais également de simplifier la commande de l'objet et la consommation d'énergie.

Dans le chapitre 3, le choix du matériau pour l'amplification naturelle des ailes a été une étape essentielle. L'utilisation du silicium comme matériau de base pour la réalisation du microdrone n'a pas donné les résultats escomptés. Ce sont les propriétés mécaniques du silicium qui ont condamné son utilisation dans la réalisation du microsystème volant. Trop rigide, trop fragile pour une utilisation en vibration de grande amplitude, nous lui avons préféré un matériau polymère, la SU-8, plus proche mécaniquement des propriétés des ailes d'insectes et plus résistant aux sollicitations que requièrent le vol à ailes battantes. La facilité de mise en œuvre de structures simples en SU-8 a permis d'obtenir rapidement les ailes du microsystème et nous avons ainsi pu rapidement valider ce concept. La réalisation de la structure complète a demandé un développement plus poussé et des premiers prototypes complets (aile + structure + actionneur) ont été réalisés et n'ont pas à ce jour d'équivalent. Certaines structures ont été réalisées avec un système d'assemblage, d'autres ont été obtenues avec la mise en place de technologies spécifiques. Ces réalisations ont été couplées à des études par simulation éléments finis afin d'observer l'influence de la zone pivot sur le débattement des ailes. Enfin, ces structures ont permis de valider les concepts décrits dans le chapitre 2.

Dans le chapitre 4, l'analyse de la structure résonante à grande amplitude a demandé un travail de modélisation spécifique. Afin de simplifier l'étude, nous avons assimilé l'aile (nervure du bord d'attaque) à une simple poutre. En grand déplacement, même sur une telle structure ne présentant qu'une faible surface allaire, les effets de l'air interviennent. Nous avons tenté, à partir d'essais de vibrations en grands déplacements, de simplifier la prise en compte de l'amortissement dû à l'air par la considération d'un amortissement global, représentatif du comportement

d'une poutre en vibration. Cette simplification a permis d'obtenir des premiers résultats intéressants et de mettre en place un modèle numérique qui donne des résultats proches de la réalité sur une poutre simple. Dans un deuxième temps, l'aile a été assimilée à une poutre en L (bord d'attaque + corde). La torsion passive de l'aile, une de nos hypothèses a été vérifiée. Enfin, des premiers résultats sur la cinématique de battement ont également été montrés. L'ajout d'une membrane à cette simple structure de poutre en L a montré qu'il était possible de modifier la cinématique de battement et de se rapprocher de celle des insectes. Mais cette étude ne saurait aller plus loin sans la prise en compte de l'aérodynamique autour des ailes résonantes. C'est une première étape. La premièr piste à engager dorénavant en vue d'optimiser nos prototypes est la mise en place d'un modèle aéroélastique qui sera utilisé pour l'aide à la fabrication d'une aile. Cette aile, une fois excitée à la résonance, devrait être capable de dessiner dans les airs une cinématique de battement permettant la production de portance suffisante à la sustentation de l'objet. La seconde piste sera d'optimiser la structure du thorax, en particulier en terme de répartition des rigidités. Enfin, il sera nécessaire de réduire la masse de l'actionneur tout en conservant le maximum d'efficacité.

Nous ne sommes pas parvenu à atteindre l'objectif fixé en début de thèse, à savoir, la réalisation d'un MEMS capable de générer de la portance par un battement d'aile. En revanche, nous restons convaincus que l'utilisation des technologies MEMS est un excellent moyen d'y parvenir. Nous avons démontré dans cette thèse qu'il était possible d'utiliser ces technologies pour réaliser un objet potentiellement volant mimant l'insecte. Nous pensons avoir identifié le point le plus bloquant dans cette étude, à savoir, l'obtention de la cinématique de battement de façon passive. Si un modèle aéroélastique pourra, sans doute, permettre d'appréhender ce problème, il ne faudra également pas oublier que la nature regorge de réponses, vieilles pour certaines de plus de 300 millions d'années...

Annexe A

Actionneur Électromagnétique

La question de l'actionnement n'était pas une priorité de mon travail de thèse. Cependant, si nos hypothèses ont pu être vérifiées c'est en parti grâce à l'utilisation d'un actionneur électromagnétique pour tester nos structures. Cet actionneur est à la fois simple et pratique à mettre en place. Il ne s'agit pas obligatoirement du système le plus efficace, mais il permet d'obtenir un mouvement sinusoidal vertical, d'amplitude importante et dont la fréquence d'actionnement est contrôlable. Cette partie a pour objet de présenter la synthèse de plusieurs travaux réalisés dans le cadre de projets d'étudiants et de stagiaires de l'ENSIAME sur l'actionnement électromagnétique, qui se sont déroulés au cours de ma thèse.

A.1 Etat de l'art des actionneurs destinés aux micro-drones

L'amplitude, la fréquence de débattement, le poids ainsi que la puissance consommée conditionnent le choix de l'actionneur qui va être utilisé pour recréer le mouvement des ailes du micro-drone. Bell *et al* [110] ont effectué des relevés et ont entrepris de classer les actionneurs suivant, entre autre, la fréquence maximale et l'amplitude maximale d'actionnement. La figure A.1 montre cette classification. Le cercle en pointillé situe les besoins en termes de déplacement et de fréquence pour la problématique des micro-drones à ailes battantes qui est la notre. On voit que l'actionnement électromagnétique est bien envisageable pour notre étude.

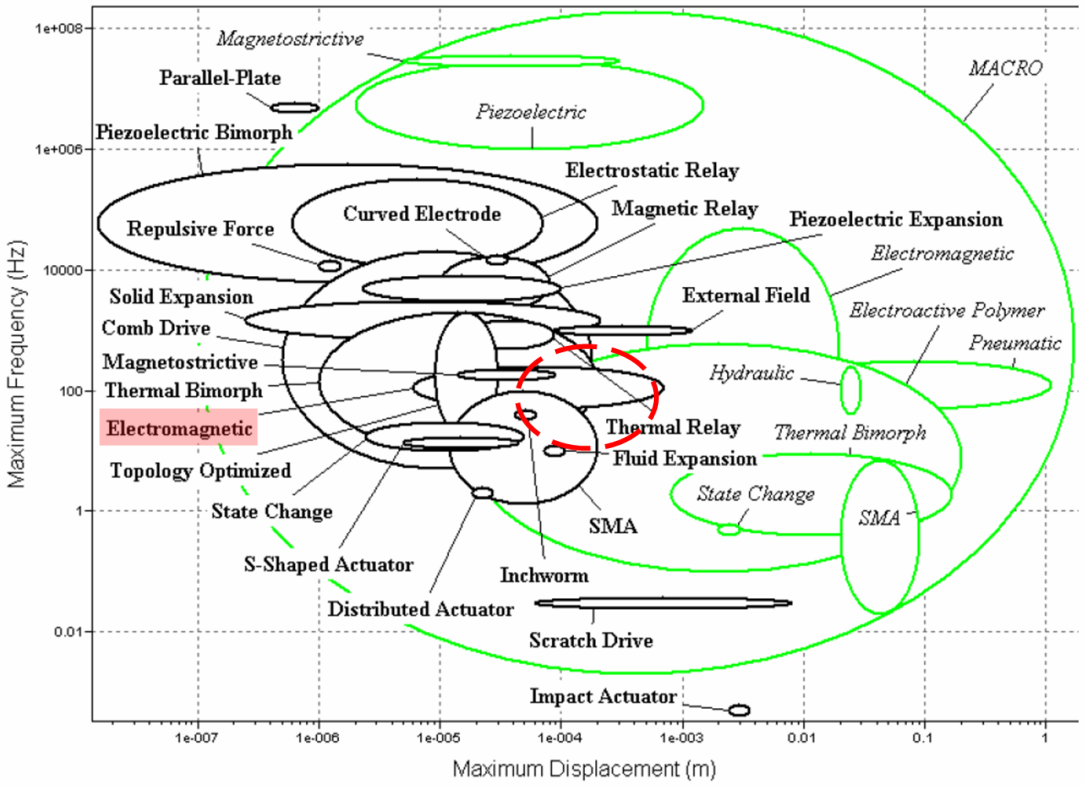


FIG. A.1 – Actionneurs MEMS et actionneurs de taille macroscopique classés en fonction de la fréquence maximale et du déplacement maximal qu'ils sont susceptibles de fournir. En gras, les actionneurs MEMS, en italique, les actionneurs macroscopiques. D'après [110]

Il faut bien avoir en tête que la forme de la structure du drone à ailes battantes peut être conditionnée par le type d'actionneur choisi. C'est le cas par exemple pour le micro-drone de Wood (cf. p. 38) qui a un corps allongé permettant de contenir l'actionneur. Au dessus d'une certaine taille le moteur tournant est presque systématiquement utilisé. Le Delfly Micro en est un bon exemple car c'est un engin à ailes battantes qui utilise un moteur pour entrainer les ailes et son envergure est de 10 cm. En dessous d'une telle envergure, l'encombrement en dimension et en poids d'un tel actionneur ainsi que l'encombrement du système de transformation du mouvement de rotation en mouvement de translation sont rédhibitoires. Les systèmes de transmission ajoutent de la masse et leur miniaturisation est délicate. On ne trouve plus ce genre de système bièle-manivelle et les

chercheurs s'orientent vers de nouveaux actionneurs. Le domaine des actionneurs et microactionneurs étant extrêmement vaste, nous limiterons ici notre revue aux actionneurs qui ont été envisagés pour une utilisation sur des micro-drones dont l'envergure est inférieure à 10 cm.

L'actionnement magnétique a été envisagé par Arail *et al* [111, 112] afin de créer un mouvement de battement pour un micro-drone à ailes battantes puis plus tard par Miki *et al* [113, 114] pour créer un mouvement de rotation pour la réalisation d'un micro-drone à voilure tournante. Mais dans ces deux configurations, le micro-robot doit être maintenu dans un champ magnétique alternatif ce qui n'est pas réaliste dans la plupart des applications envisagées pour ce genre d'engin.

Au début des années 2000 les matériaux polymères électro actifs sont évoqués pour la réalisation de micro-structures volantes. Des actionneurs IPMC (Ionic Polymer-Metal Composites) sont utilisés et présentent de grandes amplitudes d'oscillation mais les fréquences d'actionnement sont très faibles (de l'ordre du Hz) [115]. Vu ces limitations, les recherches semblent s'orienter vers un actionnement piézoélectrique. Park *et al* utilise un actionneur piézoélectrique unimorphe de type LIPCA (Lightweight Piezo-Composite Actuator), et parviennent à combiner des mouvements de battement et de rotation de l'aile. Les actionneurs piézoélectriques présentent un grand intérêt notamment sur le plan de la maturité et de la puissance massique générée. Néanmoins, ils génèrent plutôt de fortes contraintes que de grands déplacements, c'est pourquoi il est préférable de les utiliser à la résonance et en mode de flexion. Ils sont utilisés dans les deux projets les plus importants et avancés à ce jour de drones à ailes battantes : le MFI de Berkeley et le Micro-robotic Fly d'Harvard. En outre, l'ONERA dans le projet REMANTA a proposé un actionnement du type "muscles indirects" basé sur un thorax résonant [19]. Ce type d'actionnement présente des caractéristiques énergétiques intéressantes pour générer le mouvement de battement de l'aile, la rotation étant obtenue passivement.

A.2 Choix de l'actionneur

Comme nous l'avons dit plus haut, la topologie et la morphologie de la structure sont fortement dictées par le type d'actionneurs utilisés. Dans notre cas le choix

d'un actionnement central a orienté la forme de la microstructure. Cette forme risque cependant d'évoluer si l'actionnement électromagnétique est délaissé pour un actionnement à base de polymères électroactifs (thèse en cours d'Alexandre Khaldi, coll. LPPI [1]). Le choix des actionneurs est aussi conditionné par d'autres facteurs comme, entre autre, la rigidité de l'actionneur, la tension de commande, la puissance spécifique. L'énergie électrique est implicitement choisie ici, puisque qu'elle est obligatoire pour l'électronique de contrôle, les capteurs etc. D'autres facteurs, qui nous orientent naturellement vers cette source d'énergie, sont la facilité d'utilisation et la densité d'énergie croissante capable d'être stockée. Les technologies d'actionneurs envisageables peuvent être à base d'alliages à mémoire de forme (AMF), de polymères électroactifs (PEA), de piézoélectriques et de système électromagnétiques. Ces actionneurs ont des performances différentes, parfois complémentaires qui sont rarement complètements adaptées aux conditions imposées par un micro-drone inspiré d'un insecte volant. Dans le tableau A.1, ces principaux actionneurs sont comparés sur la base des propriétés qui sont adaptées à l'application OVMI. Ces propriétés sont :

- la densité d'énergie, qui est un paramètre important vis-à-vis de la masse du véhicule,
- la déformation maximale, pour créer des mécanismes sans avoir besoin d'une amplification mécanique importante, qui doit donc être considérable,
- la vitesse de réponse de l'actionneur sur un cycle complet doit être adaptée à la gamme de fréquence (autour de 100Hz) des battements d'ailes d'insectes,
- la complexité de contrôle de l'actionneur, qui est fortement liée à sa linéarité ou non-linéarité,
- l'efficacité, qui a des répercussions sur l'endurance de l'OVMI.

1. Laboratoire de Physico-chimie des Polymères et des Interfaces.

Type d'actionneur	**Densité d'énergie [J g^{-1}]**	**Déformation max. [%]**	**Vitesse de réponse**	**Complexité de contrôle**	**Efficacité [%]**
Piézoélectrique (PZT)	0.013	~ 0.2	Rapide	Elevé	>90
PEA Diélectrique	0.75	1-300	Rapide	Elevé	90
PEA Ionique	0.001	2	Lent	Elevé	<1
Moteur E. rot.	0.005	n.c.	Rapide	Faible	>90
Electromagnétique	0.003	50	Rapide	Faible	>90
AMF	15	1-100	Lent	Elevé	<1
Muscle de mammifère	0.07	40-50	Lent	n.c.	>35
Muscle d'insecte	0.10	~ 5	Moyen	n.c.	>35

TAB. A.1 – Comparaisons de différents types d'actionneurs envisageables pour une application micro-drone à ailes battantes

Comme nous l'avons indiqué précédemment, le choix de notre actionnement électromagnétique ne s'est pas fait complètement sur une justification scientifique, mais plus par rapport à un aspect pratique. En particulier la gestion de la fréquence du courant dans la bobine permet de facilement gérer la fréquence de battement des ailes afin de trouver leur résonance. Une certaine miniaturisation est par ailleurs possible car on trouve facilement des aimants de taille réduite (diamètre de l'ordre de 1 mm). Pour la mise en résonance des ailes à l'aide d'un actionneur électromagnétique certains aspects doivent être pris en compte, notamment l'emplacement de l'actionneur dans la structure. La densité massique d'énergie de l'actionneur électromagnétique est moins bonne que d'autres technologies mentionnées dans le tableau A.1, mais cet actionneur fourni une certaine liberté de conception. Un petit actionneur électromagnétique constitué simplement d'une bobine et d'un aimant est décrit par la suite.

A.3 Principe de l'actionnement magnétique

Un aimant, fixé au scutum conformément au principe vu en section 2.3, p. 45, est placé en face d'une bobine fixée au thorax. La bobine couplée au thorax rigidifie la structure qui porte le scutum et les ailes. L'aimant, en revanche, est mobile du fait de la souplesse du scutum et des degrés de liberté des zones pivots. La bobine parcourue par un courant alternatif fait osciller l'aimant verticalement (dans le cas idéal) à une fréquence choisie à la fréquence de résonance des ailes (cf. figure A.2).

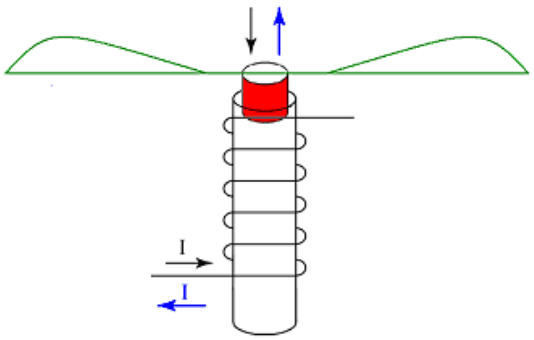


FIG. A.2 – Structure de l'actionneur électromagnétique

Les tableaux A.2 et A.3 présentent les caractéristiques des aimants et bobines utilisés sur nos prototypes. Des mesures directes des masses et des résistances électriques des fils de cuivre peuvent être faites pour chaque prototype.

Type	**Diamètre [mm]**	**Epaisseur [mm]**	**Densité [kg m^{-3}]**	**Masse [g]**	**Aimantation [T]**	**Perméabilité magnétique**
NdFeB N48	3	1.5	7600	0.08	1.42	1.048
NdFeB N48	1.5	0.5	7600	0.0067	1.42	1.048

TAB. A.2 – Caractéristique physique et géométrique des aimants utilisés

Diamètre des bobines [mm]	**Diamètre du fil [μm]**	**Densité [kg m^{-3}]**	**Masse d'une spire [mg]]**	**Résistivité [Ω m]**	**Résistance par spire [Ω]**
3.5	120	8900	1.106	1.7E-8	0.016
4	120	8900	1.264	1.7E-8	0.019
4.5	120	8900	1.423	1.7E-8	0.021
5	120	8900	1.581	1.7E-8	0.023
2	50	8900	0.110	1.7E-8	0.054
3	50	8900	0.164	1.7E-8	0.081
3.5	50	8900	0.192	1.7E-8	0.095
4	50	8900	0.219	1.7E-8	0.109
4.5	50	8900	0.247	1.7E-8	0.122
5	50	8900	0.274	1.7E-8	0.136

TAB. A.3 – Caractéristique physique et géométrique des bobines de cuivre utilisées

Bibliographie

[1] JD DeLaurier. The development and testing of a full-scale piloted ornithopter. *Canadian Aeronautics and Space Journal*, 45 :72–82, 1999. 1

[2] LP Brower. Understanding and misunderstanding the migration of the monarch butterfly(Nymphalidae) in North America : 1857-1995. *Journal of the Lepidopterists Society*, 49 :304–385, 1995. 4

[3] H. Rifai. *Modélisation et commande d'un robot biomimétique volant.* PhD thesis, Institut polytechnique de Grenoble, 2008. 6

[4] J.M. Grasmeyer and M.T. Keennon. Development of the Black Widow Micro Air Vehicle. In *39th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2001. 12

[5] P.G. Ifju, D.A. Jenkins, S. Ettinger, Y. Lian, W. Shyy, and M.R. Waszak. Flexible-wing-based micro air vehicles. *AIAA paper*, 705 :2002, 2002. 12

[6] J.C. Zufferey, A. Klaptocz, A. Beyeler, J.D. Nicoud, and D. Floreano. A 10-gram Microflyer for Vision-based Indoor Navigation. In *2006 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, 2006. 13

[7] J.C. Zufferey, A. Klaptocz, A. Beyeler, J.D. Nicoud, and D. Floreano. A 10-gram vision-based flying robot. *Advanced Robotics*, 21 :1671–1684, 2007. 13, 14

[8] RJ Wood, S. Avadhanula, E. Steltz, M. Seeman, J. Entwistle, A. Bachrach, G. Barrows, S. Sanders, and RS Fearing. Design, fabrication and initial

results of a 2g autonomous glider. In *IEEE Industrial Electronics Society 2005 Meeting, Raleigh North Carolina*, 2005. 13, 14

[9] RJ Wood, S Avadhanula, E Steltz, M Seeman, J Entwistle, A Bachrach, G Barrows, S Sanders, and RS. Fearing. An autonomous palm-sized gliding micro air vehicle : Design, fabrication, and results of a fully integrated centimeter-scale mav. *IEEE Robotics and Automation Magazine*, 14 :82–91, 2007. 13

[10] M. Kovac, A. Guignard, J.D. Nicoud, J.C. Zufferey, and D. Floreano. A 1.5 g SMA-actuated microglider looking for the light. In *Proc. of Int. Conf. on Robotics and Auotmation*, 2007. 13, 14

[11] I. Kroo, F. Prinz, M. Shantz, P. Kunz, G. Fay, S. Cheng, T. Fabian, and C. Partridge. The mesicopter : A miniature rotorcraft concept phase ii interim report, 2000. 16

[12] KD Jones and MF Platzer. Flapping-wing propulsion for a micro air vehicle. *AIAA Paper*, 126 :2001, 2001. 18, 19

[13] Y. Kawamura, S. Souda, S. Nishimoto, and C.P. Ellington. Clapping-wing Micro Air Vehicle of Insect Size. *Bio-mechanisms of Swimming and Flying*, pages 319–330. 18

[14] A. Bozkurt, A. Paul, S. Pulla, A. Ramkumar, B. Blossey, J. Ewer, R. Gilmour, and A. Lal. Microprobe microsystem platform inserted during early metamorphosis to actuate insect flight muscle. In *IEEE Conference on Micro Electro Mechanical Systems (MEMS 2007)*, 2007. 19

[15] A. Bozkurt, R. Gilmour, D. Stern, and A. Lal. MEMS based bioelectronic neuromuscular interfaces for insect cyborg flight control. In *IEEE 21st International Conference on Micro Electro Mechanical Systems, 2008. MEMS 2008*, 2008.

[16] H. Sato, CW Berry, BE Casey, G. Lavella, Y. Yao, JM VandenBrooks, and MM Maharbiz. A cyborg beetle : Insect flight control through an implan-

table, tetherless microsystem. In *IEEE 21st International Conference on Micro Electro Mechanical Systems, 2008. MEMS 2008*, 2008. 19

[17] H. Sato, Y. Peeri, E. Baghoomian, CW Berry, and MM Maharbiz. Radio-controlled cyborg beetles : a radio-frequency system for insect neural flight control. In *IEEE 22nd International Conference on Micro Electro Mechanical Systems, 2009. MEMS 2009.* 19, 20

[18] R. Dudley. *The Biomechanics of Insect Flight : Form, Function, Evolution.* Princeton University Press, 2000. 22, 23, 29, 43

[19] D. Osmont, P. Leconte, and C. Marais. Bio-inspired structures for the actuation system of a flapping wing micro aerial vehicle. In *Flying Insects and Robots Symposium 2007, Monte Verità, Ascona, Switzerland*, 2007. 24, 133

[20] S.S. Baek, K.Y. Ma, and R.S. Fearing. Efficient resonant drive of flapping-wing robots. In *Intelligent Robots and Systems, 2009. IROS 2009. IEEE/RSJ International Conference on*, 2009. 24

[21] E J Marey. Le vol des insectes étudié par la chronophotographie. *La Nature*, 974, 1892. 24, 25

[22] CP Ellington. The aerodynamics of hovering insect flight. III. Kinematics. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series B, Biological Sciences (1934-1990)*, 305 :41–78, 1984. 24

[23] M.H. Dickinson, F.O. Lehmann, and S.P. Sane. Wing Rotation and the Aerodynamic Basis of Insect Flight. *Science*, 284 :1954, 1999. 24, 26, 32

[24] J. B. Paquet. Ailes vibrantes. Technical report, ONERA, 2008. 25

[25] J. B. Paquet and J. P. Bourez. Essais au canal d ailes battantes asservies en battement et en tangage. Technical report, ONERA-DAAP, 2007. 26

[26] S.N. Fry, R. Sayaman, and M.H. Dickinson. The aerodynamics of hovering flight in Drosophila. *Journal of Experimental Biology*, 208 :2303–2318, 2005. 27

[27] SA Combes and TL Daniel. Flexural stiffness in insect wings I. Scaling and the influence of wing venation. *Journal of Experimental Biology*, 206 : 2979–2987, 2003. 27, 43, 49

[28] L. Jacquin. Aérodynamique, tourbillons et turbulence. *Mécanique et Industries*, 8 :81–92, 2007. 29

[29] CP Ellington. The novel aerodynamics of insect flight : applications to micro-air vehicles. *Journal of Experimental Biology*, 202 :3439–3448, 1999. 29, 80

[30] M. Jensen. Biology and physics of locust flight. III. The aerodynamics of locust flight. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series B, Biological Sciences*, 239 :511–552, 1956. 30

[31] T. Weis-Fogh. Quick estimates of flight fitness in hovering animals, including novel mechanisms for lift production. *Journal of experimental Biology*, 59 : 169, 1973. 30, 33

[32] C.P. Ellington. The Aerodynamics of Hovering Insect Flight. I. The Quasi-Steady Analysis. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series B, Biological Sciences*, pages 145–181, 1984. 31

[33] M. Cloupeau, JF Devillers, and D. Devezeaux. Direct measurements of instantaneous lift in desert locust ; comparison with Jensen's experiments on detached wings. *Journal of Experimental Biology*, 80 :1–15, 1979. 31

[34] CP Ellington. The Aerodynamics of Hovering Insect Flight. IV. Aeorodynamic Mechanisms. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series B, Biological Sciences*, pages 79–113, 1984. 31, 32

[35] J. Y. Andro. *Aérodynamique d'un profil d'aile battante à faible nombre de Reynolds*. PhD thesis, 2008. 32

[36] S.P. Sane. The aerodynamics of insect flight. *Journal of Experimental Biology*, 206 :4191–4208, 2003. 32

[37] I. Shimoyama, H. Miura, K. Suzuki, and Y. Ezura. 3D structure of an insect-based microrobot with an externalskeleton. In *1992 IEEE International Conference on Robotics and Automation, 1992. Proceedings.*, 1992. 34

[38] Y. Kubo, I. Shimoyama, and H. Miura. Study of insect-based flying microrobots. *Robotics and Automation, 1993. Proceedings., 1993 IEEE International Conference on*, pages 386–391, 1993. 34

[39] K. Suzuki, I. Shimoyama, and H. Miura. Insect-model based microrobot with elastic hinges. *Microelectromechanical Systems, Journal of*, 3 :4–9, 1994. 34

[40] TN Pornsin-Sirirak, SW Lee, H. Nassef, J. Grasmeyer, YC Tai, CM Ho, and M. Keennon. MEMS wing technology for a battery-powered ornithopter. *Micro Electro Mechanical Systems, 2000. MEMS 2000. The Thirteenth Annual International Conference on*, pages 799–804, 2000. 34

[41] R.S. Fearing, K.H. Chiang, M.H. Dickinson, D.L. Pick, M. Sitti, and J. Yan. Wing transmission for a micromechanical flying insect. *Robotics and Automation, 2000. Proceedings. ICRA '00. IEEE International Conference on*, 2 :1509–1516 vol.2, 2000. 35

[42] J Yan and RS Fearing. Wing Force Map Characterization and Simulation for the MicroMechanical Flying Robotic Insect, IEEE Int. *Conf. on Intelligent Robots and Systems, Oct*, pages 28–30, 2003.

[43] S. Avadhanula and RS Fearing. Flexure design rules for carbon fiber microrobotic mechanisms. In *Robotics and Automation, 2005. ICRA 2005. Proceedings of the 2005 IEEE International Conference on*, 2005.

[44] E. Steltz, S. Avadhanula, and RS Fearing. High lift force with 275 Hz wing beat in MFI. In *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2007. IROS 2007*, 2007. 35

[45] H.Y. Chan, JHM Lam, and W.J. Li. A Biomimetic Flying Silicon Microchip : Feasibility Study. *Robotics and Biomimetics, 2004. ROBIO 2004. IEEE International Conference on*, pages 447–451, 2004. 36

[46] H.Y. Chan and W.J. Li. A thermally actuated polymer micro robotic gripper for manipulation of biological cells. In *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, 2003. 36, 37

[47] J.R. Bronson, J.S. Pulskamp, R.G. Polcawich, C.M. Kroninger, and E.D. Wetzel. Pzt mems actuated flapping wings for insect-inspired robotics. 2009. 37, 38

[48] RJ Wood. Liftoff of a 60mg flapping-wing MAV. In *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2007. IROS 2007*, 2007. 37, 38

[49] RJ Wood, S. Avadhanula, R. Sahai, E. Steltz, and RS Fearing. Microrobot design using fiber reinforced composites. *Journal of Mechanical Design*, 130 : 052304, 2008. 37

[50] N.E. Glauvitz. Toward a flying mems robot. 2007. 38, 39, 52

[51] K.D. Chabak. Conceptual Study of Rotary-Wing Microrobotics, 2008. 38

[52] N.R. Coleman. Micro-Scale Flapping Wings for the Advancement of Flying MEMS, 2009. 39, 40, 52, 61

[53] J Young, SM Walker, RJ Bomphrey, GK Taylor, and ALR Thomas. Details of Insect Wing Design and Deformation Enhance Aerodynamic Function and Flight Efficiency. *Science*, 325 :1549–1552, 2009. 43

[54] SA Combes and TL Daniel. Flexural stiffness in insect wings II. Spatial distribution and dynamic wing bending. *Journal of Experimental Biology*, 206 :2989–2997, 2003. 43, 49

[55] A.R. Ennos. The Inertial Cause of Wing Rotation in Diptera. *Journal of Experimental Biology*, 140 :161–169, 1988. 43, 46

[56] A. R. Ennos. The Importance of Torsion in the Design of Insect Wings. *J Exp Biol*, 140 :137–160, 1988. 43

[57] RJ Wootton. Functional morphology of insect wings. *Annual review of Entomology*, 37 :113–140, 1992. 43

[58] CP Ellington. The aerodynamics of hovering insect flight. II. Morphological parameters. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series B, Biological Sciences (1934-1990)*, 305 :17–40, 1984. 43

[59] H Tanaka and RJ Wood. Fabrication of corrugated artificial insect wings using laser micromachined molds. *Journal of Micromechanics and Microengineering*, 20 :075008, 2010. 44

[60] YC Fung. *An introduction to the theory of aeroelasticity*. Dover Pubns, 2002. 47

[61] T.L. Daniel and S.A. Combes. Flexible Wings and Fins : Bending by Inertial or Fluid-Dynamic Forces ? In *Soc Integ Comp Biol*, 2002. 47, 94

[62] SA Combes and TL Daniel. Into thin air : contributions of aerodynamic and inertial-elastic forces to wing bending in the hawkmoth Manduca sexta. *Journal of Experimental Biology*, 206 :2999–3006, 2003. 47, 94

[63] JC Lotters, W. Olthuis, PH Veltink, and P. Bergveld. The mechanical properties of the rubber elastic polymer polydimethylsiloxane for sensor applications. *Journal of Micromechanics and Microengineering*, 7 :145–147, 1997. 55, 61

[64] F. Laermer and A. Schilp. Method of anisotropically etching silicon, March 26 1996. US Patent 5,501,893. 55

[65] F. Laerme, A. Schilp, K. Funk, and M. Offenberg. Bosch deep silicon etching : improving uniformity and etch rate foradvanced MEMS applications. In *Twelfth IEEE International Conference on Micro Electro Mechanical Systems, 1999. MEMS'99*, 1999. 55

[66] H. Lorenz, M. Despont, N. Fahrni, N. LaBianca, P. Renaud, and P. Vettiger. SU-8 : a low-cost negative resist for MEMS. *Journal of Micromechanics and Microengineering*, 7 :121–124, 1997. 58, 60, 61

[67] R Yang and W Wang. A numerical and experimental study on gap compensation and wavelength selection in UV-lithography of ultra-high aspect ratio SU-8 microstructures. *Sensors and Actuators B : Chemical*, 110 :279–288, 2005. 58

[68] E.H. Conradie and D.F. Moore. SU-8 thick photoresist processing as a functional material for MEMS applications. *Journal of Micromechanics and Microengineering*, 12 :368, 2002. 58

[69] H. Sato, H. Matsumura, S. Keino, and S. Shoji. An all SU-8 microfluidic chip with built-in 3D fine microstructures. *Journal of Micromechanics and Microengineering*, 16 :2318, 2006. 58, 74

[70] P. Abgrall, C. Lattes, V. Conedera, X. Dollat, S. Colin, and A. M. Gue. A novel fabrication method of flexible and monolithic 3d microfluidic structures using lamination of su-8 films. *Journal of Micromechanics and Microengineering*, 16 :113–121, 2006.

[71] S. Arscott, M. Gaudet, M. Brinkmann, A.E. Ashcroft, and R. Blossey. Capillary filling of miniaturized sources for electrospray mass spectrometry. *Journal of Physics : Condensed Matter*, 18 :S677–S690, 2006. 59

[72] PA Hammond and DRS Cumming. Encapsulation of a liquid-sensing microchip using SU-8 photoresist. *Microelectronic Engineering*, 73 :893–897, 2004. 59

[73] A. Del Campo and C. Greiner. SU-8 : a photoresist for high-aspect-ratio and 3D submicron lithography. *Journal of Micromechanics and Microengineering*, 17 :81, 2007. 59

[74] AL Bogdanov and SS Peredkov. Use of SU-8 photoresist for very high aspect ratio x-ray lithography. *Microelectronic Engineering*, 53 :493–496, 2000. 59

[75] B. Bilenberg, S. Jacobsen, MS Schmidt, LHD Skjolding, P. Shi, P. Bøggild, JO Tegenfeldt, and A. Kristensen. High resolution 100kV electron beam lithography in SU-8. *Microelectronic Engineering*, 83 :1609–1612, 2006. 59

[76] WH Teh, U. Dürig, U. Drechsler, CG Smith, and H.J. Güntherodt. Effect of low numerical-aperture femtosecond two-photon absorption on (SU-8) resist for ultrahigh-aspect-ratio microstereolithography. *Journal of Applied Physics*, 97 :054907, 2005. 59

[77] M.B. Chan-Park, J. Zhang, Y. Yan, and CY Yue. Fabrication of large SU-8 mold with high aspect ratio microchannels by UV exposure dose reduction. *Sensors and Actuators B : Chemical*, 101 :175–182, 2004. 60

[78] JPF Spratley, MCL Ward, and PS Hall. Bending characteristics of SU-8. *Micro & Nano Letters*, 2 :20–23, 2007. 60

[79] M. Hopcroft, T. Kramer, G. Kim, K. Takashima, Y. Higo, D. Moore, and J. Brugger. Micromechanical testing of SU-8 cantilevers. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 28 :735–742, 2005. 60, 61

[80] S. Chang, J. Warren, and FP Chiang. Mechanical testing of EPON SU-8 with SIEM. In *Microscale systems : mechanics and measurements symposium*, 2000.

[81] R. Feng and R.J. Farris. Influence of processing conditions on the thermal and mechanical properties of SU8 negative photoresist coatings. *Journal of Micromechanics and Microengineering*, 13 :80–88, 2003. 60, 61, 124

[82] F. Song, K. L. Lee, A. K. Soh, F. Zhu, and Y. L. Bai. Experimental studies of the material properties of the forewing of cicada (Homoptera, Cicadidae). *J Exp Biol*, 207 :3035–3042, 2004. 60, 61

[83] F. Song, KW Xiao, K. Bai, and Bai. Microstructure and nanomechanical properties of the wing membrane of dragonfly. *Materials Science and Engineering A*, 457 :254–260, 2007. 60

[84] CW Smith. The hind wing of the desert locust (Schistocerca gregaria Forskal). II. Mechanical properties and functioning of the membrane. *Journal of Experimental Biology*, 203 :2933–2943, 2000. 61

[85] JJ Wortman and RA Evans. Young's modulus, shear modulus, and Poisson's ratio in silicon and germanium. *Journal of Applied Physics*, 36 :153, 1965. 61

[86] J K Shang, S A Combes, B M Finio, and R J Wood. Artificial insect wings of diverse morphology for flapping-wing micro air vehicles. *Bioinspiration & Biomimetics*, 4 :036002 (6pp), 2009. 61

[87] KSJ Pister, MW Judy, SR Burgett, and RS Fearing. Microfabricated hinges. *Sensors and actuators. A, Physical*, 33 :249–256, 1992. 68

[88] E. Cattan, T. Dargent, S. Grondel, and J.B. Paquet. Device for moving a fluid and method for making same, April 1 2010. WO Patent WO/2010/034,899. 69

[89] T. Dargent, XQ Bao, S. Grondel, G. Le Brun, JB Paquet, C. Soyer, and E. Cattan. Micromachining of an SU-8 flapping-wing flying micro-electromechanical system. *Journal of Micromechanics and Microengineering*, 19 : 085028, 2009. 70

[90] 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 :025005 (13pp), 2010. 70, 73, 76

[91] S. Metz, S. Jiguet, A. Bertsch, and P. Renaud. Polyimide and SU-8 microfluidic devices manufactured by heat-depolymerizable sacrificial material technique. *Lab on a Chip*, 4 :114–120, 2004. 73

[92] P.J. Joseph, H.A. Kelleher, S.A.B. Allen, and P.A. Kohl. Improved fabrication of micro air-channels by incorporation of a structural barrier. *Journal of Micromechanics and Microengineering*, 15 :35–42, 2005. 74

[93] BEJ Alderman, CM Mann, DP Steenson, and JM Chamberlain. Microfabrication of channels using an embedded mask in negative resist. *Journal of Micromechanics and Microengineering*, 11 :703–705, 2001. 74

[94] IG Foulds, RW Johnstone, SH Tsang, M. Hamidi, and M. Parameswaran. Polydimethylglutarimide (PMGI) as a structural material for surface micromachining. *Journal of Micromechanics and Microengineering*, 18 :45026–45026, 2008. 74, 75

[95] P. Wang, K. Tanaka, S. Sugiyama, X. Dai, and X. Zhao. Wet releasing and stripping SU-8 structures with a nanoscale sacrificial layer. *Microelectronic Engineering*, 86 :2232–2235, 2009. 74

[96] C. Luo, A. Govindaraju, J. Garra, T. Schneider, R. White, J. Currie, and M. Paranjape. Releasing SU-8 structures using polystyrene as a sacrificial material. *Sensors and Actuators A : Physical*, 114 :123–128, 2004. 74

[97] H. Nouira, E. Foltęte, L. Hirsinger, and S. Ballandras. Investigation of the effects of air on the dynamic behavior of a small cantilever beam. *Journal of Sound and Vibration*, 305 :243–260, 2007. 95

[98] H. Nouira, E. Foltête, B. Ait Brik, L. Hirsinger, and S. Ballandras. Experimental characterization and modeling of microsliding on a small cantilever quartz beam. *Journal of Sound and Vibration*, 2008.

[99] H. Nouira, E. Foltête, L. Hirsinger, and S. Ballandras. Investigation of the air effect on the resonance frequency and damping of three small assembled structures using different adhesive materials (SU8 epoxy resin and compressed gold). *Smart Materials and Structures*, 17 :035016, 2008.

[100] H. Nouira. *Contribution à la conception d'un microconvertisseur d'énergie mécanique vibratoire en énergie électrique*. PhD thesis, Université de Franche-Comté, 2008. 95, 96

[101] E Foltête. Identification modale de structures linéaires et faiblement nonlinéaires. *Thèse de doctorat, UFR des sciences et techniques de l'université de Franche-Comté*, 1998. 95

[102] FR Blom, S. Bouwstra, M. Elwenspoek, and JHJ Fluitman. Dependence of the quality factor of micromachined silicon beam resonators on pressure and

geometry. *Journal of Vacuum Science & Technology B : Microelectronics and Nanometer Structures*, 10 :19, 1992. 103, 109

[103] H. Hosaka, K. Itao, and S. Kuroda. Damping characteristics of beam-shaped micro-oscillators. *Sensors & Actuators : A. Physical*, 49 :87–95, 1995. 103, 121

[104] S. Schmid and C. Hierold. Damping mechanisms of single-clamped and prestressed double-clamped resonant polymer microbeams. *Journal of Applied Physics*, 104 :093516, 2008. 104, 109

[105] J Yang, T Ono, and M Esashi. Mechanical behavior of ultrathin microcantilever. *Sensors and Actuators A : Physical*, 82 :102–107, 2000. 104

[106] P. Malatkar. *Nonlinear vibrations of cantilever beams and plates*. PhD thesis, 2003. 114

[107] T. Vanneste, J.B. Paquet, X.Q. Bao, T. Dargent, S. Grondel, and E. Cattan. Conception of resonant wings on an insect scale. In *IMAV2010*, 2010. 121

[108] T. Dargent, S. Grondel, J.B. Paquet, E. Cattan, and C. Soyer. Vibrating wing analysis with passive torsion for micro flying robot. In *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2008. IROS 2008*, 2008. 124, 126

[109] X. Q. Bao and E. Cattan. Design and fabrication of insect-inspired all-polymer wings for mav application using mems technology. *Journal of Micromechanics and Microengineering*, to be submitted. 126

[110] DJ Bell, TJ Lu, NA Fleck, and SM Spearing. MEMS actuators and sensors : observations on their performance and selection for purpose. *Journal of Micromechanics and Microengineering*, 15 :S153, 2005. 131, 132

[111] KI Arai, W. Sugawara, K. Ishiyama, T. Honda, and M. Yamaguchi. Fabrication of small flying machines using magnetic thin films. *IEEE Transactions on Magnetics*, 31 :3758–3760, 1995. 133

[112] KI Arai, W. Sugawara, and T. Honda. Magnetic small flying machines. In *Solid-State Sensors and Actuators, 1995 and Eurosensors IX.. Transducers' 95. The 8th International Conference on*, 1995. 133

[113] N. Miki and I. Shimoyama. Magnetic rotational micro-wings applicable to microrobots. In *1999 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 1999. IROS'99. Proceedings*, 1999. 133

[114] N. Miki and I. Shimoyama. Dynamics of a microflight mechanism with magnetic rotational wings in an alternating magnetic field. *Microelectromechanical Systems, Journal of*, 11 :584–591, 2002. 133

[115] H.C. Park, S.Y. Lee, S.M. Lim, S.K. Lee, K.J. Yoon, and N.S. Goo. Design and demonstration of flapping wing device powered by LIPCA. *Proceedings of SPIE*, 5390 :212, 2004. 133

Résumé :

Ce travail de thèse s'inscrit dans une thématique pluridisciplinaire qui regroupe des domaines comme la dynamique des structures, le biomimétisme, les technologies de réalisation de microsystème et l'aérodynamique.
Le but de ce travail est de progresser dans la conception et la réalisation d'un microsystème à ailes résonantes à l'échelle de l'insecte en utilisant des technologies issues des microsystèmes. Des concepts sont développés dans cette thèse. En particulier, l'obtention d'un battement de grande amplitude par l'utilisation de la résonance de l'aile et la rotation de l'aile de façon passive.
Des prototypes ont été réalisés en utilisant le polymère SU-8 dont les caractéristiques mécaniques sont proches de celles d'une aile d'insecte. Cette structure a été mise en vibration afin de génerer de la portance mais n'a pour l'instant pas été capable de se propulser dans les airs. Les concepts d'aile résonante et de torsion passive ont toutefois pu être validés.
Une étude plus spécifique de simulation de vibration en grands déplacements a été menée et un premier modèle élément fini est proposé. Les questions d'amortissement des ailes dans l'air sont également traitées en vu de pouvoir poursuivre l'étude et différencier les efforts aérodynamiques de l'amortissement propre à la structure. Nous disposons d'un outil expérimental pour étudier à l'échelle de l'insecte la cinématique des ailes et les effets aérodynamiques.

Mots clés : Aile battante, SU-8, MEMS Bioinspiré, vibration en grand déplacement.

Abstract :

This work, which is of a highly interdisciplinary nature, involves several fields such as structural dynamic, biomimicry, microfabrication technology and aerodynamic.
The objective is to make progress in the design and the fabrication of a vibrating wing microsystem having an insect size by using MEMS techniques. The achievement of large wing strokes by using wing resonance and passive rotation is a concept which is developed in this thesis.
Prototypes have been fabricated by using the photoresist SU-8 which presents mechanical properties close to those of insect wings. The structure was actuated and wing resonance and passive torsion have been obtained with a view to eventual flight.
A more specific study concerning vibration at large displacements has been performed and a finite element model is proposed. Air wing damping is also treated to refine the model in order to discriminate between aerodynamic forces from structural forces. An experimental set-up has been developed in order to study wing kinematic and aerodynamic effects at insect size.

Keywords : Flapping-flight, SU-8, Bioinspired MEMS, vibration under large displacement.