HAL open science

Prototypage d'un objet volant mimant l'insecte

Alexandre Bontemps

To cite this version:

Alexandre Bontemps. Prototypage d'un objet volant mimant l'insecte. Electronique. Université de Valenciennes et du Hainaut-Cambresis, 2013. Français. NNT : 2013VALE0030 . tel-03461938

HAL Id: tel-03461938

https://theses.hal.science/tel-03461938v1

Submitted on 1 Dec 2021

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

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

Université de Valenciennes et du Hainaut-Cambrésis

Thèse de doctorat

Pour obtenir le grade de Docteur de l'Université de

VALENCIENNES ET DU HAINAUT-CAMBRESIS

Spécialité micro et nanotechnologies, acoustiques et télécommunications

Présentée et soutenue par Alexandre, BONTEMPS.

Le 9/12/2013, à Lille

Ecole doctorale :

Sciences Pour l'Ingénieur (SPI)

Equipe de recherche, Laboratoire :

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

Prototypage d'un Objet Volant Mimant l'Insecte

Président du jury:

- Chassagne, Luc. Professeur de l'UVSQ, LISV, Vélizy.

Rapporteurs:

- Dejous, Corinne. Professeur de l'IPB, IMS, Bordeaux.
- Lutz, Philippe. Professeur de l'UFC, Femto-ST, Besançon.

Examinateurs:

- Gimeno-Monge, Leticia. Maître de conférences de l'UJF, G2Elab, Grenoble.
- Sauvage, Rose-Marie. Responsable scientifique, DGA, Bagneux.
- Lallier, Joël. Expert Senior, Thales systèmes aéroportés, Elancourt.

Directeur de thèse:

- Grondel, Sébastien. Professeur de l'UVHC, IEMN, Valenciennes.
- Cattan, Éric. Professeur de l'UVHC, IEMN, Valenciennes.

"La perfection est atteinte, non pas lorsqu’il n’y a rien à ajouter, mais lorsqu’il n’y a plus rien à retirer"

Antoine de Saint-Exupéry

Remerciements

Je crois que cette page est une des plus ardues à rédiger, je l'ai d'ailleurs gardée pour la fin. Mais au moment faire le bilan de toutes les personnes qui ont contribué de près ou de loin à ce travail, on se rend compte, que finalement seul rien n'est possible. Je remercie donc l'ensemble des personnes que j'ai pu côtoyer lors de ces trois années et qui m'ont toutes beaucoup appris. Je remercie également l'ensemble des professeurs que j'ai eu durant ma scolarité et qui m'ont donné le goût et l'amour de la science, de l'inconnu et de l'aventure scientifique.

J'adresse mes premiers remerciements à M. Lionel Buchaillot directeur de l'Institut d'Electronique, de Microélectronique et de Nanotechnologie (IEMN) pour m'avoir accueilli au sein du laboratoire et m'avoir permis de réaliser mes travaux dans une grande sérénité.

Je remercie Mme Corinne Dejous de l'université de Bordeaux et M. Philippe Lutz de l'université de Franche-Comté pour avoir accepté d'examiner en détail mon manuscrit de thèse. Je remercie également Mme Rose-Marie Sauvage, Mme Leticia Gimeno-Monge, M. Luc Chassagne et M. Joël Lallier qui ont accepté de participer au jury de thèse.

Je tiens à remercier vivement mes directeurs de thèse, Éric Cattan et Sébastien Grondel pour m'avoir fait confiance en me proposant ce sujet audacieux, intéressant et novateur, pour avoir été disponible à tout moment durant ces trois années que ce soit pour relire encore et encore mes manuscrits, pour assister à mes innombrables répétitions ou pour répondre à mes questions parfois redondantes. Mais également pour tous les moments de bonne humeur passés ensemble. J'exprime ma reconnaissance aux membres du projet In-Art, Caroline Soyer, Jean-Bernard Paquet qui m'ont transmis une part de leur expertise qui a été capitale lors de mes travaux.

Je souhaite également adresser un grand merci à l'ensemble de l'équipe NAM6 pour m'avoir ouvert leur porte, Bernard, Didier, Marc, Victor, Zhuang, Estelle, Benjamin, Thomas, Matthieu et pour tous ces cafés (ou chocofino) que nous avons partagé. Merci à Alex pour tous ces bons moments autour d'une clope ou d'une bière! Merci à Steve, pour tous ces livres, ces films et ces scientifiques des siècles passés qu'il m'a fait redécouvrir. Merci à Thomas Dargent pour m'avoir prodigué de précieux conseils. Merci à Thomas Vanneste pour sa rigueur, ses corrections et ses magnifiques mesures.

Je remercie toute l'équipe de centrale de technologie de l'IEMN qui chaque jour permet aux chercheurs de travailler dans les meilleures conditions possibles.

Un profond et sincère merci à toute ma famille pour leur soutien indéfectible en toute circonstance durant tout ce long cursus, merci.

Enfin, un immense merci à Erell pour sa présence inconditionnelle dans les doutes comme les joies.

Merci beaucoup

Table des matières

Introduction **1**

Chapitre 1: Généralités ***5***

I. Contexte 5

II. Etat de l'art 8

a. MAVs 10

b. NAVs 14

III. Concepts choisis pour l'OVMI 17

a. Phénomène de résonance 18

b. Torsion passive 19

c. Utilisation des technologies MEMS 20

IV. Présentation du prototype OVMI 21

Conclusion 24

Chapitre 2: Actionnement ***27***

I. Etat de l'art 27

a. Actionnement thermique 28

b. Polymères électroactifs 29

c. Actionnement piézoélectrique 30

d. Actionnement électrostatique 31

e. Actionnement électromagnétique 32

II. Principe & pré-dimensionnement de l'actionneur électromagnétique 34

a. Principe d'actionnement 34

b. Choix du matériau 36

c. Positionnement vertical de la bobine 39

d. Positionnement radial & enroulement optimal de la bobine 41

e. Estimation du nombre optimal de spires 43

f. Choix du rayon optimal du fil de la bobine 45

g. Solution technologique 51

III. Modélisation 52

a. Principe du Bond Graph 52

b. Modèle de l'actionneur électromagnétique 54

c. Identification des paramètres du modèle 56

i. Les paramètres électromagnétiques 56

ii. Les paramètres mécaniques 57

d. Validation expérimentale du modèle 58

e. Modèle linéaire 58

f. Modèle non-linéaire 60

IV. Rendement énergétique 62

Conclusion 65

Chapitre 3: Transmission 67

I. Etat de l'art 67

a. MAVs 67

b. NAVs 70

II. Optimisation de la liaison pivot-glissant 74

III. Liaison souple 81

a. Principe 82

b. Pré-dimensionnement à l'aide d'un modèle analytique 84

i. Modélisation 84

ii. Validation expérimentale 86

c. Optimisation de la liaison souple 89

i. Mise en place et validation du modèle 89

ii. Analyse & optimisation de la géométrie de liaison 91

Conclusion 96

Chapitre 4: Ailes & mécanismes de vol 97

I. Mécanismes de vol des insectes & analyse de leur architecture 97

a. Aérodynamique 99

i. Cinématique 99

ii. Phénomènes aérodynamiques instationnaires 101

b. Architecture des ailes d'insectes 104

II. Outils d'analyse & de quantification des mécanismes du vol 109

a. Modélisation 109

i. Aile rigide, approche aérodynamique 110

ii. Aile souple, approche aéroélastique 111

b. Approche expérimentale 113

III. Matériaux & architecture de l'OVMI 117

a. Choix des matériaux 117

i. SU-8 117

ii. PDMS 118

b. Modèle structurel de l'aile 121

i. Position des veines 123

ii. Géométrie de la membrane 125

iii. Ajout d'échancrures 127

iv. Masses ajoutées 128

Conclusion 129

Chapitre 5: Réalisation 131

I. Fabrication 131

a. Principe de fabrication 131

b. Prototypes à liaisons pivots-glissants 134
c. Prototypes à liaisons souples 136
d. Support 141
e. Assemblage 143
II. Améliorations apportées aux procédés de fabrication 144
a. Prototype monobloc 145
b. Réalisation de membranes en PDMS 147
Conclusion 150

Chapitre 6: Évaluation des démonstrateurs 153

I. Outils de mesure & plan d'expérience 153
a. Caméra ultra-rapide 153
b. Capteur de déplacement 154
c. Capteur de force 154
d. Balances 155
e. Plan d'expérience 156
II. Actionnement d'ailes sans membranes 157
III. Actionnement d'ailes avec membrane 161
a. Première génération de prototype avec membrane 162
b. Deuxième génération de prototype avec membrane 163
c. Troisième génération de prototype avec membrane 167
IV. Vers une cinématique bio-inspirée 170
a. Configuration 1 171
b. Configuration 2 & 3 173
c. Mesures directes de portance 178
Conclusion 179

Conclusion générale 181

Bibliographie 184

Annexe A: Détermination des paramètres mécaniques du résonateur 195

Annexe B: Résultats complémentaires de la modélisation de l'actionneur 201

Annexe C: Différentes stratégies d'actionnements 203

a. Type d'actionnement 203
b. Commande 204

Introduction

De tout temps, l'Homme a cherché à se soustraire des tâches difficiles, répétitives ou périlleuses. Ce qui explique l'utilisation croissante des robots dans notre environnement, par exemple si ce dernier ne peut pas se déplacer sur Mars sans prendre de grands risques, le rover "Curiosity" (figure 1(a)) permet de le remplacer avantageusement sur place pour faire les prélèvements et les analyses nécessaires à une étude de cette planète.

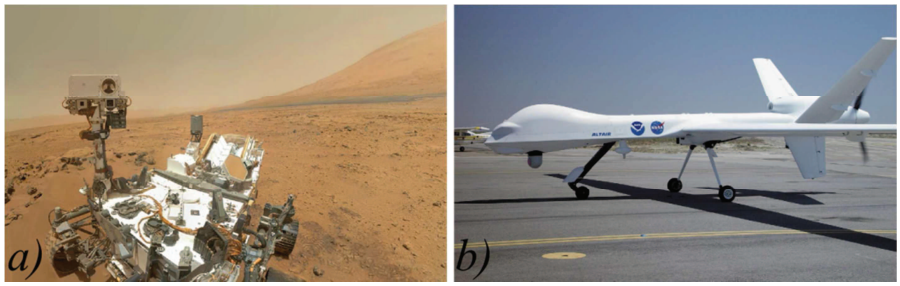


Figure 1: a) Le rover "Curiosity" qui a "amarssi" le 7 août 2012 après 8 mois de voyage[1]. b) Le drone "Predator" *Ikhana* [2] équipé de différents capteurs par la NASA afin de surveiller des phénomènes atmosphériques.

Cette application peut paraître hors du commun, mais depuis des dizaines d'années les robots sont au cœur de notre société notamment dans le domaine de la sécurité au travers de robots démineurs ou de drones (c'est-à-dire des avions sans pilotes) (figure 1(b)). Cependant, leur utilisation n'est pas cantonnée aux seules applications militaires, ils sont également de plus en plus employés dans le domaine médical (figure 2 (a)), le domaine industriel (figure 2 (b)), de l'agriculture ou encore des médias.

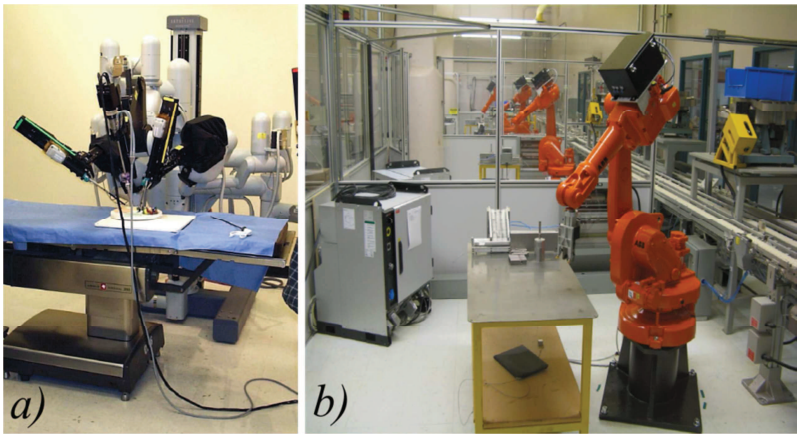


Figure 2: a) Robot chirurgical "Davinci" réalisant les opérations qu'un chirurgien effectue de façon déportée, fabriqué par *Intuitive Surgical*[3]. b) Machine outils effectuant différentes tâches complexes produite par la société *ABB GmbH*[4]

---

[1] http://www.nasa.gov/mission_pages/msl/images
[2] http://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/
[3] http://www.intuitivesurgical.com/
[4] http://www.abb.fr

Parmi ces robots modernes, les drones sont sans nul doute les plus voyants et les plus médiatiques car ils soulèvent de nombreuses questions éthiques et stratégiques liées à leurs fonctionnalités grandissantes. Tout comme il est possible aujourd'hui à des drones militaires de réaliser des missions d'attaque, on estime que d'ici une trentaine d'années des avions de ligne pourront acheminer des passagers sans pilote [1]. La réalisation de tâches aussi complexes n'aurait pu se faire bien évidemment sans l'apport des microtechnologies qui permet de réduire la taille de l'électronique et des capteurs embarqués tout en augmentant les capacités de calcul. Ces avancées en microtechnologie répondent en effet au besoin grandissant de collecter des informations à travers la conception de drones de plus en plus petits. Sous l'impulsion de la DARPA (Defense Advanced Research Projects Agency) qui a défini un cahier des charges pour ces engins sur la base de 6 critères principaux (voir tableau 1), des équipes à travers le monde se sont donc attelées à la conception et la fabrication de micro-drones (MAVs : Micro Air Vehicles) et de nano-drones (NAVs : Nano Air Vehicles).

Tableau 1: Critères définissant les termes de MAVs et NAVs

Critère	MAVs	NAVs
Masse [g]	50	10
Envergure [cm]	15	7,5
Vitesse d'avance [m.s^{-1}]	14	5-10
Vitesse en opération [m.s^{-1}]	n.c	0,5
Rayon d'action [km]	10	1
Autonomie [min]	20-30	6

Il existe aujourd'hui dans les domaines des MAVs et des NAVs divers projets scientifiques possédant chacun leur spécificité. Un des points principaux d'étude concerne le mode de déplacement aérien qui peut être divisé en trois catégories : la voilure fixe, la voilure rotative et la voilure battante.

Les drones avec une voilure fixe possèdent un rayon d'action important, néanmoins leur manœuvrabilité limitée les empêche de se déplacer avec aisance dans un espace confiné. Afin de répondre à ce problème, les drones à voilures tournantes ont été proposés. Ils ont l'avantage de permettre le vol stationnaire. Cependant, cette propulsion est très énergivore et n'est pas la plus efficace à l'échelle centimétrique. De plus leur importante signature acoustique les rend peu discrets.

Il semble donc qu'il faille se tourner vers le vol à ailes vibrantes afin de trouver un mode de locomotion efficace à cette échelle et d'une manœuvrabilité prometteuse. Ce dernier est principalement utilisé par les insectes et des observations quotidiennes nous montrent leur incroyable aisance à se déplacer dans l'espace. Pour mieux comprendre et retranscrire les mécanismes du vol des insectes, des scientifiques se sont penchés sur la structure de leurs ailes [2–4], sur leurs cinématiques [5,6] ou encore sur les phénomènes aérodynamiques mis en jeu [7,8]. Ces différents travaux ont rendu possible l'élaboration de drones similaires, en taille et en fonctionnement, aux insectes volants.

Cette thèse s'inscrit dans la continuité de ces recherches puisqu'elle a comme objectif de concevoir un drone s'inspirant du vol des insectes en s'appuyant sur des concepts originaux ainsi que sur les technologies de fabrication dédiées habituellement aux microsystèmes. En outre, ce drone bio-inspiré nommé OVMI, pour "Objet Volant Mimant l'Insecte", doit produire une portance suffisante afin de soulever son propre poids et à plus long terme pouvoir embarquer l'ensemble des composants nécessaires à un vol autonome. Ce projet qui se déroule dans le cadre du projet "Insecte-Artificiel" financé par l'Agence Nationale de la Recherche et par la fondation d'entreprises EADS est réalisé au sein de l'Institut d'Électronique de Microélectronique et de Nanotechnologie (IEMN) en collaboration avec l'Office National d'Études et de Recherches Aérospatiales (ONERA).
Le plan de ce manuscrit est divisé en six chapitres organisés de la manière suivante:
Tout d'abord, le premier chapitre rappelle le contexte de l'étude et explique le développement des MAVs et des NAVs ainsi que les missions qui leur sont dévolues. Un état de l'art des différents prototypes est ensuite réalisé, détaillant ainsi les différents concepts et technologies sélectionnés dans le développement de ce type d'engin. La troisième partie de ce chapitre évoque les innovations apportées par le projet dans le domaine des NAVs et introduit les différents composants actuels et futurs du prototype.

Le deuxième chapitre traite pour sa part de l'actionnement : à cette échelle plusieurs types d'actionneur peuvent être envisagés, ils doivent cependant répondre à des besoins précis. Afin de comparer les technologies un état de l'art des actionneurs utilisés actuellement dans les MAVs et les NAVs est réalisé dans la première partie de ce chapitre. Par la suite, le principe de l'actionneur électromagnétique choisi ainsi que son dimensionnement sont présentés. Ce dernier est ensuite modélisé grâce au formalisme Bond Graph afin de permettre son évaluation énergétique.

Dans le troisième chapitre, l'étude se concentre sur le système de transmission entre l'actionneur et les ailes. Une première partie est donc dédiée à l'analyse des solutions existantes. Deux alternatives sont alors envisagées: la première solution fonctionnant sur le principe d'une liaison pivot est analysée et des améliorations sont proposées. Ensuite, une seconde solution fondée sur le principe des liaisons souples et ayant fait l'objet d'une publication [9] est détaillée et optimisée.

Le quatrième chapitre discute quant à lui de l'aérodynamique des NAVs. Il décrit tout d'abord la mécanique du vol des insectes, que ce soit d'un point de vue aérodynamique au travers de la cinématique particulière de leurs ailes et des phénomènes instationnaires liés à leur échelle, ou d'un point de vue mécanique au travers de l'architecture et des matériaux constituant leurs ailes. Une deuxième partie est consacrée aux différentes approches employées afin de modéliser et de comprendre l'aérodynamique des insectes mais également dans le but de prévoir et d'optimiser le comportement des NAVs. Enfin, les

matériaux et l'architecture des ailes choisies pour notre prototype sont analysés dans une troisième partie et comparés à ceux des insectes.

Dans le cinquième chapitre le principe général de fabrication par photolithographie optique, ainsi que l'ensemble des procédés de fabrication et d'assemblages utilisés afin de réaliser les différents prototypes sont rappelés. En outre, les améliorations apportées successivement sur les procédés de fabrication durant ces travaux notamment en vue d'hybrider deux polymères, [10,11] sont détaillées.

Le sixième et dernier chapitre de ce manuscrit présente en premier lieu les outils utilisés au cours de ce projet afin de caractériser les performances de nos prototypes. Puis dans un second temps, les différentes générations de prototypes sont testés et leurs performances évaluées. De ces résultats découlent une conclusion et un certain nombre de perspectives pour la suite de ce projet.

Chapitre 1: Généralités

Grâce aux nombreuses avancées technologiques tant dans les domaines de la microélectronique, que des logiciels scientifiques, des systèmes embarqués ou encore de la fabrication industrielle, les capacités d'intégration ont incroyablement augmenté ces dernières années. Elles ont d'ailleurs donné naissance, il y a peu, à des drones d'une quinzaine de centimètres d'envergure équipés de caméras et capables de voler durant plusieurs minutes. L'apparition de ces objets volants répond avant tout à des besoins socio-économiques militaires et civils qui seront détaillés dans une première partie. La conception de ces MAVs et NAVs implique également un certain nombre de défis scientifiques et technologiques nécessitant des approches multidisciplinaires. Afin d'avoir une vue globale de ce qui est réalisé aujourd'hui, un état de l'art des choix et des orientations faits dans différents projets sera présenté dans une deuxième partie. Enfin, nous verrons dans une troisième partie comment une démarche alliant bioinspiration et mécatronique a abouti à la mise en œuvre de concepts originaux et à la réalisation d'un prototype.

I. Contexte

Les premiers avions sans pilote datent du début du vingtième siècle et étaient uniquement utilisés comme avions cibles. Cependant, les progrès de l'électronique en termes de miniaturisation et de puissance de calcul ont rapidement permis d'obtenir des performances satisfaisantes afin d'envoyer les drones sur les théâtres d'opérations. Leurs missions se bornaient à leur début dans les années 1960, à du renseignement, à de l'observation, et même à larguer des tracts dans le cadre de la guerre psychologique. Les progrès constants réalisés notamment dans les domaines de l'automatisme et des transmissions en ont fait aussi des armes à part entière. Aujourd'hui une large gamme de drones équipe les forces armées. On peut les diviser en deux grandes catégories :

- **Les drones stratégiques** qui volent à des altitudes de plus de 5 km et peuvent emporter des charges utiles de plus de 250 kg. On identifie dans cette catégorie deux sous-groupes : les drones MALE pour -*Medium Altitude Long Endurance*- parmi lesquels on peut citer le drone "Reaper" (figure 1.1(a)) fabriqués par *General Atomics*. Ce dernier est employé aussi bien par l'armée américaine dans le cadre de missions de reconnaissance ou d'attaque que par des agences gouvernementales pour effectuer des missions de surveillance (NASA, US Border Patrol). Les autres représentants de cette catégorie sont les HALE pour -*High Altitude Long Endurance*- dont un des principaux représentants est le "Global Hawk" de *Northrop Grumman* (figure 1.1 (b)) d'une envergure de 40 m capable de voler à une vitesse de croisière de 550 $km.h^{-1}$ durant 28 heures. Ces performances le rendent inévitable pour les missions de surveillance à haute altitude, il est principalement employé à ces fins par l'armée américaine.

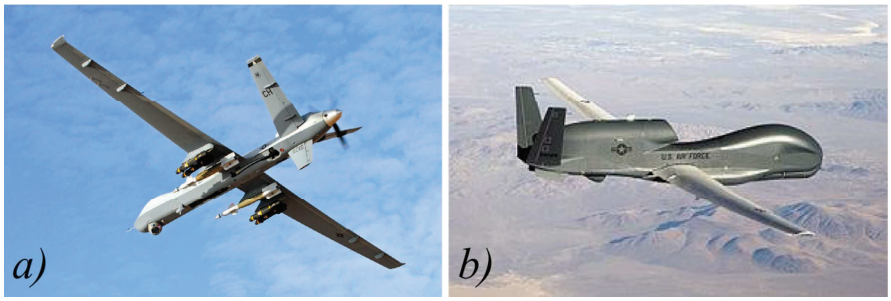


Figure 1.1: Principaux représentant des drones stratégiques, le drone de type MALE "Reaper" de *General Atomics* [5] et un des seuls représentant de la catégorie HALE le "Global Hawk" de *Northrop Grumman*[6]

- **Les drones tactiques** qui représentent un large éventail d'engins assurant des missions très variées. Par exemple, le drone "RQ-7 Shadow" (figure 1.2 (a)) d'*AAI corporation* d'une envergure de 4 m peut voler à une altitude de 4500 m durant 6 à 9 heures à 130 km.h^{-1}. Il est principalement destiné à des missions de surveillance sur des zones restreintes correspondant au rayon d'action d'une unité militaire. Parmi les drones tactiques, on trouve également les minidrones qui ont une envergure beaucoup plus réduite (~1 m) et sont beaucoup plus légers. Contrairement aux exemples précédents, ces types de drones sont voués à être embarqués par des hommes lors de missions. Concernant les drones déjà opérationnels, on peut citer le "T-Hawk" de *Honeywell* (figure 1.2 (b)) ne pesant que 8,4 kg et possédant une autonomie de 40 min. Il permet à des troupes isolées d'explorer des zones de combat.

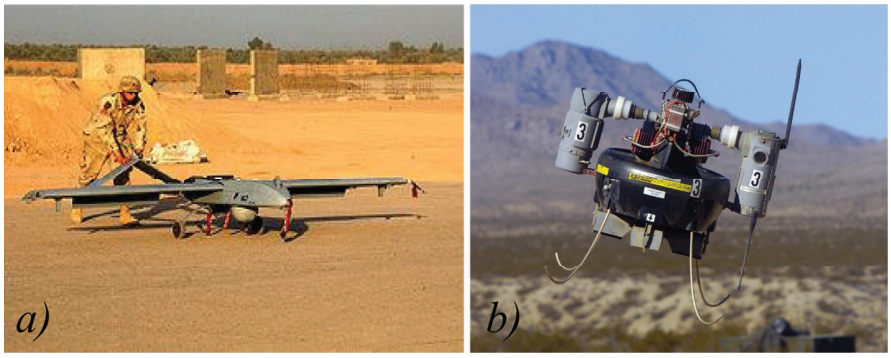


Figure 1.2: Exemple de drones tactiques et de leurs déploiements sur le théâtre d'opérations en Irak : à gauche, le "*RQ-7* shadow" [7]et à droite le "T-Hawk" de *Honeywell*[8]

L'étendue des missions réalisables par ces drones ne répond cependant pas à la totalité des problématiques militaires. En effet, la taille de ces drones macroscopiques ne les autorise pas par exemple à voler furtivement à très basse altitude, et donc à explorer des zones urbaines ou à s'introduire dans des bâtiments ou encore de voler au contact des populations.

[5] http://www.ga-asi.com/products/aircraft/index.php
[6] http://www.northropgrumman.com/
[7] http://www.aaicorp.com/products/unmanned/shadow
[8] http://aerospace.honeywell.com/markets/defense/unmanned-systems/2012/07-July/t-hawk

C'est pour répondre à cette problématique que de nombreux travaux se focalisent aujourd'hui sur la réalisation de drones aussi petits et discrets qu'une mouche. Ils offriraient une plus grande adaptabilité aux situations, nécessiteraient moins de logistique avec un coût financier réduit. Il faut ajouter à cela leur capacité d'embarquer différents types de capteurs les rendant très polyvalents. Nous pouvons ainsi imaginer, comme le suggèrent différents rapports de l'armée américaine [12,13], des NAVs s'introduisant dans une pièce afin d'y écouter les conversations et filmer la scène tout en transmettant ces informations à des opérateurs déportés. Ces capacités exploratoires pourraient également servir la sécurité civile, par exemple lors de situations dangereuses pour des sauveteurs telles que des zones d'éboulements ou de décombres dans lesquels un drone de la taille d'une mouche améliorerait considérablement la sécurité et l'efficacité des interventions. Leur utilisation en milieu urbain serait également utile à la surveillance du trafic et des manifestations. Elle permettrait ainsi d'observer les mouvements de foule ou encore de réaliser des missions en zones dangereuses telles que :

- L'aide au secours de personnes,
- l'inspection d'ouvrages,
- la sécurisation de zones industrielles,
- la détection de pollution.

En outre, ce large panel d'utilisation peut être décuplé en développant le vol en essaim. La notion d'essaim permet en effet à un groupe d'individus d'agir et de réfléchir dans un but commun. Nous pourrions ainsi imaginer une centaine ou un millier de drones pollinisant un champ entier dans les zones géographiques dépourvues d'insectes pollinisateurs. De la même façon, on pourrait envisager des groupes de drones quadrillant de façon concertée une zone sinistrée afin de retrouver des signes de vie le plus rapidement possible. Cela donnerait lieu également à des applications telles que :

- la sécurisation de lieux de transit et de concentration de population,
- la pollinisation artificielle,
- la cartographie,
- la surveillance de personnes.

Toutefois, la réalisation de ce type de drone soulève un certain nombre d'obstacles aussi bien conceptuels que technologiques induits principalement par la taille réduite de ces engins. En effet, à cette échelle, l'intégration d'éléments tels que la batterie, le moteur, la transmission, la commande, … représente un réel défi.

Afin de trouver des réponses à ces problématiques, différentes solutions sont envisagées. Certaines privilégient le vol à voilure fixe comme le "eBee" de *senseFly* employé pour réaliser des cartographies à basse altitude (figure 1.3 (a)). D'autres préfèrent le vol à voilure tournante comme le "Black Hornet" (figure 1.3(b)) utilisé par l'armée britannique et fabriqué par la société *Proxdynamics*. Enfin certains travaux s'orientent vers le vol battu comme c'est le cas d'*Aerovironment Inc.* qui fabrique le

"Hummingbird" (figure 1.3 (c)). Une présentation des différentes solutions envisagées pour la conception de MAVs et de NAVs est faite dans le paragraphe suivant.

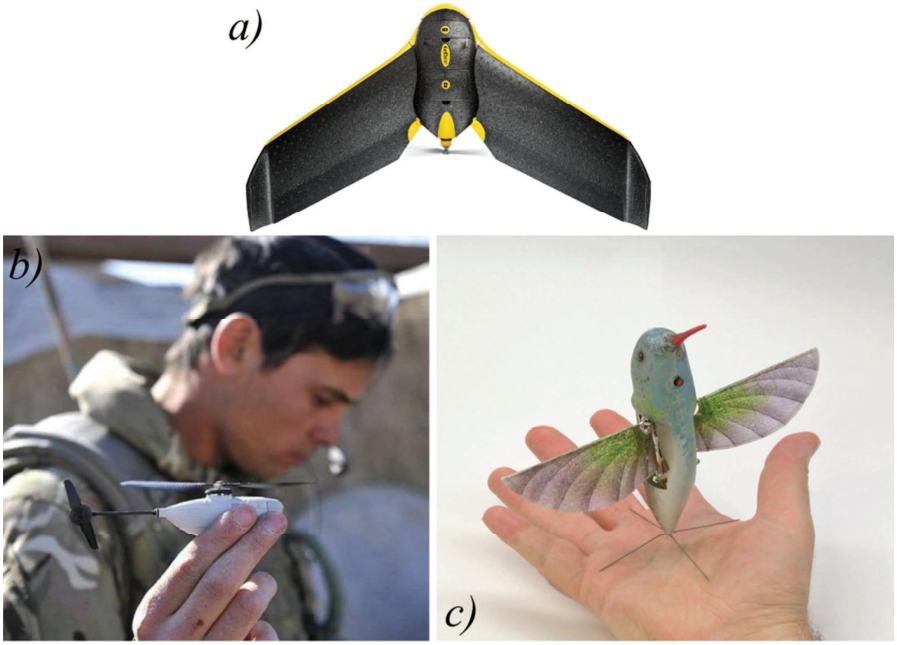


Figure 1.3: Illustration des différents types de locomotion utilisés dans les MAVs. a) Vue de dessus du "eBee" de *senseFly* d'une envergure de 96 cm capable de voler durant 45 minutes en autonomie[9]. b) Le "Black Hornet" ou PD-100-PRS d'une envergure de 12 cm et capable de voler durant 25 minutes en autonomie ou sous le contrôle d'un opérateur déporté[10]. c) Le "Hummingbird" développé par *Aerovironment Inc.* d'une envergure de 10 cm imite le vol du colibri pour soulever ses 19 g pendant 11 minutes [11]

II. Etat de l'art

La grande diversité des MAVs et des NAVs s'exprime avant tout dans le principe de propulsion. En effet, contrairement aux drones classiques, on discerne trois types de vol à cette échelle :

- **Le vol à voilure fixe** : Dans ce type de vol, généralement un moteur (propulseur, turbopropulseur, turboréacteur,…) met en mouvement le drone, créant ainsi un flux d'air qui en circulant autour des ailes génère à son tour sous certaines conditions d'angle et de vitesse (figure 1.4) une force verticale (portance) et une force horizontale opposée au mouvement (trainée). Ce type de propulsion permet d'atteindre des vitesses élevées sur de longues distances avec une capacité d'emport importante. Cependant, la manœuvrabilité des aéronefs à voilure fixe reste réduite et les interactions air/sol nécessitent un espace dégagé de taille importante.

[9] http://www.sensefly.com/fileadmin/user_upload/images/eBee-BROCHURE.pdf
[10] http://www.proxdynamics.com/products/pd_100_prs/
[11] http://www.avinc.com/resources/press_release/

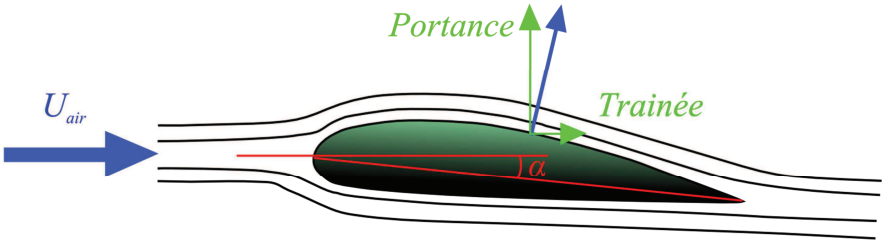


Figure 1.4: Principe de génération de portance des ailes fixes (resp. rotatives) dans un flux de vitesse U_{air} avec un angle d'incidence (ou angle d'attaque) α

- **Le vol à voilure tournante :** La création de la portance dans le cas des aéronefs à voilure rotative est fondée sur un principe similaire au précédent hormis que le flux d'air n'est pas généré par la mise en mouvement de l'engin mais par la mise en rotation des hélices. Ce type de vol offre l'avantage d'une grande maniabilité et la possibilité d'effectuer du vol stationnaire. Ces atouts en font une solution avantageuse pour les missions nécessitant des interactions air/sol dans des zones exiguës. Néanmoins, cette propulsion est très coûteuse en énergie, ce qui réduit l'étendue des zones d'intervention ainsi que la capacité d'emport. De plus, leur signature acoustique est très importante rendant ce moyen de propulsion peu discret.
- **Le vol à voilure battante ou vibrante :** Le vol à ailes battantes ou ailes vibrantes est lié à des phénomènes aérodynamiques très différents de ceux liés aux techniques de vols précédentes (figure 1.5). Cette aérodynamique particulière sera détaillée plus amplement dans le chapitre 4. Elle est prometteuse en termes de manœuvrabilité et de précision comme on peut l'observer au quotidien chez les insectes. Cependant, les difficultés rencontrées lors de la modélisation de ces phénomènes complexifient grandement la conception de ce type d'aéronef.

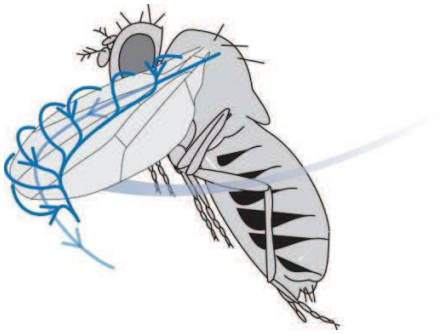


Figure 1.5: Schéma mettant en évidence une circulation complexe de flux autour de l'aile d'une mouche [14]

Au-delà des différences conceptuelles concernant le déplacement aérien, la diversité des prototypes d'objet volant s'exprime également au-travers d'une grande variété d'actionneurs, de systèmes de transmission, de matériaux et de technologies de fabrication. La large gamme de réponses apportée par les différents acteurs du domaine répond à la grande diversité de missions remplies par ces drones.

Nous nous proposons d'établir dans les paragraphes suivant pour les MAVs et les NAVs une liste des projets les plus aboutis et des avancées les plus significatives.

a. MAVs

La dénomination de MAV a été créée en 1997 par la DARPA. Le but de ce projet à visée militaire était de fournir aux États-Unis un avantage tactique aussi bien en combat urbain qu'en matière de renseignement à travers le développement de drones de très faibles tailles. Ces derniers devaient répondre à un grand nombre de problématiques sur des champs d'opération extrêmement diversifiés (champs dégagés, milieux confinés) requérant alors le développement de MAVs aux performances diverses. Ainsi, des recherches ont été menées par différentes équipes universitaires sur des prototypes très variés.

Les microdrones à ailes fixes sont les premiers nés des MAVs. Parmi ces nombreux engins, on peut citer notamment le "Black Widow" (figure 1.6 (a)) développé par *Aerovironement Inc.* qui est une aile volante d'une envergure de 15 cm et d'une masse totale de 56 g. Il possède un moteur électrique de 7 g alimenté par une batterie chimique (NiCd, NiMh ou Li) entraînant une hélice de 9,6 cm de diamètre. Cette batterie alimente également l'électronique de contrôle et une caméra de technologie CMOS. Les derniers essais réalisés avec ce prototype ont montré sa capacité à voler durant approximativement 30 minutes [15]. La figure 1.6 (b) illustre un obstacle majeur de la réalisation de MAVs et plus encore des NAVs. On y observe que le système de propulsion comprenant la batterie, le moteur, le système de transmission et l'hélice représente les 2/3 de la masse totale du prototype. Il est donc difficile d'envisager une augmentation de l'autonomie ou de la masse embarquée sans une réduction de la masse du bloc moteur – batterie.

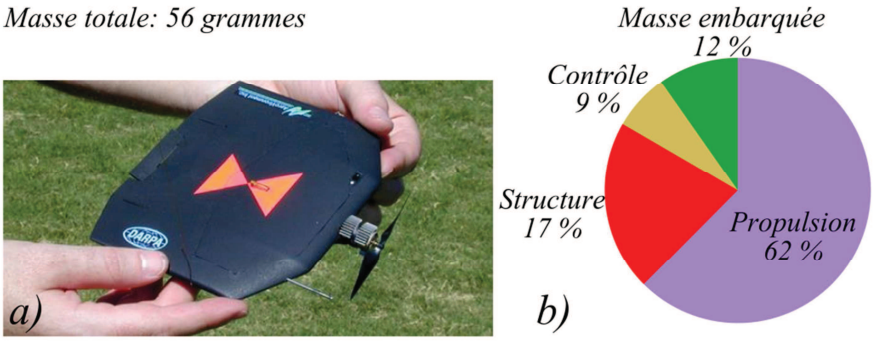


Figure 1.6: a) Prototype final du "Black Widow". b) Répartition massique des différents éléments du MAV [15]

Le "Microflyer" réalisé par l'École Polytechnique Fédérale de Lausanne (EPFL) est un autre représentant des MAVs à ailes fixes. Son architecture se rapproche de celle des avions macroscopiques comme on peut le voir sur la figure 1.7 (a).

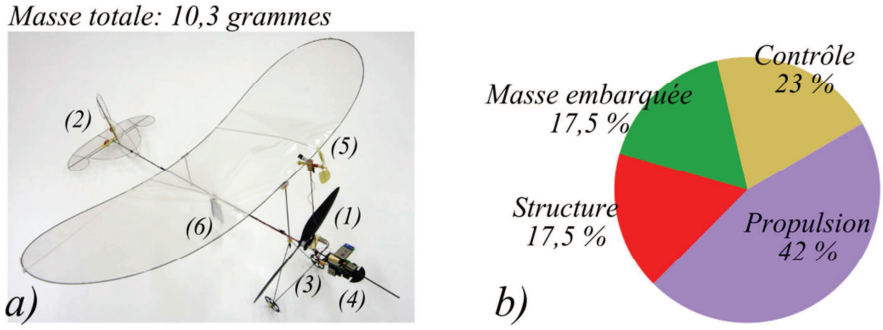


Figure 1.7: a) Présentation du prototype MC2 du Microflyer de l'EPFL d'une envergure de 36 cm, (1) moteur de 4 mm avec hélice en fibre de carbone, (2) gouverne commandée par deux électroaimants, (3) microcontrôleur avec liaison Bluetooth et micro-caméra ventrale avec gyroscope, (4) micro-caméra frontale avec gyroscope, (5) anémomètre et (6) batterie lithium polymère 65 mAh. b) Répartition massique des différents éléments du MAV décrit à partir des données de [16]

Il possède un système de contrôle très évolué comprenant plusieurs gyroscopes et caméras ainsi qu'un anémomètre qui commande deux gouvernes actionnées par de systèmes électromagnétiques lui donnant la possibilité de se mouvoir à une vitesse réduite de 2,4 $m.s^{-1}$. Son système de navigation allié à cette vitesse réduite doit lui permettre de se mouvoir dans des espaces clos. Néanmoins, même à vitesse réduite, il parait compliqué pour un engin d'une envergure de 36 cm, incapable de vol stationnaire, de se déplacer avec précision dans un environnement exigu.

Afin de réaliser des missions en milieux confinés, il est donc nécessaire que les drones possèdent la capacité de réaliser du vol stationnaire. Dans ce but, des drones à voilure tournante ont été envisagés et réalisés. Parmi les prototypes les plus aboutis, citons le "PD-100" de *Proxdynamic* (figure 1.8 (a)) d'une envergure de 12 cm et d'une masse de 16 g. Il est capable de voler 20 minutes dans un périmètre de 1 km autour de l'opérateur en fournissant des images et des vidéos en direct. De plus, au regard de son autonomie et de sa vitesse maximale de 10 $m.s^{-1}$, il présente des performances similaires à celles exhibées par les MAVs à ailes fixes.

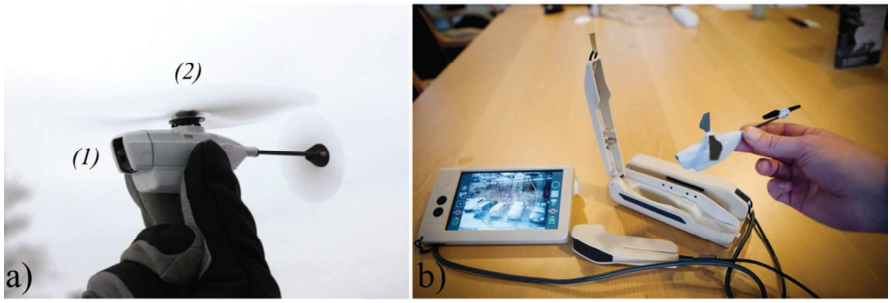


Figure 1.8: Le "PD-100" de *Proxdynamic*, a) Illustration du prototype: (1) micro-caméra embarquée, (2) rotor principal de 12 cm de diamètre[12] b) Kit complet de 1kg permettant de manœuvrer le MAV sur le terrain [12]

Afin de manœuvrer ce drone, une base mobile d'une masse de 1 kg est nécessaire (figure 1.8(b)). Elle dispose d'un écran qui retransmet à l'opérateur ce que filme le drone. Soulignons ici le fait d'une part que ce MAV équipe déjà les forces armées norvégiennes et d'autre part qu'il représente une version nettement améliorée des hélicoptères radiocommandés qui inondent le marché sous forme de jouet. Il est indéniable que ce drone, et plus généralement les MAVs à voilure tournante, offrent des caractéristiques propres au vol en milieu confiné. Néanmoins, comme indiqué au début du paragraphe *1.II*, ce mode de propulsion produit une signature acoustique forte le rendant très peu discret et donc peu utilisable lors de missions d'espionnage.

Le vol à ailes battantes ou vibrantes apparaît comme étant une alternative prometteuse au vol à ailes tournantes. En effet, le vol des insectes nous montre quotidiennement les capacités de ce mode de locomotion lorsqu'il s'agit de voler avec précision en milieu confiné. Cependant, à la différence des deux précédents modes de vol, il ne résulte pas de la miniaturisation d'aéronefs étudiés et théorisés depuis des décennies, le vol battu étant réservé au règne animal. Pour mieux comprendre la mécanique et l'aérodynamique du vol des insectes (voir paragraphe *4.I.a*), les chercheurs et les ingénieurs se sont tournés vers les travaux développés par les biologistes [5,17–19] notamment sur les insectes volants ou les colibris.

Parmi les prototypes à ailes battantes (ou vibrantes), on peut citer l'Université de Delft qui a réalisé un micro-drone à aile battantes, le Delfly Micro. Celui-ci a une envergure de 10 cm pour une masse de 3 g. Il utilise 4 ailes faites de membranes en Mylar renforcées par des veines en fibre de carbone (figure 1.9(a)). Celles-ci sont actionnées par un moteur électrique sans balais via un système bielle-manivelle, et produisent alors des battements d'une amplitude de 48° à une fréquence allant de 10 à 14 Hz [20]. Le contrôle du drone est réalisé par la combinaison de la caméra et d'un système de traitement des images lui permettant de se diriger et d'éviter les obstacles. Pour le manœuvrer, les gouvernes de direction et de profondeur sont contrôlées par des actionneurs électromagnétiques. La batterie utilisée (30 mAh lithium

[12] Proxdynamic http://www.proxdynamics.com/products/pd_100_prs/

polymère) pèse 1 g et représente 33 % de la masse totale du prototype (figure 1.9 (b)). Les résultats obtenus sont très prometteurs aussi bien au niveau aérodynamique que du contrôle [21], cependant l'autonomie du drone (~ 3minutes) est encore extrêmement faible, ce qui ne permet pas d'envisager une utilisation opérationnelle pour le moment.

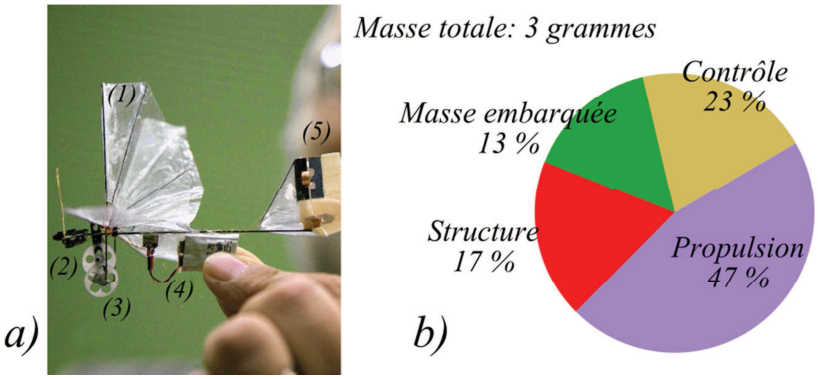


Figure 1.9: Présentation du "DelFly Micro": a) vue générale présentant ses différents constituants : (1) ailes en Mylar renforcées par des fibres de carbone, (2) caméra embarquée, (3) système bielle-manivelle et roue dentée permettant de fournir le mouvement adéquat, (4) actionneur et batterie et (5) gouvernes de profondeur contrôlées par des actionneurs électromagnétiques[13]. b) Leurs répartitions massiques

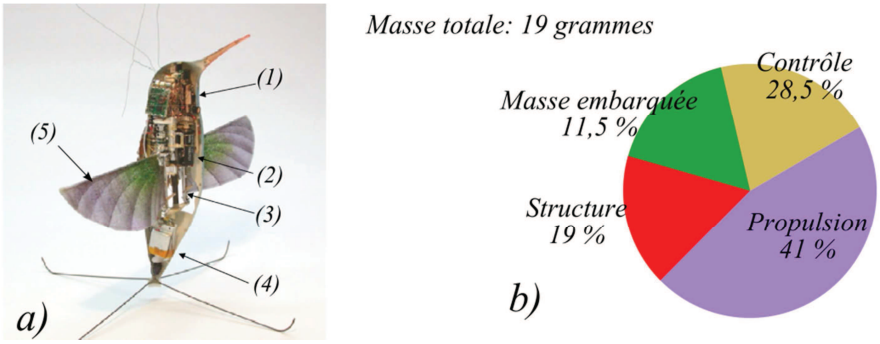


Figure 1.10: Présentation du "Hummingbird": a) vue générale présentant ses différents constituants : (1) Système électronique de calcul et de contrôle, (2) moteur et système de transmission, (3) mécanisme de modulation du mouvement, (4) batterie, (5) ailes [22]. b) Répartitions massiques des différents composants.

Si l'on consulte la littérature sur le sujet, le MAV à ailes battantes qui a à ce jour les performances les plus impressionnantes est le "Hummingbird" de la société *Aerovironement inc.* (figure 1.10 (a)). Ce drone pèse 19 g pour une envergure de 16,5 cm. Il peut réaliser des vols de 11 minutes en couplant des phases de vol stationnaire et de vol à une vitesse d'avance maximale de 6,7 $m.s^{-1}$. Sa masse est répartie (figure 1.10 (b)) entre différents modules. Le bloc propulsion, composé du moteur électrique et de la batterie a une masse prépondérante ~7,8 g. Des vols de démonstrations ont mis en évidence sa capacité à voler aussi bien en extérieur qu'en intérieur. Néanmoins, comme pour le "DelFly" l'autonomie de ce prototype (~11min) est trop faible pour être utilisé en milieu opérationnel pour l'instant.

[13] http://www.delfly.nl/?site=DIII&menu=&lang=en

En conclusion, ce rapide exposé des différents types de MAV montre clairement les limitations et les points forts de chaque mode de locomotion: si les drones à voilure fixe souffrent d'une très faible maniabilité qui les borne à des utilisations extérieures, les MAVs à voilure battantes (i.e. vibrantes) quant à eux exhibent une autonomie très faible dont la cause est certainement un faible rendement aérodynamique. En effet, comme cela sera présenté dans le chapitre 4, la structure et la cinématique des ailes des insectes est plus complexe que celles décrites par les ailes de nos prototypes. Il apparaît que les MAVs à voilure tournante sont actuellement et à cette échelle, le meilleur compromis entre maniabilité et autonomie.

b. NAVs

Les NAVs sont plus petits, plus légers et sont destinés à des rayons d'action plus faibles que les MAVs présentés ci-dessus. Leurs performances les éloignent ainsi de certaines missions que peuvent remplir les microdrones et les spécialisent vers des missions en intérieur. Nous pourrions ainsi très bien imaginer ces drones explorant l'intérieur d'un appartement tout en enregistrant du son, des images ou même en transportant un gaz anesthésiant pour faciliter une intervention humaine. Des applications civiles telles que l'exploration à l'intérieur des décombres d'un immeuble ou des conduites d'une centrale nucléaire seraient envisageables. Néanmoins, les dimensions et la masse de ces drones imposent des contraintes technologiques très importantes sur leurs conceptions. Différentes solutions ont donc été imaginées, et même si certaines n'ont pas abouti, d'autres affichent des performances très prometteuses.

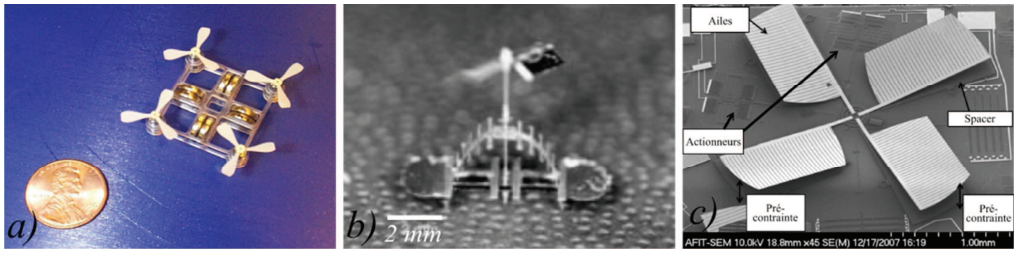


Figure 1.11: a)Mesicopter développé à l'université de Stanford [23], b) NAV à voilure tournante développé par *Miki et al* alimenté par un champ électromagnétique externe [24], c) vue au microscope électronique à balayage (MEB) du prototype développé par *Chabak et al* [25]

Parmi les solutions à voilure tournante qui ont abouti, on peut citer le "Mesicopter" issu des travaux de *I. Kroo et al.* Ce prototype mis au point à l'Université de Stanford (figure 1.11 (a)) a une envergure inférieure à 3 cm et une masse de quelques grammes [23]. De plus, il est capable de décoller. Notons néanmoins, que les travaux de cette équipe de recherche se sont arrêtés très rapidement pour être réorientés vers des aéronefs d'une taille supérieure.

Miki et al [24] ont également proposés un NAV à voilure tournante capable de voler (figure 1.11 (b)). Il est mis en mouvement grâce à un champ magnétique externe qui actionne des pales de 2,5 mm entre 300 à 500 Hz permettant ainsi de soulever ses 3,5 mg. Parmi les réalisations employant les technologies

microsystèmes, on peut citer le NAV à voilure tournante conçu par *Chabak et al* [25] à l'*Air Force Institute of Technology (AFIT)* à l'aide de la technologie de fabrication PolyMUMPS® (figure 1.11 (c)). Cependant, la réalisation technologique des prototypes et la complexité du système d'actionnement ont posés un grand nombre de problèmes qui ont empêché la mise en action des ailes.

De nombreuses tentatives ont vu le jour pour les prototypes à ailes battantes (ou vibrantes). On peut en particulier citer les travaux de *Arai et al* [26] (figure 1.12 (a)), de *Coleman et al* [27] (figure 1.12 (b)) ou encore ceux du MFI [28] imaginés à l'université Berkeley (figure 1.12 (c)). Si l'ensemble de ces travaux est riche en termes de solutions, pour l'actionnement notamment, aucun n'a eu la maturité suffisante pour permettre au prototype de voler.

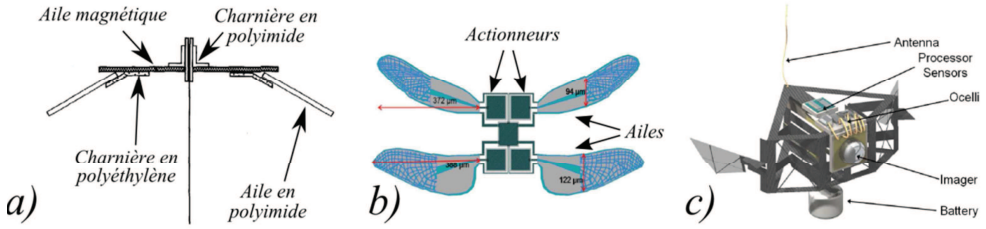


Figure 1.12: a) NAV à aile battante développé par *Arai et al.* utilisant un actionnement électromagnétique externe [26], b) prototype conçu par *Coleman et al* [27], chaque aile est faite de silicium et d'or et est actionnée par dilatation thermique, c) vue d'artiste du MFI de Berkeley[14]

Ce n'est que quelques années plus tard sous l'impulsion de *R.J. Wood* dans le projet "Robobee" au Laboratoire de Micro robotique de l'Université de Harvard qu'enfin un prototype de la taille d'un insecte (figure 1.13 (a)) a réussi à décoller verticalement [29]. Pour cela, ce chercheur s'est grandement inspiré des concepts développés au cours du projet MFI. Les travaux entrepris autour de ce projet sont nombreux et couvrent un ensemble de thématiques très vaste en s'appuyant sur des moyens humains et financiers conséquents. Ainsi des investigations ont été réalisées sur la structure, sa réalisation technologique [28,30,31], la cinématique des ailes [32,33], l'actionnement [28,34–36]. Ces efforts qui s'étalent sur une dizaine d'années de recherche ont permis il y a 6 ans de démontrer une création de portance suffisante pour faire décoller le drone [29]. Depuis les travaux se sont concentrés sur le contrôle du drone et la démonstration d'un vol de quelques secondes stabilisé a été faite tout récemment [37].

[14] http://robotics.eecs.berkeley.edu/~ronf/MFI/artist.html

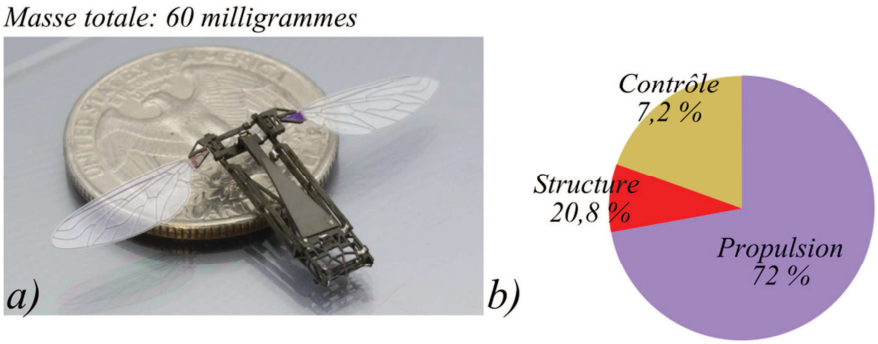


Figure 1.13: Prototype de *Wood et al* [15][38], a) vue générale du prototype, b) Répartition massique des différents composants

Il est important de souligner ici que le système de propulsion représente quasiment 75 % de la masse du prototype sans la source d'énergie (figure 1.13 (b)). Or comme nous avons pu le voir sur les MAVs, les sources d'énergie possèdent encore des masses très grandes, ce qui risque d'augmenter encore plus la prépondérance du bloc de propulsion dans la répartition massique. De plus, lorsque l'on compare cette répartition massique avec celle de la mouche Drosophile (*Drosophila Melanogaster*), d'une envergure comprise entre 5 et 6,5 mm et d'une masse totale de 800 µg (figure 1.14 (a)), on observe en effet que la répartition massique est bien différente de celles des drones présentés précédemment (figure 1.14 (b)): les muscles principaux qui fournissent la puissance aux ailes ne représentent que 30 % de la masse totale de la mouche (soit 240 µg) ce qui est bien inférieur aux 72 % de l'actionneur piézoélectrique dans le prototype de *Wood et al*.

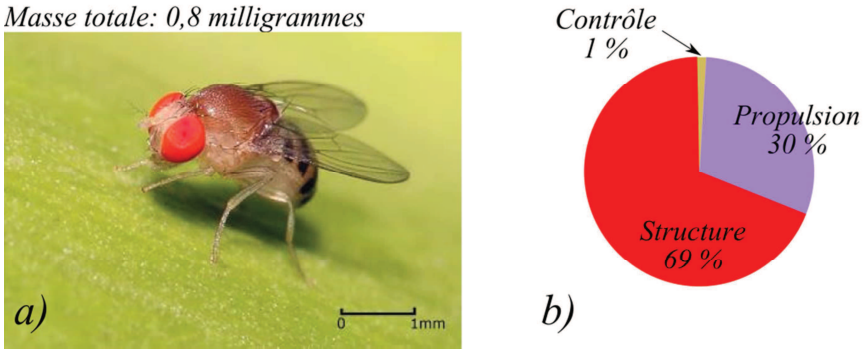


Figure 1.14: a) Image d'une drosophile (*Drosophila Melanogaster*)[16] et b) la répartition massique

[15] http://micro.seas.harvard.edu/
[16] http://insolitanaturaleza.blogspot.fr/2013/06/mosca-del-vinagre-o-mosca-de-la-fruta.html

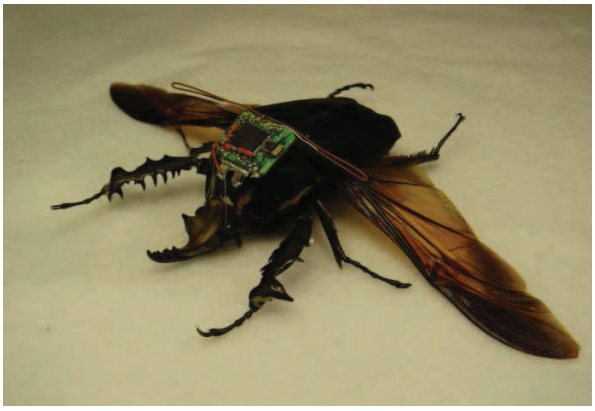


Figure 1.15: Puce implantée sur le thorax d'un scarabée *Mecynorhina* [39]

Toutes les approches précédemment présentées pour les NAVs (à ailes battantes) consistent à tenter d'imiter ou de s'inspirer des insectes volants afin de réaliser un nano-robot. *Sato et al* au sein de l'université du Michigan [39] proposent une démarche inverse: si l'on part du constat que l'insecte existe et qu'il dispose non-seulement du moyen de propulsion adéquat pour se mettre en mouvement et soulever une charge utile, mais aussi de sa propre source d'énergie, l'idée qui en résulte est d'obliger l'insecte à se soumettre à la volonté humaine. Dans ce sens, des électrodes sont implantées dans la larve de l'insecte et une fois adulte, une micro-puce est placée sur son thorax et est connectée à ces électrodes (figure 1.15) autorisant alors un contrôle partiel de la trajectoire de l'insecte. Cette méthode comporte de nombreux avantages et peu d'inconvénients. Parmi ces derniers, nous pouvons toutefois citer la durée de vie de l'insecte et le côté éthique de la méthode.

L'ensemble des travaux réalisés jusqu'ici nous amène à la conclusion que le développement d'un insecte artificiel passera nécessairement par la résolution de plusieurs challenges : d'une part, la question du stockage de l'énergie est ici fondamentale puisque la source étant embarquée, elle doit à la fois être légère, petite et renfermer un maximum d'énergie. D'autre part, les prototypes doivent reproduire une cinématique adaptée, cependant l'aérodynamique à ces échelles est encore très mal connue et les prototypes souffrent donc d'un rendement extrêmement faible. Ces deux points doivent donc guider notre démarche de conception.

III. Concepts choisis pour l'OVMI

Comme souligné précédemment, il existe des obstacles technologiques et conceptuels interdépendants à la réalisation d'un insecte artificiel. Le challenge principal est de reproduire la cinématique complexe des ailes d'insecte avec le meilleur rendement possible afin de sauvegarder la réserve en énergie chimique ou électrique. La propulsion doit donc être la plus efficace possible. C'est pourquoi différents concepts originaux ont été intégrés au prototype que nous souhaitons développer.

En particulier, nous avons choisi d'utiliser le ***phénomène de résonance*** comme amplificateur naturel afin que les ailes fournissent de grands débattements. De plus, pour être capable soulever son propre poids et

voler de façon stationnaire, le prototype devra avoir un mouvement inspiré de celui des insectes (voir paragraphe *4.I*). Différentes études [40–42] analysent et étudient encore ce mouvement particulier pour le comprendre, néanmoins, un des enseignements essentiels de ces études est que l'aile de l'insecte se tord passivement grâce à ses propriétés mécaniques singulières (voir chapitre 4). Ce phénomène de ***torsion passive*** doit donc dans un deuxième temps également être intégré à notre prototype. Enfin, un autre parti pris de ce projet concerne la fabrication du prototype. On choisit ici de privilégier l'utilisation des ***technologies MEMS*** (*Micro-Electro-Mechanical System*) en vue de réaliser des systèmes avec une grande précision en fabrication collective. Autre avantage non-négligeable, cette technologie est compatible avec l'hybridation des matériaux et l'intégration de composants microélectroniques.

a. Phénomène de résonance

Travailler à la résonance d'un système mécanique permet non-seulement un échange entre l'énergie cinétique et l'énergie potentielle, mais également une amplification du mouvement bien supérieure à celle obtenues aux autres fréquences. La figure 1.16 met en évidence ce phénomène pour une poutre encastrée lorsqu'une force sinusoïdale F est appliquée à son extrémité. Ses amplitudes de déplacement z (figure 1.16 (b)) varient en fonction de la fréquence d'actionnement et atteignent un maximum pour la fréquence f_r qui correspond à la fréquence de résonance du système.

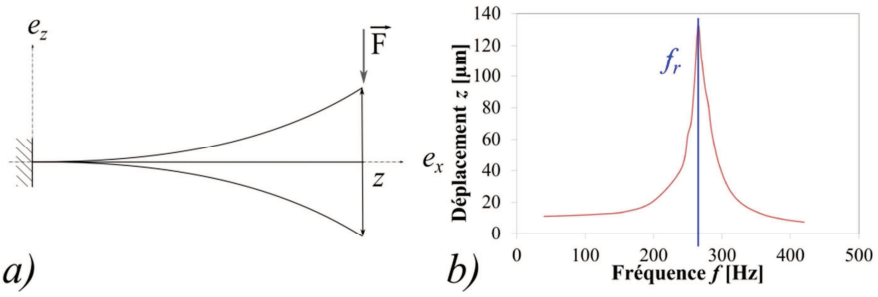


Figure 1.16: a) vue de principe du système, b) Courbe amplitude/fréquence mettant en évidence le phénomène de résonance

De plus, lorsque le régime est établi, il suffit pour assurer le mouvement et compenser les pertes de fournir un effort impulsionnel à une fréquence multiple de cette fréquence de résonance f_r. Pour rappel, cette fréquence est généralement dépendante du matériau utilisé ainsi que des caractéristiques géométriques de l'oscillateur. Si l'on prend de nouveau comme exemple une poutre, on remarque que la fréquence de résonance croît avec la diminution de la taille du système d'après l'équation 1.1.

$$f_r = \frac{h}{4\pi L^2}\sqrt{\frac{E}{\rho}} \tag{1.1}$$

où h représente l'épaisseur de la poutre, E le module de Young du matériau utilisé, ρ sa masse volumique et L sa longueur.

Ce phénomène n'est toutefois pas propre aux systèmes mécaniques, puisque l'on observe des résonances dans la plupart des systèmes oscillants. Parmi ceux-ci, on peut citer notamment les lasers, les instruments à vent ou les radios qui fonctionnent respectivement grâce aux phénomènes de résonance acoustique, optique et électrique. L'utilisation d'un système vibrant est d'autant plus intéressante que les pertes énergétiques dans les transmissions sont d'autant plus conséquentes que le système est petit. Ainsi, la résonance est largement utilisée dans de nombreux domaines des microtechnologies et microsystèmes pour réaliser des capteurs ou des actionneurs.

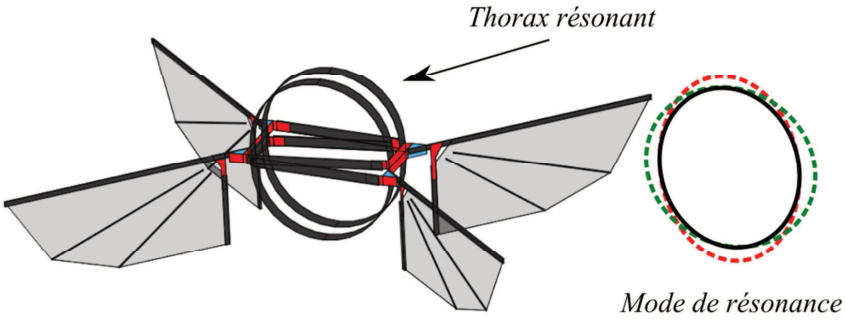


Figure 1.17: Prototype de *Bolsman et al* mettant en évidence l'actionnement résonant du thorax [43]

C'est d'ailleurs cette voie qui a été privilégiée par *Bolsman et al* [43] pour la réalisation de leur NAV. Ils utilisent en effet le phénomène de résonance du thorax de leur prototype pour amplifier le mouvement transmis aux ailes (figure 1.17). Cette solution n'est cependant pas envisageable dans notre cas car la fréquence de résonance de l'actionneur utilisé est supérieure à celle des ailes et donc n'amplifierait pas le mouvement des ailes de façon significative. C'est la raison qui nous a conduit à travailler plutôt à la résonance des ailes.

b. Torsion passive

Lorsque l'on analyse le battement des ailes d'insecte on remarque que celui-ci n'est pas uniquement constitué d'un mouvement de flexion, mais qu'il est associé à un mouvement de torsion (ou gauchissement) autour de son bord d'attaque (figure 1.18). Cette cinématique est selon de nombreux travaux extrêmement bénéfique à la création de portance [44,45] puisqu'elle donne lieu à des effets aérodynamiques instationnaires (voir paragraphe *4.I.a.ii*) engendrant d'importants surplus de portance [46]. Afin de recréer ce mouvement, différentes solutions incluant de complexes systèmes de transformations du mouvement ont été envisagées [28,29,47]. Malheureusement, ces derniers représentent des sources de pertes énergétiques, or à cette échelle il est primordial d'utiliser l'énergie le plus efficacement possible. Il est donc préférable d'éviter de créer cette torsion de façon active à l'aide d'actionneurs, mais au contraire de l'obtenir de façon passive, c'est-à-dire en même temps que le mouvement de flexion. Cela nécessite de trouver une géométrie et une répartition massique de l'aile

adaptées (voir paragraphe *4.III.b*) comme cela a été démontré successivement par *Dargent et al* [48] puis par *Tanaka et al* [49].

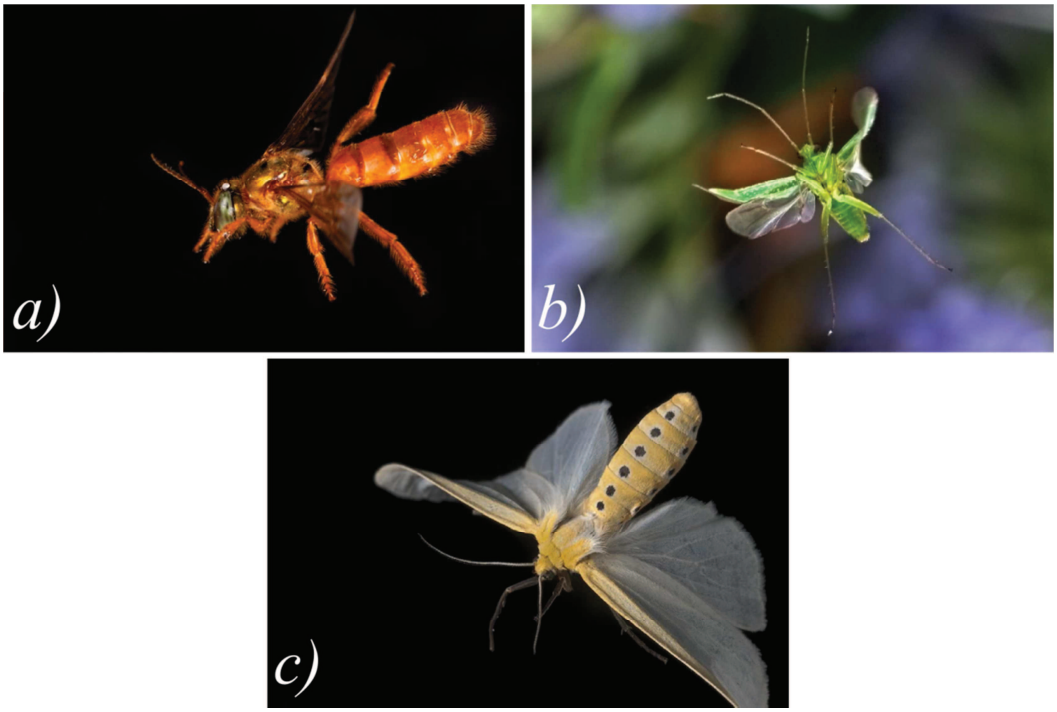


Figure 1.18: Mise en évidence de la déformation des ailes d'insectes chez différentes espèces[17], a) Coléoptère, b) Sauterelle verte, c) *Moth Cycnia tenera*

c. Utilisation des technologies MEMS

Du point de vue de la réalisation, le principal problème réside dans l'échelle de travail, puisque l'envergure du NAV doit être similaire à celle des insectes et donc être comprise entre 3 cm et quelques centaines de micromètres. On constate très rapidement que les technologies classiques telles que les techniques horlogères, le découpage laser ou le moulage ne sont *a priori* plus appropriées pour de la fabrication collective à cette échelle. En revanche, les technologies MEMS semblent mieux adaptées pour répondre à cette diminution d'échelle. Tout d'abord, les systèmes de taille micrométrique peuvent être fabriqués de façon collective à l'aide de ces technologies, ce qui est un très net avantage aussi bien en termes de coût que de reproductibilité. Ensuite, ces techniques devraient faciliter l'intégration de composants microélectroniques tels que des accéléromètres, des gyroscopes et des microcontrôleurs qui seront nécessaires afin de réaliser des vols autonomes.

C'est donc cette que nous avons privilégié, en choisissant un matériau directement issu des technologies microsystèmes c'est-à-dire, les résines de la série *SU-8 2000 Permanent Epoxy Resists*.

---

[17] Copyright Linden Gledhill, http://www.flickr.com/photos/13084997@N03/sets/72157610450102014/

IV. Présentation du prototype OVMI

Les concepts sont choisis, il convient maintenant de présenter le prototype réalisé au sein de l'IEMN. Celui-ci est illustré à la figure 1.19 et sa principale caractéristique provient de l'utilisation de technologies MEMS pour sa fabrication et du choix de travailler avec des ailes vibrant à leur fréquence de résonance. Sa répartition massique est donnée à titre indicatif afin d'être comparée à celle de la Drosophile.

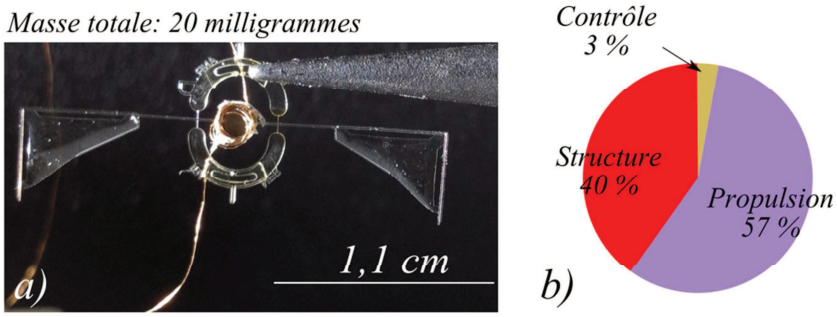


Figure 1.19: Prototype de l'OVMI, a) vue générale du prototype, b) Répartition massique des différents composants

Si l'on analyse maintenant le schéma de la figure 1.20, on peut noter que le prototype est actuellement constitué de deux éléments: un actionneur électromagnétique d'une part, et d'une structure en résine SU-8 comprenant les ailes, le thorax, le tergum et les liaisons d'autre part.

Pour réaliser l'actionneur électromagnétique, on utilise une bobine et un aimant. La bobine, qui doit rester fixe, est collée au thorax tandis que l'aimant est fixé sur le tergum. Au passage d'un courant alternatif dans la bobine, l'aimant est mis en mouvement par la force de Laplace et entraîne la déformation des ailes.

A l'heure actuelle, il manque encore un certain nombre de constituants pour pouvoir réaliser des vols autonomes comme par exemple la source d'énergie et le système de contrôle. L'intégration de ces éléments nécessite au préalable de disposer de solutions adéquates. Ces solutions existent en partie sur les différents MAVs décrits au paragraphe *1.II.a* et en particulier sur le "Delfly Micro" et le "Hummingbird", il s'agira donc de les adapter à notre prototype. Cette adaptation passera certainement par la disparition des boîtiers encapsulant les composants, au profit d'une hybridation des composants avec la structure ainsi que par leurs miniaturisations.

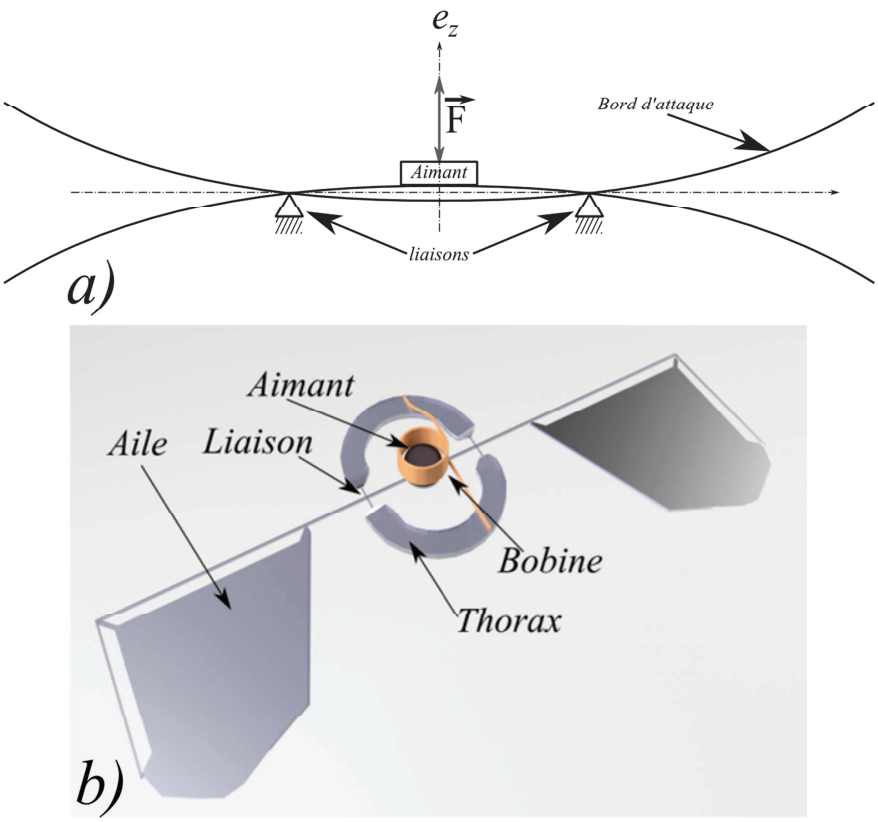


Figure 1.20: a) Représentation schématique du prototype, b) Vue de principe montrant le prototype OVMI

Si l'on considère la source d'énergie, on s'aperçoit très vite que la problématique du stockage de l'énergie est fondamentale. Il est en effet essentiel de trouver une batterie possédant une densité de puissance ($W.kg^{-1}$) suffisamment importante afin de fournir le maximum d'énergie au prototype tout en minimisant la masse embarquée. Ces technologies ne sont pas forcément transposables à notre échelle de travail sans d'énormes pertes d'efficacité, cependant plusieurs solutions peuvent être envisagées :

- **Micro-batterie :** Elles fonctionnement sur le même principe que celui de la batterie classique, cependant les procédés de fabrication utilisés permettent des structurations intéressantes qui augmentent notoirement la surface spécifique d'échange entre les électrodes donnant lieu à l'obtention de performances prometteuses.
- **Super condensateur :** Les super condensateurs sont des dispositifs de stockage de l'électricité constitués de deux électrodes, généralement identiques, séparées par un électrolyte. Comme les accumulateurs, ce sont des systèmes rechargeables. Leurs performances ne permettent pas d'envisager le stockage de grandes quantités d'énergie.
- **Micro-pile à combustible :** Une pile à combustible produit de l'électricité par la réaction chimique d'oxydation sur une électrode d'un combustible réducteur (le méthanol est couramment utilisé) simultanément à la réduction sur l'autre électrode d'un oxydant. Au cours de cet échange de proton, une circulation d'électron permet de générer un courant comme cela est illustré à la

figure 1.21 (a). Un des avantages principaux des micro-piles à combustible est de pouvoir stocker trois fois plus d'énergie qu'une batterie classique. Néanmoins, la réalisation de tels systèmes à l'échelle micrométrique n'est pas aisée dans la mesure où pour obtenir des systèmes rechargeables, il est nécessaire de faire circuler des fluides dans des microcanaux. Bien que cette technologie soit prometteuse, de nombreux verrous doivent encore être surmontés. Soulignons toutefois que des travaux récents de *A. Kamitani et al* [50] menés à l'IEMN ont déjà permis de réaliser des micro-piles à combustible de 18,6 mm^3 pour une masse de 35,6 mg (figure 1.21 (b)).

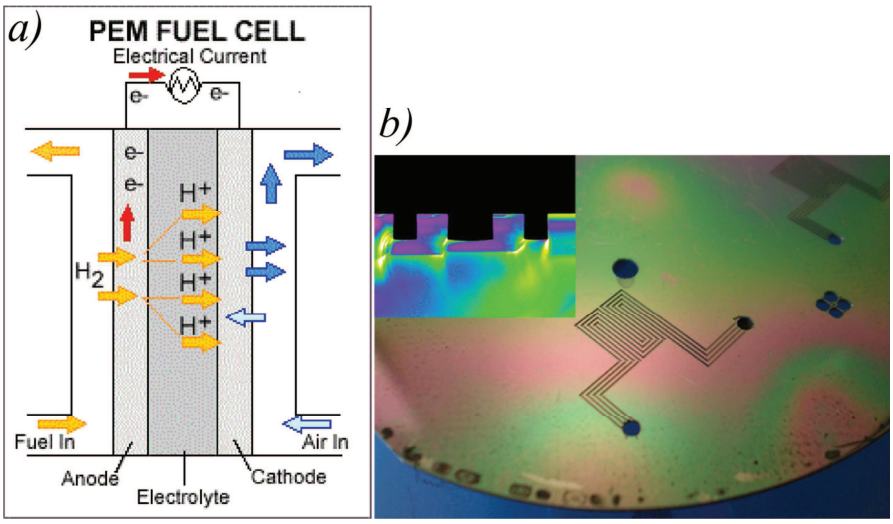


Figure 1.21: a) Vue de principe d'une pile à combustible[18]. b) Vue de la cathode du système mis au point par *A. Kamitani et al* [51]

De nombreux travaux prouvent ainsi la faisabilité de micro source d'énergie embarquée, en revanche aucun système ne possède aujourd'hui une maturité suffisante pour une intégration à court terme.

Le contrôle des NAVs à ailes battantes est également primordial afin de réaliser les missions décrites au paragraphe *1.1*. Néanmoins, ce contrôle nécessite d'une part d'avoir au préalable un modèle suffisamment robuste et représentatif du drone pour déterminer les lois de régulation et d'autre part, de disposer des capteurs et des actionneurs adéquats pour permettre leur intégration au sein du prototype.

Si l'on regarde ce qui se fait actuellement dans la littérature, deux catégories de modèles émergent:, le premier type repose sur les lois fondamentales de la dynamique associées à un modèle aérodynamique simplifié de l'aérodynamique des insectes[52–54]. Ces modèles négligent généralement le moment généré par le mouvement sur le corps. Contrairement au premier type de modèle, le second type de modèle prend en compte ces interactions en se basant sur des modélisations "multi-corps" [55], [56]. Dans ce cas, la mise en place du modèle devient rapidement complexe et coûteuse en temps de calcul. Les lois de régulation qui en découlent doivent être adaptées à une commande non-linéaire. Au-delà de la

[18] http://en.wikipedia.org/wiki/Proton_exchange_membrane_fuel_cell

modélisation, le contrôle requiert de trouver des capteurs adaptés à notre application. Les technologies MEMS permettent de fabriquer aussi bien des accéléromètres que des gyroscopes de tailles compatibles avec celles des NAVs. Par exemple, la figure 1.22 présente un accéléromètre de 400 x 400 μm^2 mis au point par *M.H. Tsai et al* [57], ainsi qu'un gyroscope d'une taille comparable réalisé par *Traechtler et al* [58]. Même si de grandes avancées ont été réalisées dans ce domaine, il semble encore être trop tôt pour pouvoir proposer un système complet pour le NAV.

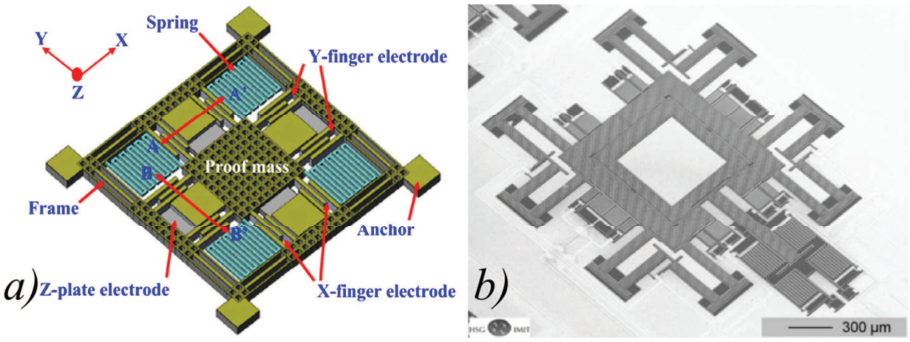


Figure 1.22: a) Schéma de principe de l'accéléromètre tri-axe conçu par *Tsai et al* [57], b) Vue au microscope électronique du gyroscope tri-axe fabriqué par *Traechtler et al* [58]

En résumé, les travaux dans le cadre de cette thèse se focalisent sur les éléments de la chaîne de puissance en vert sur la figure 1.23, c'est-à-dire l'actionneur, le système de transmission et les ailes. En ce qui concerne le système de commande et la source d'énergie, il conviendra de suivre attentivement toutes les avancées réalisées dans ces domaines à l'échelle des NAVs.

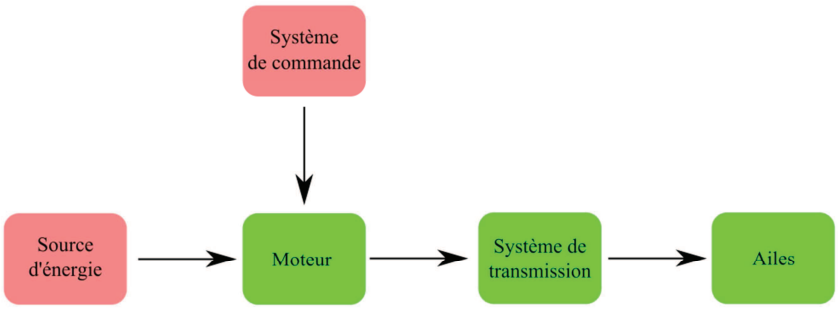


Figure 1.23: Schéma de principe des éléments constitutifs d'un NAV, les éléments verts sont au centre de ces travaux

Conclusion

Dans ce chapitre, un état de l'art sur les MAVs et les NAVs a été effectué. Bien que plusieurs équipes de recherche travaillent actuellement sur ce sujet, seuls quelques prototypes de MAVs sont opérationnels à ce jour, ce qui n'est pas le cas des NAVs. Nous nous sommes donc attachés dans un premier temps à présenter et décrire les particularités des MAVs puis nous nous sommes intéressés dans un deuxième

temps au "Robobee" qui est aujourd'hui le NAV le plus avancé. Nous en sommes arrivés à la conclusion que les problématiques liées à l'intégration des composants électroniques, l'ajout de capteurs ou d'actionneurs supplémentaires, la prise en compte de la commande ou l'autonomie énergétique restent à l'échelle des NAVs sans réelles réponses aujourd'hui.

Suite à cette analyse, nous avons rappelé les concepts et innovations proposés dans le cadre du drone OVMI développé au sein de l'IEMN. En particulier, nous avons insisté sur d'une part la nécessité pour ce prototype à ailes vibrantes d'utiliser la résonance et la torsion passive des ailes pour créer une portance suffisante. D'autre part, nous avons justifié le choix de la technologie microsystèmes puisqu'elle permet non seulement une fabrication simple et bas coût mais également une co-intégration ou une hybridation aisée de composants électroniques (microcontrôleur,…) et de capteurs (accéléromètre tri-axe…).

Chapitre 2: Actionnement

L'actionneur a pour fonction de transformer l'énergie électrique stockée en un mouvement mécanique transmissible aux ailes. Différents types de micro-actionnement peuvent être envisagés selon l'effet physique désiré comme cela sera explicité dans la première partie. Aussi, chacun des actionneurs sera évalué en fonction des contraintes particulières propres à l'application, en prenant en compte les problèmes de mise en œuvre technologique, de simplicité d'utilisation et d'adaptation à nos expérimentations.

Après analyse des différentes solutions, notre choix s'est porté sur un actionneur électromagnétique constitué d'une bobine et d'un aimant : les concepts et les phénomènes physiques liés à son fonctionnement seront détaillés dans une deuxième partie. Cette partie sera également dédiée au pré-dimensionnement de l'actionneur, l'application visée nécessitant un certain nombre de compromis sur ses caractéristiques que ce soit en termes de masse, d'efficacité ou de taille. En premier lieu seront présentées les études qui permettent de définir les limites dimensionnelles de l'aimant principalement d'un point de vue magnétique et mécanique, puis le dimensionnement de la bobine en tenant compte des aspects électrique et thermique sera traité. Par la suite, une étude de l'architecture globale de l'actionneur sera réalisée afin de déterminer une position privilégiée de la bobine par rapport à l'aimant ainsi qu'un nombre optimal de spires et d'enroulements. Ces travaux ont comme but principal l'optimisation du rendement et de la densité de puissance de l'actionneur.

Afin d'évaluer ces éléments, une modélisation de l'actionneur à l'aide de la méthode Bond Graph sera réalisée dans la troisième et dernière partie de ce chapitre. Cette modélisation en langage Bond Graph a comme avantage de permettre une approche multi physique et énergétique, ce qui compte tenu de la nature de l'actionneur est très utile. Une brève description de cette méthode sera donnée dans un premier temps, puis dans un second temps, le modèle de l'actionneur sera décrit. La détermination des paramètres constitutifs du modèle sera faite ensuite de façon analytique et expérimentale. Enfin, les résultats de cette modélisation seront confrontés aux résultats expérimentaux, et seront suivis d'une évaluation énergétique de l'actionneur.

I. Etat de l'art

L'actionnement du NAV requiert des caractéristiques toutes particulières en termes d'encombrement et de masse embarquée, il doit en outre fonctionner plutôt à basse tension et avec un rendement élevé. Les conditions de fonctionnement en termes de fréquence et de déplacement seront de surcroît limitées (figure 2.1) par les concepts propres au projet OVMI. En effet, l'utilisation du phénomène de résonance structurelle comme unique amplificateur implique de l'actionneur des mouvements amples (au moins 200 µm) à des fréquences proches de la première fréquence de résonance de la structure (entre 50 et 300 Hz).

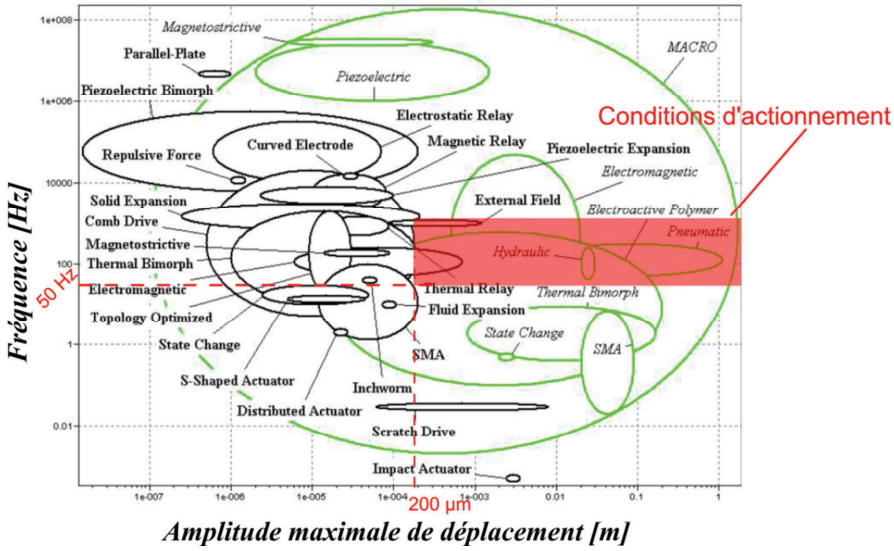


Figure 2.1:Comparaisons des actionneurs connus à l'échelle MEMS (cercles noirs) et à l'échelle macroscopique (cercles verts) en termes de fréquence et déplacement [59]

Nous proposons ci-dessous un état de l'art limité aux actionneurs alimentés électriquement afin que cette énergie soit compatible avec l'électronique de contrôle et les capteurs qui seront associés au NAV. Parmi les actionneurs qui sont employés pour des NAVs, on trouve des actionneurs thermiques, piézoélectriques, électrostatiques, électromagnétiques et des polymères électroactifs (PEA). Ces actionneurs ont des performances différentes parfois complémentaires mais rarement complètement adaptées aux conditions imposées par un NAV à ailes vibrantes.

a. Actionnement thermique

Ce type d'actionnement a été développé dans le domaine des NAVs par Coleman [27] au sein de l'*Air Force Institute of Technology*. L'idée principale était d'utiliser les veines comme des actionneurs thermiques (figure 2.2). Pour cela, des veines en or ont été déposées sur des ailes en poly-silicium qui, de par leur architecture, se déformaient par effet Joule au passage d'un courant. Les résultats révèlent un grand nombre de difficultés, tout d'abord technologiques car les contraintes résiduelles générées lors du procédé de fabrication induisent de nombreux défauts. De plus, l'importante raideur du poly-silicium constituant les ailes ne permet pas l'obtention de mouvements amples à des fréquences relativement grandes. Or cette condition est nécessaire pour créer une portance suffisante. En effet, la force aérodynamique (F_{aero}) étant proportionnelle à la vitesse des ailes (V_{aile}) dans l'air (d'une surface S) au carré (cf. équation 2.1), il est essentiel de travailler à des fréquences élevées pour envisager un décollage (~20 kHz). De telles fréquences sont difficilement atteignables avec des actionneurs thermiques, les résultats mesurés montrent des fréquences d'actionnement relativement basses de l'ordre de 30 Hz, en comparaison de ce qui devrait être obtenu.

$$F_{aero} = \frac{1}{2}\rho_{air} C.S.V_{aile}{}^{2} \tag{2.1}$$

avec C le coefficient aérodynamique et ρ_{air} la masse volumique de l'air.

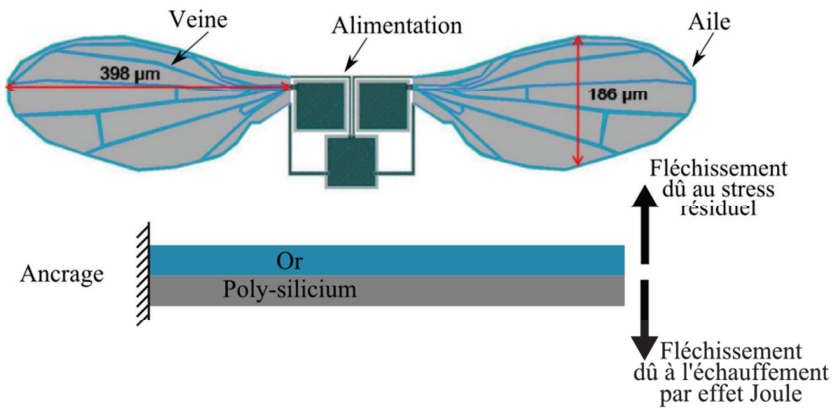


Figure 2.2: Principe d'actionnement par déformation thermique du prototype présenté dans les travaux de *N. Coleman* [27]

En outre, cette technologie présente certaines limitations qui sont rédhibitoires pour notre prototype. Les variations de température, qui sont localement élevées du fait de l'effet Joule, excluent de travailler avec des matériaux de type polymère qui sont très sensibles aux gradients de température. Enfin, le processus de fabrication nécessite une technologie complexe et coûteuse à mettre en place et la tension qui doit être appliquée pour générer le mouvement est de l'ordre de 12,5 Volts. Les nombreux obstacles présentés ne permettent donc pas de proposer a priori l'emploi de cet actionneur dans le cadre de notre projet.

b. Polymères électroactifs

Au début des années 2000 [60], les PEA (polymères électro actifs) ont été envisagés pour des microstructures volantes et des actionneurs de type Ionic Polymer-Metal (IPMC) Composites ont été utilisés par *Park et al* pour actionner des ailes en 2004 [61]. Ces expériences montrent la génération de mouvements de quelques degrés obtenus à une fréquence de 8Hz. Par la suite, des modifications ont été apportées dans *Lee et al* [62] en 2006 favorisant la génération de grandes amplitudes de battement au détriment de la fréquence d'actionnement : un mouvement d'un angle maximum de 85° a été atteint pour des fréquences d'actionnements de 0,5Hz, ce qui reste trop bas pour notre application.

Pour répondre à cette problématique, de nouvelles recherches sur les polymères électroactifs ioniques, tendent à réduire leur épaisseur afin d'augmenter les fréquences d'actionnement [63]. Les PEAs développés au cours de ces travaux sont des tri-couches du type PEDOT/ [POE/PTHF]/PEDOT (poly-(3,4-éthylène dioxythiophène)/[poly-(oxyde d'éthylène)/polytetrahydrofurane]/ poly-(3,4-éthylène dioxythiophène)) organisés en réseaux interpénétrés de polymère. Une étude réalisée par *Khaldi et al* [64] démontre la faisabilité d'une intégration de ces actionneurs sur des NAVs. Pour cela, il a vérifié que

le polymère pouvait suivre un procédé de microfabrication : il est en effet compatible avec les résines photosensibles et la gravure sèche et peut être couplé par photolithographie à des ailes en SU-8. Ces résultats sont prometteurs, puisque la fréquence du mouvement d'une aile de 7,5 mm de long se fait à 16 Hz et conduit à l'obtention d'angles d'environ 60° comme illustré sur la figure 2.3.

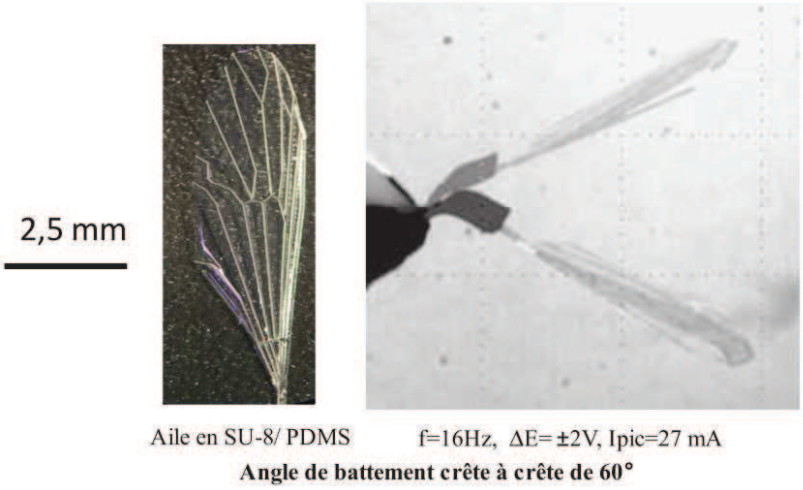


Figure 2.3: Aile en SU-8 actionnée par un polymère ionique de type POE/PTHF/PEDOT [64]

Soulignons le fait que cette fréquence d'actionnement est à présent proche des 200 Hz [65], ce qui au-delà de leurs faibles masses et leurs souplesses en font de sérieux candidats pour actionner des NAVs.

c. Actionnement piézoélectrique

L'actionnement piézoélectrique est utilisé dans le projet le plus avancé à ce jour, le NAV "Robobee" du laboratoire de micro-robotique de l'université de Harvard (figure 2.4 (a)). Celui-ci est actionné par une poutre piézoélectrique (figure 2.4 (b)) capable de créer des déflexions de plusieurs centaines de micromètres à sa fréquence de résonance, qui est toutefois trop élevée (3 kHz) par rapport à la fréquence de la structure (~50 Hz). Ainsi, un mécanisme, présenté au paragraphe *3.I.b*, est proposé afin d'amplifier le mouvement de la poutre piézoélectrique à basse fréquence. Bien que l'amplitude de déplacement de la poutre piézoélectrique ne soit que de quelques micromètres, son amplification conduit à l'obtention de larges déplacements couplé à une cinématique adéquate au niveau des ailes, ce qui *in fine* permet de créer une portance supérieure à son propre poids [29].

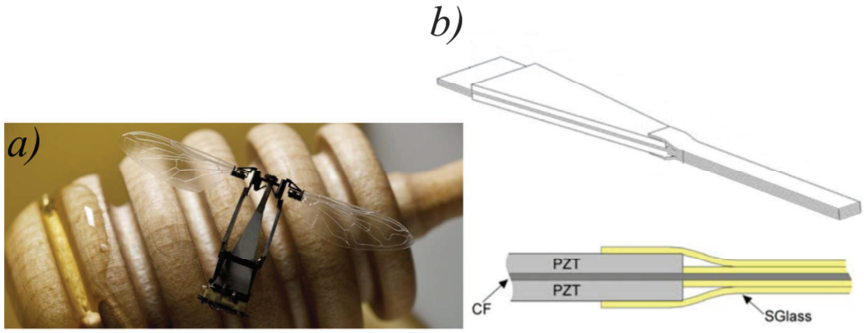


Figure 2.4: a) Prototype du NAV "Robobee" du laboratoire de micro robotique de Harvard. b) Actionneur piézoélectrique constitué de deux plaques de PZT de part et d'autre d'une plaque de fibre de carbone et relié à de l'Epoxy [28]

La solution de l'actionnement piézoélectrique semble donc être une solution viable. Néanmoins, les très fortes tensions d'alimentation (de 50 à 300 Volts) requis pour sa mise en œuvre restent un frein à son intégration. De plus, ce système [28] nécessite un mécanisme de transformation du mouvement qui induit des pertes d'énergie, alourdit le NAV et complexifie sa fabrication. Enfin, l'actionnement piézoélectrique ne permet pas d'envisager la réalisation d'un NAV répondant aux concepts d'amplification naturelle et de torsion passive qui sont développés dans le cas de l'OVMI.

d. Actionnement électrostatique

Les actionneurs électrostatiques (figure 2.5) offrent également des caractéristiques prometteuses en termes de fréquences, de déplacement et surtout de consommation énergétique. Toutefois, ils présentent le désavantage d'être extrêmement fragiles et complexes à mettre en œuvre. Bien qu'il ait été envisagé par *K.D. Chabak* [25] pour l'actionnement de NAVs à voilure rotative (figure 2.5 (a)), ce type d'actionnement n'est employé dans aucun projet de NAV à ailes battantes à ce jour. Précisons que pour le système à voilure rotative, l'actionnement est réalisé par un système de huit peignes interdigités qui entraînent un pignon, lui-même relié à des engrenages mettant en rotation l'arbre relié aux hélices.

Le travail qui a été réalisé met en lumière un certain nombre de difficultés, notamment sur le plan technique. En premier lieu, la mise en œuvre qui utilise un procédé PolyMUMPs® est lourde et coûteuse, et la complexité du système implique une longue phase de développement. De plus, la commande de ce type d'actionnement est très délicate car pour éviter toute détérioration, une coordination très précise est requise entre 2 séries d'actionneurs linéaires reliés à un même pignon (figure 2.5 (b)). Cette liaison entre les actionneurs constitue donc une zone de grande fragilité pour le mécanisme.

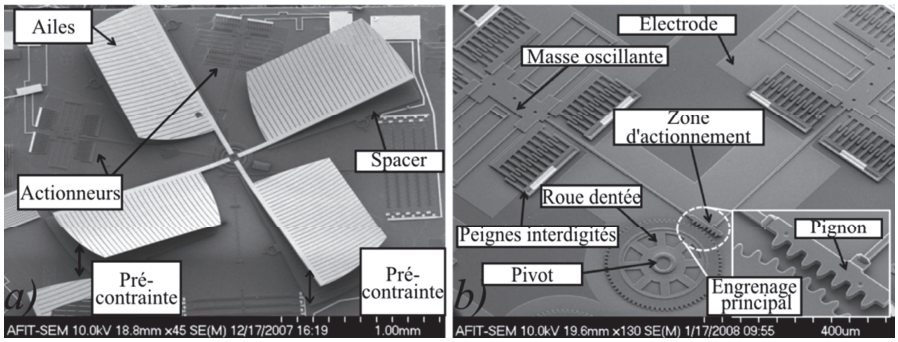


Figure 2.5: Mécanisme d'actionnement d'un NAV à voilure rotative par l'utilisation de peignes interdigités [25]

En conclusion, les actionneurs électrostatiques n'apparaissent pas comme étant une solution viable dans le cadre de notre prototype. En effet, l'accent est mis autant sur les performances de l'actionneur que sur son intégration rapide et sur sa simplicité de mise en œuvre.

e. Actionnement électromagnétique

Les actionneurs électromagnétiques sont, quant à eux, très largement majoritaires dans le monde des microdrones. De nombreux projets de microdrones à ailes battantes qui emploient cette technologie sont aujourd'hui très avancés (voir paragraphe *1.I.b*) : on peut citer par exemple le projet "Delfly" de l'Université de Delft (figure 2.6 (a)) et le projet de l'Université de Chiba (figure 2.6 (b)) qui proposent des prototypes aux caractéristiques similaires capables de voler de façon stationnaire durant plusieurs minutes.

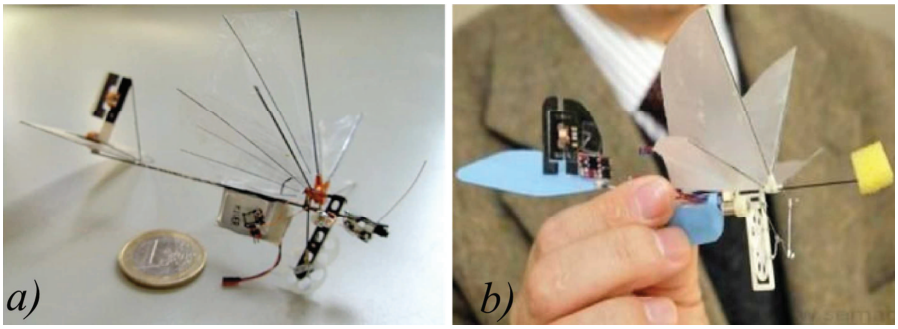


Figure 2.6: Différents MAVs actionnés par un moteur électromagnétique rotatif, (a) le prototype de l'Université de Delft ("DelflyMicro")[19], (b) le prototype de l'Université de Chiba[20]

Mais c'est certainement le "Hummingbird" [22] qui fonctionne avec un moteur à courant continu qui présente les caractéristiques le plus impressionnantes à ce jour. Ce MAV (figure 2.7) de 19 g et d'une envergure de 16,5 cm développé par la société *Aerovironment* peut voler avec précision en intérieur comme en extérieur pendant 4 à 11 minutes tout en transmettant un flux vidéo à l'opérateur.

---

[19] http://www.delfly.nl
[20] http://www.em.eng.chiba-u.jp/~lab8/index.html

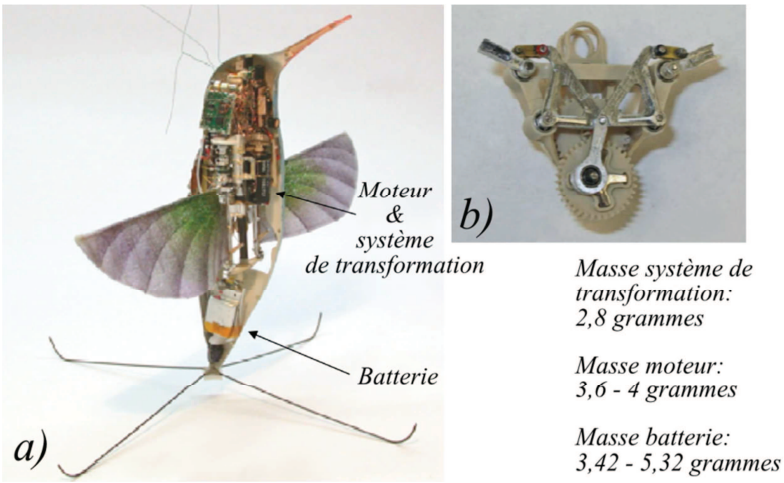


Figure 2.7: a) Présentation du système de propulsion du " Hummingbird " de la société Aerovironment Inc. [22] b) Zoom sur le mécanisme de transformation du mouvement rotatif du moteur en mouvement de battement transmis aux ailes et indication des masses de ces différents éléments

Les actionneurs principalement utilisés sont les moteurs à courant continu qui représentent une masse non-négligeable et un encombrement conséquent. De plus, les MAVs à ailes battantes embarquent un système de transformation (voir paragraphe *3.I.a*) similaire à celui que l'on peut l'observer sur la figure 2.7 (b) afin d'obtenir un battement transmis aux ailes. Ce dernier a une masse souvent conséquente et de ce fait, il fait diminuer la densité d'énergie et le rendement du drone qui est un des principaux facteurs limitants. Cet aspect est d'autant plus essentiel dans la conception d'un NAV que leur masse est beaucoup plus faible que celle des MAVs. Les moteurs électromagnétiques rotatifs ne peuvent donc pas être transposés directement à l'échelle des NAVs.

L'utilisation de l'actionnement électromagnétique avec un concept différent de celui défini pour les MAVs a cependant été envisagé pour créer des NAV à voilure tournante par *Miki et al* [66]. Le "Microflight" (figure 2.8 (a)) est composé d'ailes rotatives ferromagnétiques qui produisent de la poussée dans un champ magnétique alternatif et d'un corps possédant une anisotropie magnétique qui contribue au contrôle d'altitude. L'actionnement et le contrôle d'altitude sont simultanément obtenus par un champ magnétique externe.

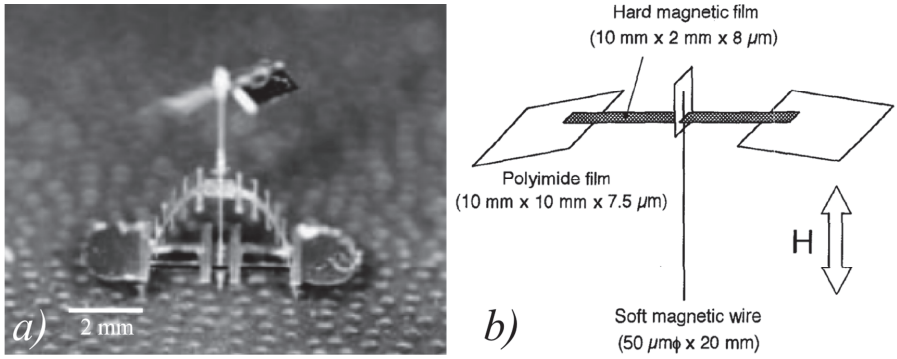


Figure 2.8: Prototype du NAV à aile tournante développé par *Miki et al* [66] (a) et (b) le schéma de principe d'un NAV à ailes battantes actionnées par un champ externe par *Arai et al* [67].

Pour leur part, *Arai et al* [67] ont également envisagé ce type d'actionnement pour créer des mouvements de battement sur un NAV à ailes battantes (figure 2.8 (b)). Dans ce cas, les ailes sont fabriquées à l'aide d'un film mince de polyimide relié à un matériau magnétique dur tandis que le corps est constitué d'un fil magnétique doux. Le moment de torsion magnétique fait alors battre les ailes. Ici, l'actionnement et la stabilisation en altitude du système sont réalisés de la même façon que pour le "Microflight". Les ailes fabriquées avec deux charnières produisent une différence de traînée entre les battements vers le haut et vers le bas provoquant ainsi une force de portance. Dans ces configurations, le NAV doit être maintenu dans un champ magnétique alternatif réduisant son activité à une zone très restreinte ce qui n'est pas réaliste à la vue des applications envisagées pour ce type d'aéronef. La source de champ magnétique doit donc être embarquée pour que le drone puisse opérer de façon autonome. Une source de champ magnétique susceptible d'être embarquée est l'aimant permanent.

L'actionneur électromagnétique proposé et présenté dans la suite de ce chapitre, s'affranchit de la transformation du mouvement de rotation en translation en réalisant directement un mouvement de translation. Les avantages de cette solution innovante sont nombreux : la simplicité de la commande, la grande adaptabilité et la rapidité de mise en œuvre entre autres. De plus, cet actionneur linéaire fournit d'emblée des déplacements de grande amplitude sur une plage de fréquence allant de quelques Hertz à plusieurs centaines de Hertz avec une force mécanique suffisante.

Nous proposons par la suite de décrire son mode de fonctionnement, de faire le dimensionnement de chacun de ces composants et d'en déduire une architecture optimale. Cet actionneur sera ensuite modélisé grâce à la méthode du Bond Graph, ce qui permettra d'en effectuer une évaluation énergétique.

II. Principe & pré-dimensionnement de l'actionneur électromagnétique

a. Principe d'actionnement

On définit le nombre d'enroulements comme le nombre de tours de fil selon l'axe $\boldsymbol{e_r}$ et le nombre de spires comme le nombre de tours successifs selon l'axe $\boldsymbol{e_z}$ (figure 2.9).

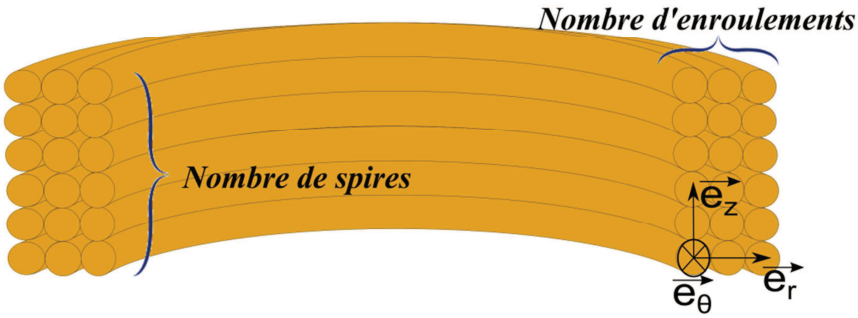


Figure 2.9: Représentation du nombre d'enroulements et de spires

L'actionneur électromagnétique linéaire fonctionne selon le même principe physique que les moteurs électriques rotatifs classiques. Celui-ci consiste à faire passer un courant électrique alternatif i_a dans une bobine fixe de rayon R composée de n spires d'un fil de cuivre de rayon r qui entoure un aimant mobile. Le courant alternatif va interagir avec le champ magnétique $\boldsymbol{B}$ produit par l'aimant et cette interaction va engendrer une force : la force de Laplace. Celle-ci est la résultante macroscopique de la force de Lorentz correspondant à la force que va subir une particule chargée dans un champ électromagnétique. Elle ne dépend que de la longueur $\boldsymbol{dl}$ dans lequel circule le courant i_a et du champ magnétique $\boldsymbol{B}$ et peut être exprimée comme suit :

$$d\boldsymbol{F_e} = i_a \boldsymbol{dl} \wedge \boldsymbol{B} \tag{2.2}$$

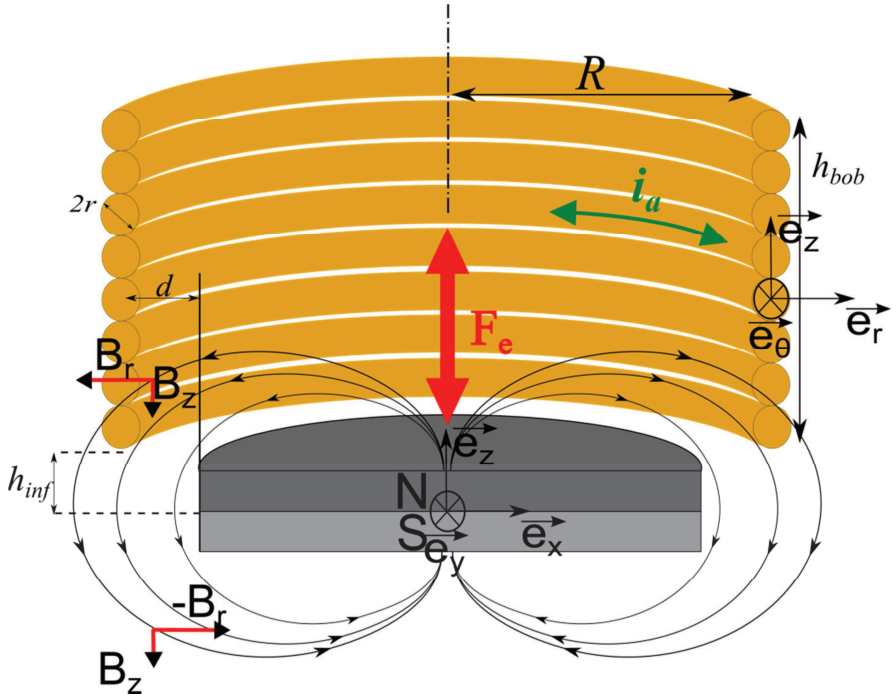


Figure 2.10: Vue de principe de l'actionneur électromagnétique

Comme on peut le voir sur la figure 2.10, le courant i_a circule selon $\boldsymbol{e_\theta}$. Si on se place dans le plan (e_r, e_θ, e_z), on observe que le champ magnétique $\boldsymbol{B}$ a deux composantes une selon $\boldsymbol{e_r}$ et l'autre selon $\boldsymbol{e_z}$. En injectant ces composantes du champ magnétique dans la formule 2.2, on obtient alors l'expression 2.3.

$$d\boldsymbol{F_e} = i_a dl \boldsymbol{e_\theta} \wedge (B_r \boldsymbol{e_r} - B_z \boldsymbol{e_z}) \tag{2.3}$$

Après sommation le long de la bobine de n spires, on peut écrire que la force exercée $\boldsymbol{F_e}$ est de la forme :

$$\boldsymbol{F_e} = F_r \boldsymbol{e_r} + F_z \boldsymbol{e_z} = -R i_a \left[\sum_{i=1}^{n} \int_{\theta=0}^{2\pi} B_r(R,\theta,i) d\theta \; \boldsymbol{e_z} + \sum_{i=1}^{n} \int_{\theta=0}^{2\pi} B_z(R,\theta,i) d\theta \; \boldsymbol{e_r} \right] \tag{2.4}$$

La bobine étant fixe, la force générée met l'aimant en mouvement. Cette force a deux composantes, l'une radiale (F_r) et l'autre verticale (F_z). La composante verticale est la composante utile puisque cette dernière va transmettre le déplacement vertical au tergum et aux ailes. Au contraire, la force radiale ne présente pas d'utilité et peut perturber le mouvement voulu, elle doit donc être limitée voire éliminée.

Dans le cas d'un aimant cylindrique, $\boldsymbol{B}$ est indépendant de θ, donc F_r est nulle puisque $\boldsymbol{e_r}$ est dépendant de θ et son intégrale pour θ variant de 0 à 2π est nulle.

$$\boldsymbol{F_r}(n) = \sum_{i=1}^{n}\left[i_a B_z(i)R.\int_0^{2\pi} d\theta \boldsymbol{e_r}\right] = 0 \tag{2.5}$$

$$\boldsymbol{F_e}(n) = \boldsymbol{F_z}(n) = \sum_{i=1}^{n}\left[i_a B_r(i)R.\int_0^{2\pi} d\theta \boldsymbol{e_z}\right] \tag{2.6}$$

Dans cette configuration, il est nécessaire que l'aimant et la bobine soient parfaitement concentriques afin que $\boldsymbol{B}$ soit indépendant de θ. Cela requiert d'avoir une symétrie axiale autour de l'axe (Oz) pour la géométrie et la polarisation de l'aimant.

Tableau 2.1: Récapitulatif des différents aimants disponibles

Dénomination	Composition	Rayon r_{ai} [µm]	Épaisseur e_{ai} [µm]	Masse volumique ρ_{ai} [kg.m^{-3}]	Masse, m_{ai} [mg]	Champ rémanent B [T]
A1	NdFeB-N45	500	500	6500	2,55	1,32
A2	NdFeB-N48	750	500	7600	6,7	1,42
A3	NdFeB-N50	1000	400	6800	8,59	1,4
A4	NdFeB-N35	1500	400	7000	19,9	1,17

Parmi les différentes polarisations et géométries disponibles, un aimant cylindrique polarisé axialement est donc ce qui convient le mieux compte tenu de la taille désirée. Il n'est cependant pas exclu d'imaginer dans l'avenir l'intégration d'aimants de formes plus complexes. Le tableau 2.1 résume l'ensemble des aimants que nous avons à notre disposition.

b. Choix du matériau

Une grande variété de matériaux est disponible pour fabriquer des aimants permanents, le tableau 2.2 présente les principaux avantages et inconvénients des matériaux les plus couramment utilisés.

Le choix s'oriente vers les aimants permanents à base d'un alliage de néodyme, de fer et de bore (NdFeB) puisqu'ils présentent le champ magnétique le plus important, le coût et la température limite d'utilisation n'étant pas des paramètres critiques. Plusieurs aimants cylindriques de masse, de taille et de compositions différentes ont été employés durant ces travaux (tableau 2.1). Afin de définir parmi les aimants disponibles celui permettant d'obtenir la force verticale maximum, une étude plus fine de la répartition du champ magnétique en fonction des paramètres dimensionnels de l'aimant par la méthode des éléments finis a été réalisée (figure 2.11).

Tableau 2.2:Comparaison de différents types de matériaux pour les d'aimants permanents

Classe	Avantages	Inconvénients	Champ magnétique typique (T)
Ferrite	Faible coût, bonne tenue en température	Faible puissance magnétique	0,39
AlNiCo	Faible coût, haute tenue en température	Démagnétisable par un champ externe fort	1,05
SmCo	Champ magnétique important, bonne tenue en température	Température limite ~800°, fragile, coût élevé	1,25
NdFeB	Champ magnétique très important	Température limite ~300 °, fragile, coût élevé	1,28

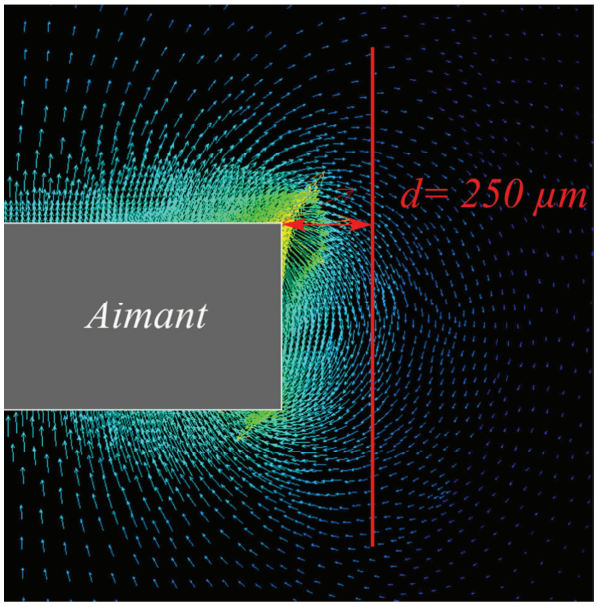


Figure 2.11: Simulation par éléments finis de l'aimant A2 (tableau 2.1) représentant les lignes de champs magnétiques

Les figures 2.12 (a) et 2.12 (b) illustrent la répartition de B_r en fonction de la hauteur pour différentes configurations d'aimant ((a) A2 est plus large que A1, (b) A1 est plus haut que A_{fictif}) à une distance radiale d de 250 µm. On remarque sur la figure 2.12 (a) que la répartition de B_r ne dépend pas du rayon de l'aimant, puisque cette dernière pour des aimants de type A1 et A2 (tableau 2.1) est similaire. En revanche, cette répartition varie pour des aimants d'épaisseurs différentes (figure 2.12 (b)). Les maxima de la composante du champ magnétique radiale B_r se trouvent à respectivement à 316 et 220 µm du centre de l'aimant pour des épaisseurs de 500 et 250 µm de l'aimant.

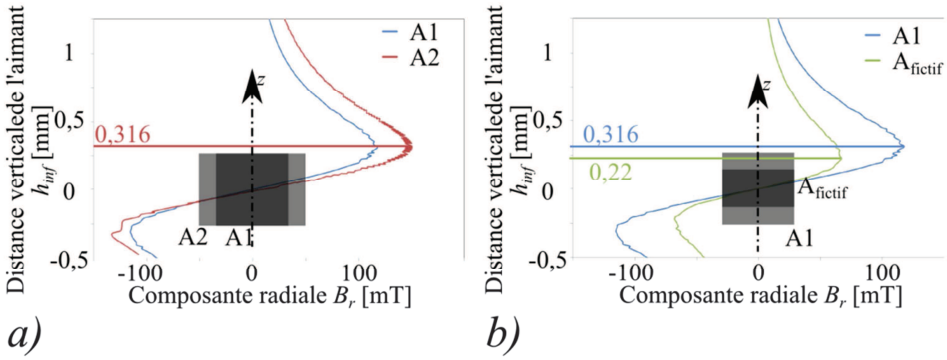


Figure 2.12: a) Répartition de la composante radiale du champ magnétique *Br* en fonction de l'altitude *z* à une distance radiale *d* de 250 µm, pour des aimants de type A1 (bleu) et A2 (rouge) de rayons respectifs de 500 et 750 µm et de même hauteur, 500 µm. b) Répartition de B_r en fonction de l'altitude *z* à une distance radiale de 250 µm, pour des aimants de type A1 (bleu) et A_{fictif} (vert) de hauteurs respectives 500 et 250 µm et de même rayon, 500 µm.

De plus, il y a une inversion de l'orientation de B_r à partir de la médiane de l'aimant, comme le montre la figure 2.12, provoquant l'apparition d'une force F_z antagoniste et donc nuisible à l'amplitude du déplacement de l'aimant. Celui-ci étant mobile, la question se pose alors d'identifier jusqu'à quelle profondeur de pénétration de l'aimant dans la bobine cette force n'est pas nuisible à la force globale.

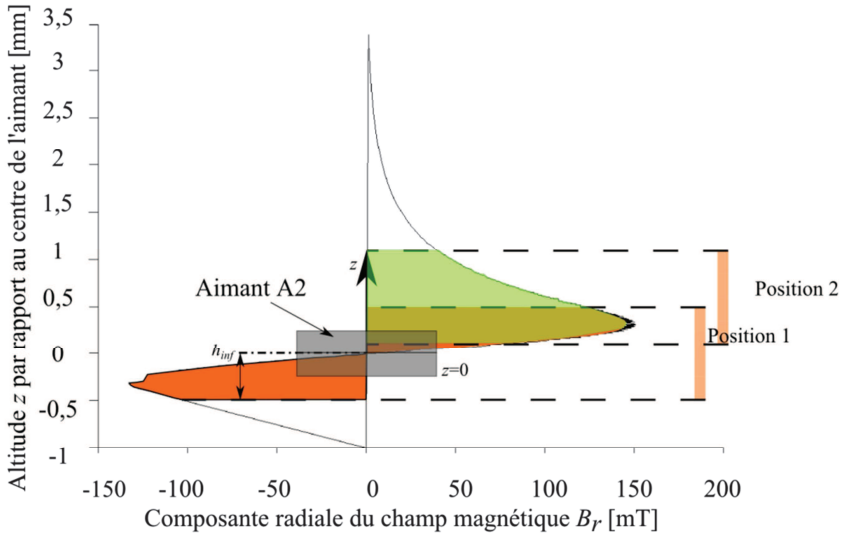


Figure 2.13: Représentation de la composante radiale du champ magnétique B_r en fonction de l'altitude. Y figurent également l'aimant de type A2 et la bobine dans différentes positions, ce qui permettra ainsi d'observer l'influence de la position de la bobine relativement à celle de l'aimant sur l'intégrale du champ magnétique qui interagira avec le courant circulant dans la bobine. (La position latérale de la bobine ne reflète pas sa position réelle).

Afin de maximiser l'amplitude du déplacement de l'aimant, il est nécessaire de choisir ceux possédant l'épaisseur la plus importante. En effet, comme on l'observe sur la figure 2.13, qui reprend les résultats de simulation obtenus pour l'aimant A2, si le centre de la bobine et de l'aimant coïncident (Position 1) la

force magnétique globale $\boldsymbol{F_e}$ est nulle (aire orange), tandis que si le haut de l'aimant se trouve légèrement en-dessous de la bobine (Position 2), cette dernière est non-nulle (aire verte).

Compte tenu du dimensionnement qui a été réalisé dans ce paragraphe, ce sont les aimants A1 et A2 qui possèdent le meilleur compromis en termes de masse, de dimensions et d'aimantation, ils seront donc principalement employés.

Afin d'optimiser la force appliquée sur l'aimant et son amplitude de déplacement, la position et la hauteur de la bobine (h_{inf}, h_{bob}) peuvent également être adaptées comme cela sera expliqué dans le paragraphe suivant.

c. Positionnement vertical de la bobine

Au regard des résultats obtenus précédemment, il est essentiel de choisir avec soin la position verticale relative de la bobine pour que la contribution de la composante radiale du champ magnétique B_r soit maximisée lors du mouvement de l'aimant. Afin de définir quantitativement cette position optimale, la composante radiale du champ magnétique B_r a été moyennée l'intervalle [h_{inf}; $h_{inf} + h_{bob}$] en fonction de sa position h_{inf} (figure 2.14) qui est l'altitude initiale du centre de l'aimant par rapport au bas de la bobine (figure 2.10). Ce calcul a été réalisé pour une bobine de 960 µm de haut et un aimant de type A2. Cette figure met en évidence une position optimale correspondant à une bobine dont l'extrémité inférieure se trouverait à 350 µm au-dessus du milieu de l'aimant. Pour avoir un champ radial optimal, il faudrait donc que l'altitude de la face inférieure de la bobine soit 100 µm au-dessus du haut de l'aimant pour un aimant de type A2 d'une hauteur de 500 µm, le champ radial moyen étant dans cette configuration de 100 mT.

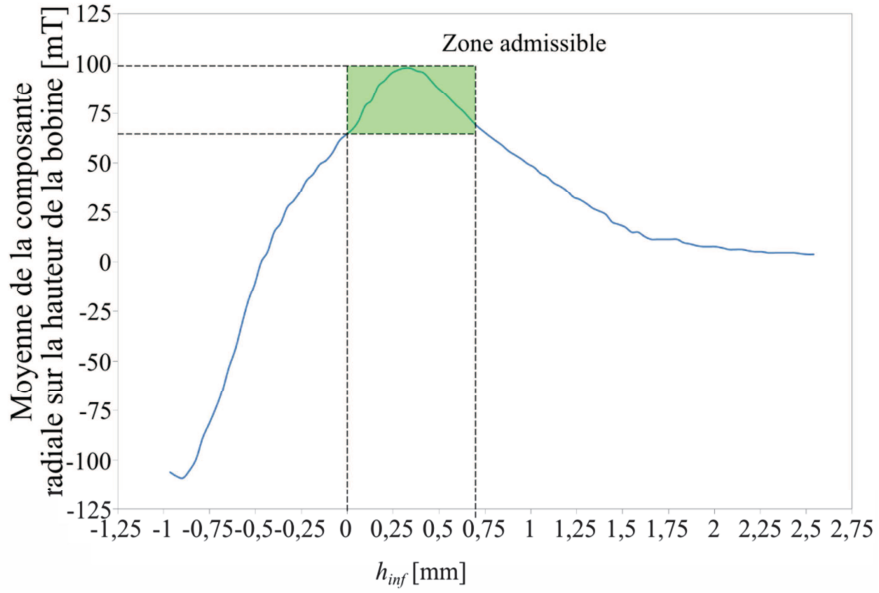


Figure 2.14: Représentation du champ radial moyen de l'aimant agissant sur une bobine d'une hauteur de 960 µm, en fonction de sa position verticale h_{inf} par rapport au centre de l'aimant.

Afin de vérifier expérimentalement le résultat de cette prédiction, un aimant de type A2 est positionné sur un capteur de force OEM "MilliNewton", comme le montre la figure 2.15, tandis qu'une bobine de rayon R de 1 mm composée de 8 spires réalisées à l'aide d'un fil de 60 µm de rayon est fixée sur un élément mobile (ici une plaque de verre fixée sur un déplacement micrométrique non visible sur la photo). A courant constant, on fait varier la distance h_{inf} entre le bas de la bobine et le centre de l'aimant (figure 2.16).

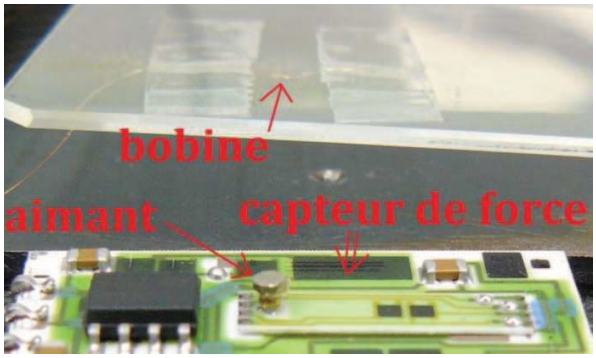


Figure 2.15: Montage expérimental proposé pour la détermination de la force. La plaque de verre sur laquelle est fixée la bobine peut être déplacée à l'aide d'une vis micrométrique par pas de 10µm suivant z en rapprochant la bobine de l'aimant. Préalablement la bobine est centrée vis-à-vis de l'aimant en mesurant la force et en effectuant des déplacements dans le plan (O, e_x, e_y) contenant la bobine afin de déterminer la position optimale.

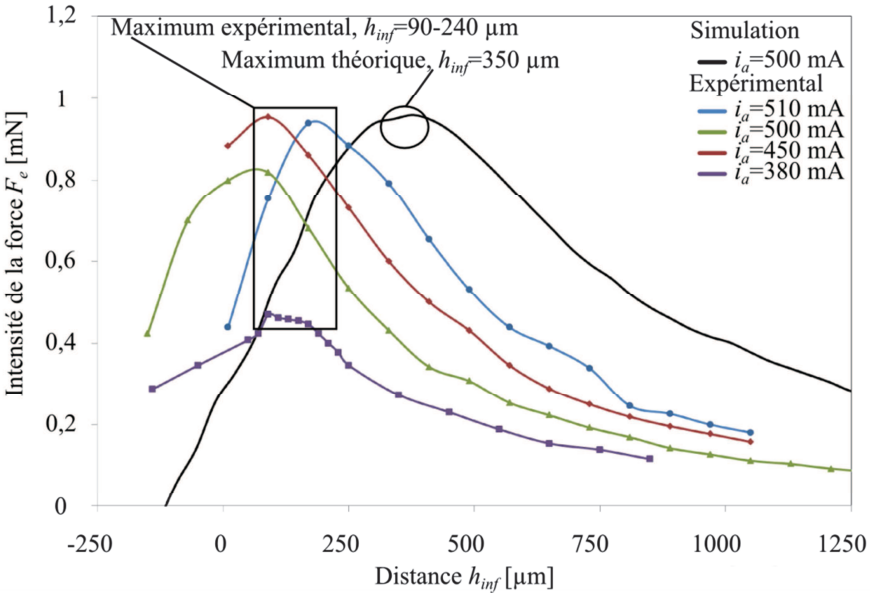


Figure 2.16: Résultats de simulation (courbe noire) et expérimentaux montrant la force de Laplace en fonction de la position de la bobine. Pour un aimant de type A2 (tableau 2.3), une bobine d'une hauteur de 400 µm et un courant constant de 500 mA. Les courbes bleue, rouge, verte et violette présentent des résultats expérimentaux pour des bobines d'une hauteur de 400 µm pour des courants respectivement de 510, 450, 500, et 380 mA.

On obtient alors la force en fonction de l'altitude de l'aimant (figure 2.16). Les mesures expérimentales donnent lieu à une position optimale h_{inf} variant entre 90 et 240 µm au-dessus du milieu de l'aimant, ce

qui reste inférieur à la valeur trouvée lors des simulations. On observe en effet un décalage de 250 à 100 µm entre les valeurs expérimentales et simulées. Ce décalage du maximum provient de l'incertitude expérimentale lors de l'étalonnage de la position initiale (z = 0). Néanmoins, les tendances et les profils analysés sont similaires entre l'expérience et la simulation. De plus, ces résultats offrent l'avantage de montrer une cohérence dans l'amplitude de la force de Laplace générée, de l'ordre du mN pour un courant de 500 mA. Cette force est bien supérieure au poids de l'aimant (pour A2 masse de ~6.5 mg) qui est de l'ordre de 0,065 mN. Cette comparaison n'est qu'indicative dans la mesure où la force $\boldsymbol{F_e}$ s'exerce perpendiculairement à la force de pesanteur (voir chapitre 1).

d. Positionnement radial & enroulement optimal de la bobine

Afin de trouver la position radiale optimale de la bobine ainsi que le nombre optimal d'enroulements, des simulations par la méthode des éléments finis ont été utilisées. Celles-ci ont permis de déterminer la répartition de la composante radiale du champ magnétique B_r en fonction de la distance radiale à la bobine d pour différentes altitudes z dans le cas de l'aimant A2 (tableau 2.1). Après analyse des courbes, on remarque une très forte décroissance de la composante radiale du champ magnétique B_r lorsque l'on s'éloigne de l'aimant. La bobine doit donc se situer au plus près de l'aimant pour optimiser la force magnétique $\boldsymbol{F_e}$. Toutefois, des limites technologiques ne permettent pas aujourd'hui un positionnement à une distance d inférieure à 250 µm sans risquer que par endroit l'aimant frotte sur la bobine, ce qui serait plus nuisible que bénéfique. A cette distance, l'intensité du champ magnétique varie en fonction de z entre 0,09 et 0,17 T. Si cette distance pouvait être réduite à 100 µm, la valeur moyenne du champ magnétique serait augmentée approximativement de 50 % (figure 2.17).

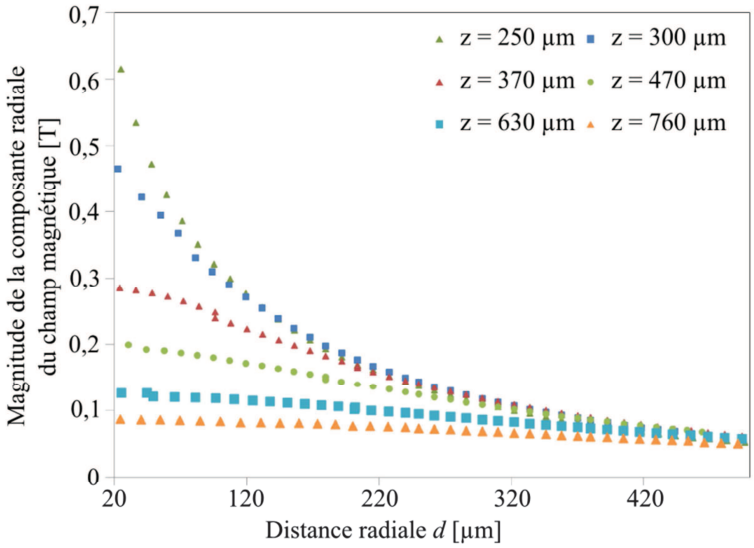


Figure 2.17: Intensité de la composante radiale du champ magnétique B_r en fonction de la distance radiale d (figure 2.10) à l'aimant pour différentes altitudes z

Il paraît également essentiel de définir une distance radiale au-delà de laquelle les enroulements seront considérés non-profitables au système. En effet, plus le nombre d'enroulements est grand, plus la surface d'échange entre le champ magnétique et le courant est importante (i.e. plus la force est grande). A contrario la masse de la bobine augmente, nécessitant d'augmenter la force magnétique $\boldsymbol{F_e}$ pour compenser le poids du NAV.

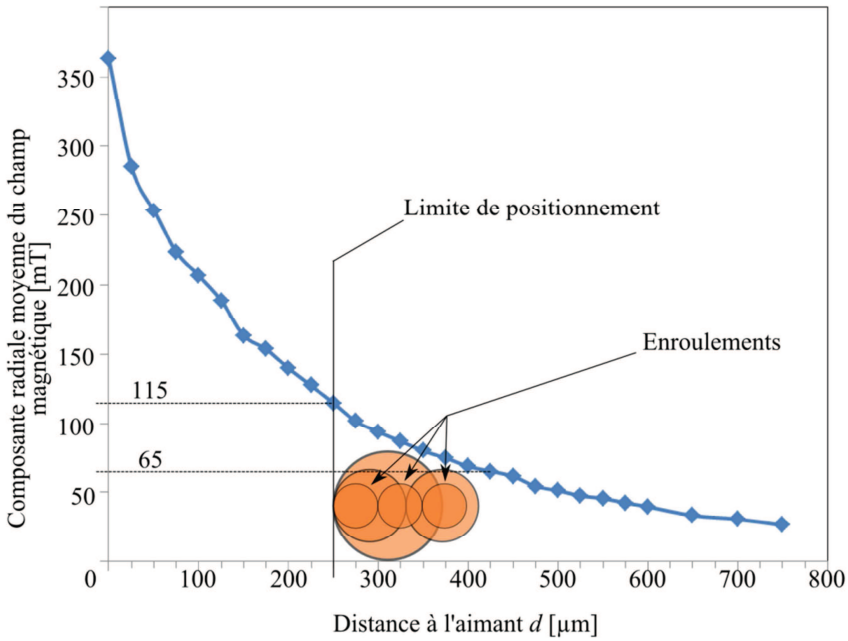


Figure 2.18: Résultats de la simulation par éléments finis représentant la composante radiale moyenne du champ magnétique (B_r) sur l'ensemble de la bobine (d'une hauteur de 960 µm) en fonction de la distance radiale à l'aimant *d*, avec un aimant de type A2. Les cercles orange représentent les différentes tailles et positions d'enroulements.

La figure 2.18 présente la valeur moyenne de la composante radiale du champ magnétique en fonction de la distance radiale. On y observe que pour un positionnement radial de la bobine à 250 µm (limite technologique), le champ magnétique moyen est de 115 mT (figure 2.18) avec un aimant de type A2 dont le champ magnétique global a une magnitude maximale de 1,42 T (tableau 2.1). À une distance de 400 µm de l'aimant, la valeur du champ n'est plus que de 65 mT, soit 56 % de la valeur initiale. Il semble donc proscrit de rajouter des enroulements au-delà de cette limite sachant que chaque enroulement supplémentaire augmente également les masses.

Un compromis peut être trouvé en comparant pour chaque type de fil traversé par un courant i_a de 500 mA, la force engendrée F_j par chaque enroulement (équation 2.6) en fonction de son diamètre R_j et du poids P_j de l'actionneur comprenant le poids de l'aimant ainsi que celui de la bobine composée de *j* enroulements (tableau 2.3).

Tableau 2.3: Comparaison de la masse et de la force générée par l'actionneur en fonction du nombre enroulements successifs et pour différents types de fils

Rang j de l'enroulement	Rayon r du fil [µm]	Rayon de l'enroulement, R_j [µm]	F_j [mN]	P_j [µN]	$\frac{F_j}{P_j}$ [−]
1	60	1060	2,26	8,18	276,2
2	60	1180	1,60	9,12	175,4
1	40	1040	1,43	3,58	399,4
2	40	1120	1,47	3,81	386,2
3	40	1200	1,06	4,02	263,5
1	25	1025	1,24	1,38	896,5
2	25	1075	1,08	1,43	754,1
3	25	1125	0,96	1,49	643,8
4	25	1175	0,87	1,55	561,3

Après analyse du tableau 2.3, on vérifie que les enroulements successifs font baisser le rapport force générée sur poids (F_j / P_j). Le critère de décision est de ne pas avoir, pour chaque diamètre de fil, un ratio force sur masse qui représente moins de 70 % de celui de l'enroulement initial. Au-delà de cette limite, on considère que les enroulements (en rouge dans le tableau 2.3) ne sont plus bénéfiques au rendement de l'actionneur. Le nombre d'enroulement varie donc de 1 à 3 respectivement pour des fils de rayons 60 à 25 µm (représentés par des cercles orange sur la figure 2.18). Nous remarquons que la force la plus importante est obtenu pour le fil de 25 µm de rayon, cependant comme cela est présenté au paragraphe *2.II.d* le courant de 500 mA sera l'extrême limite avant que le fil ne fonde. Il sera probablement nécessaire dans ce cas de diminuer le courant utilisé autour de 400 mA (voir figure 2.25). De plus, la fabrication des bobines se faisant manuellement, rares ont été les essais concluants sur une bobine avec plusieurs enroulements.

e. Estimation du nombre optimal de spires

Le constat a été fait d'une part, que l'amplitude du champ magnétique radial $\boldsymbol{B_r}$ de l'aimant diminue (figure 2.13) avec la hauteur et, d'autre part, que le nombre de spires ne peut être augmenté sans limite dans la mesure où chaque spire alourdit l'actionneur. Il apparaît alors pertinent de connaître le nombre de spires qui maximise la force générée tout en minimisant le poids total de l'actionneur. Afin de définir ce compromis, le rapport entre la force générée par l'actionneur ($\boldsymbol{F_e}$) et son poids total (aimant et bobine) P en fonction du nombre n de spires de la bobine va être étudié. On fait l'hypothèse que le couple aimant

bobine est dans sa position préférentielle, c'est-à-dire que la face inférieure de la bobine est positionnée 350 µm au-dessus du centre de l'aimant (h_{inf} = 350 µm) comme précédemment établi. On peut alors calculer la force générée $\boldsymbol{F_e\ (i)}$ par chaque i-ième spire en fonction de sa hauteur h_i (équation 2.7), puis en sommer les contributions (équation 2.7) afin d'obtenir la force magnétique globale générée $\boldsymbol{F_e\ (n)}$ en fonction du nombre n de spires.

$$\begin{cases} h_i = h_{inf} + 2ir \\ F_e(n) = \sum_{i=1}^{n} 2.\pi.i_a.R.B_r(h_i) = \sum_{i=1}^{n} F_e(i) \end{cases} \tag{2.7}$$

Le poids des spires est déterminé à l'aide de l'équation 2.8.

$$P(n) = g.\rho_{Cu} n.2\pi R.\pi r^2 \tag{2.8}$$

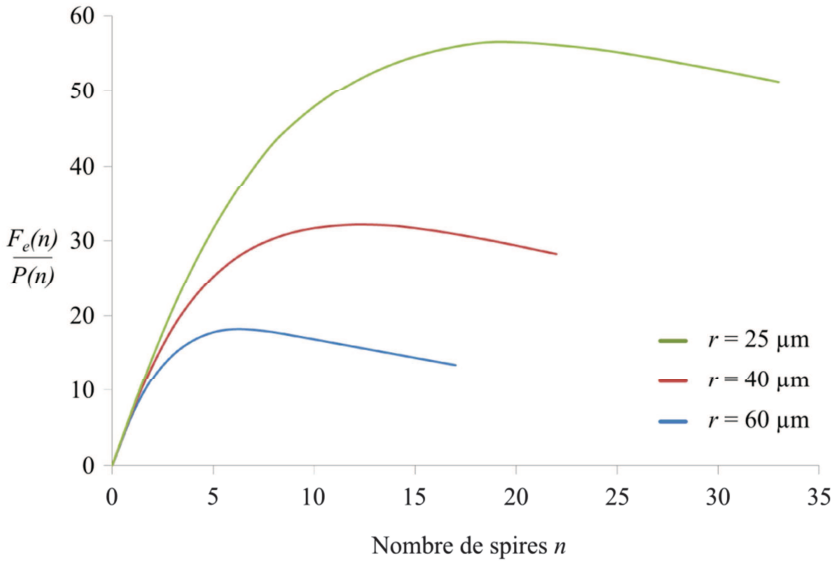


Figure 2.19: Rapport entre la force générée par l'actionneur $F_e(n)$ et le poids total de l'actionneur (aimant et bobine) $P(n)$ pour un courant i_a de 500 mA avec un aimant de type A2, en fonction du nombre de spire n pour différents rayons de fil 25 µm, courbe verte, 40 µm, courbe rouge et 60 µm, courbe bleue.

Après analyse des courbes (figure 2.19), on observe pour chaque rayon de fil (60, 40 et 25 µm) un optimum correspondant respectivement à 6, 13 et 19 spires. Ces résultats vérifient qu'il est préférable d'utiliser des fils de petit diamètre et de multiplier le nombre de spires. De plus, ce calcul permet également de confirmer la large prédominance de la force de Laplace sur le poids de l'actionneur. En effet, la force de portance qui sera générée par l'intermédiaire de cette force électromagnétique devra compenser la totalité du poids du prototype qui comme cela a été mis en avant dans le chapitre 1 est composé à 57 % de celle de celui de l'actionneur. Il est donc nécessaire de limiter au maximum ce dernier afin de réduire la puissance à fournir au système.

f. Choix du rayon optimal du fil de la bobine

Pour que la force générée soit optimale l'étape suivante est de maximiser le courant traversant la bobine tout en minimisant sa masse. Dans ce but, un modèle électrique va être défini, afin d'optimiser le rayon du fil de la bobine en fonction de sa masse, de la puissance qu'elle dissipe et de son échauffement.

Modèle électrique de la bobine

La bobine peut être caractérisée par un circuit électrique (Figure 2.20) composé d'une résistance R_b, d'une inductance L_b et d'une tension induite E née de la variation de flux magnétique $\frac{d\phi}{dt}$ (équation 2.9) produite par la variation au cours du temps du champ magnétique. Ce système s'écrit sous la forme suivante :

$$\begin{cases} U_a - E = L_b \dfrac{di_a}{dt} + R_b i_a \\ E = -\dfrac{d\phi}{dt} \end{cases} \tag{2.9}$$

avec U_a la tension aux bornes de la bobine.

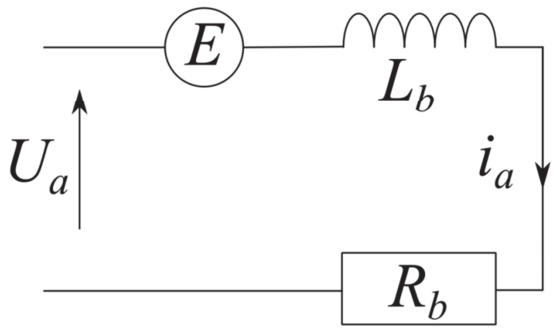


Figure 2.20: Schéma électrique équivalent de la bobine

La variation de flux magnétique $\left(\frac{d\phi}{dt}\right)$ découle directement dans notre cas du mouvement de l'aimant. Pour déterminer cette variation de flux magnétique, on utilise l'équation 2.10 décrivant le flux ϕ créé par un champ $\boldsymbol{B}$ traversant une surface S :

$$\phi = \iint_S \boldsymbol{B}.\boldsymbol{dS} \tag{2.10}$$

Dans le cas d'une bobine possédant n spires, on peut définir un ensemble de n surfaces $\{S_i\}$ (figure 2.21) attachées à chaque spire d'altitudes respectives z_i (équation 2.11). Le flux total ϕ est alors la somme des flux. Le champ magnétique qui traverse chaque surface dépend de l'altitude de l'aimant par rapport à chacune de ces surfaces, la répartition de $\boldsymbol{B}$ n'étant pas uniforme dans l'espace.

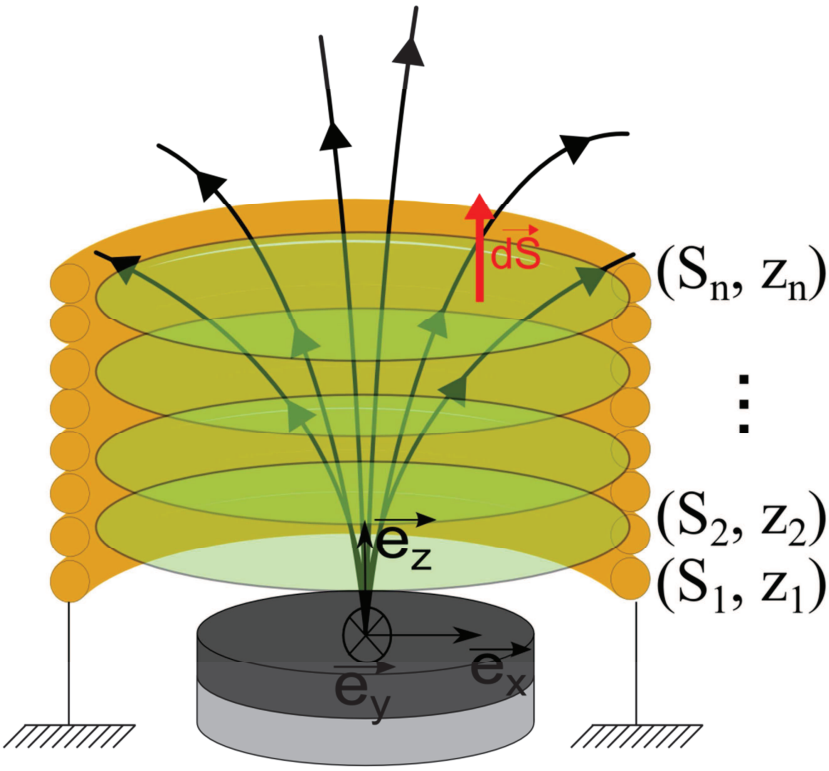


Figure 2.21: Principe de calcul du flux du magnétique qui traverse la bobine

Les surfaces S_i sont orientées selon $\boldsymbol{e_z}$. Comme l'implique le produit scalaire de l'équation 2.10, seule la composante B_z du champ magnétique contribue au calcul de ce flux. Cette composante a été déterminée par un calcul par éléments finis (figure 2.22 (a)) tandis que les surfaces S_i et leurs altitudes respectives sont connues par construction. Nous pouvons évaluer le champ qui traverse chaque surface S_i et ainsi calculer le flux ϕ au cours du temps, comme cela est présenté dans les équations ci-dessous. Le flux est alors estimé pour chaque position de l'aimant (équation 2.12) dont le déplacement sinusoïdal provoque une variation de $\boldsymbol{B}$ à travers ces surfaces induisant une variation du flux magnétique.

$$z_i = h_{inf} + 2ir - z \tag{2.11}$$

$$\phi(z) = \sum_{i=1}^{n} \boldsymbol{B}\,(z_i).\boldsymbol{S_i} = \sum_{i=0}^{n-1} \phi_i(z_i) \tag{2.12}$$

$$z(t) = Acos(\omega t) \tag{2.13}$$

La tension électrique induite E par la variation de ce flux ϕ est déduite et présentée figure 2.22 (b), pour une bobine de 8 spires à une distance d de 250 µm composée d'un fil de cuivre de rayon r de 40µm, avec un aimant de type A2 dont le mouvement est une sinusoïde d'une amplitude de ±150 µm et d'une fréquence de 100 Hz.

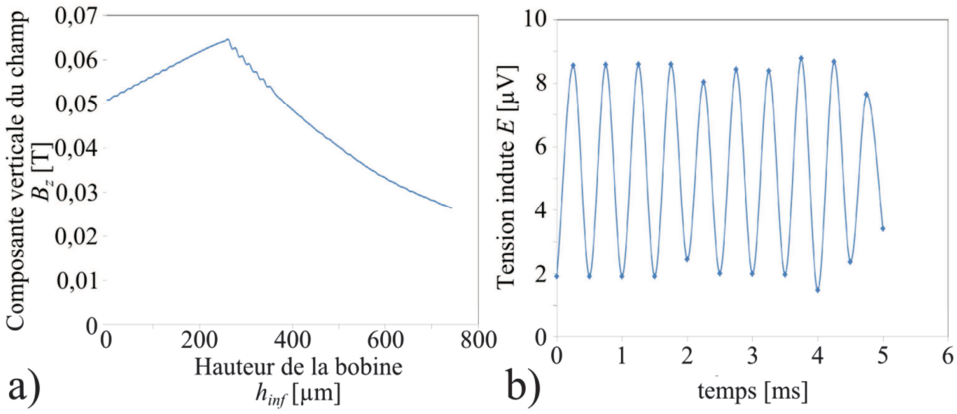


Figure 2.22: Données issues de la simulation du flux magnétique, a) Variations de la composante verticale du champ magnétique en fonction de h_{inf}, b) Tension induite, E, par les variations de flux au cours du temps

Pour des variations du flux de l'ordre de 2 nWb à une fréquence de 100 Hz, on obtient alors une tension électrique induite E de l'ordre de 10 µV, ce qui est négligeable devant la tension d'alimentation de plusieurs centaines de millivolts. Le modèle de la bobine peut donc être simplifié et réduit à une résistance R_b et une inductance L_b en série. Ces paramètres sont décrits analytiquement par les équations 2.14 et 2.15.

$$L_b = \frac{\mu_0 \pi R^2 n}{2r} \tag{2.14}$$

avec $\mu_0 = 4\pi.10^{-7}$ kg·m·A^{-2}·s^{-2} la perméabilité du vide.

$$R_b = \delta_{Cu} \frac{2nR}{r^2} \tag{2.15}$$

avec la résistivité du cuivre $\delta_{Cu} = 16.10^{-9}$ Ω.m.

Si l'on travaille avec un aimant A2 (r_{ai} = 750 µm), le rayon de la bobine est de l'ordre du millimètre. Le nombre de spires est choisi pour l'instant arbitrairement à 8 et le courant injecté dans la bobine est fixé à 250 mA à une fréquence de 100 Hz : cette valeur correspond à la fréquence d'actionnement du drone. Trois types de fil de rayons 25, 40 et 60 µm sont à notre disposition. Les résultats des calculs théoriques ainsi que des mesures expérimentales sont consignés et comparés dans le tableau 2.4. On remarque dans l'ensemble de ces cas que la tension électrique qui apparaît aux bornes de l'inductance est très faible devant celle qui existe aux bornes de la résistance de la bobine.

Ces résultats vérifient qu'il est également possible de négliger le comportement inductif de la bobine. Celle-ci sera donc considérée par la suite comme une simple résistance de valeur R_b. Il est important de noter que la bobine est réalisée à la main, on fait cependant l'hypothèse que la bobine est un cylindre résultant d'un empilement parfait d'un nombre exact de spires et/ou d'enroulements.

Tableau 2.4: Mesures expérimentales et résultats analytiques des résistances et inductances pour des bobines faites de différents fils pour un courant de 250 mA à une fréquence de 100 Hz

	Calculs théoriques			Mesures expérimentales		
Rayon du fil (µm)	25	40	60	25	40	60
Résistance (mΩ)	435	170	75	[425-577]	[175-182-]	[65-93]
Inductance (nH)	1260	790	526	[570-649]	[317-472]	[349-373]
U_R (mV)	108,8	42,5	18,8	[106-144]	[43,8-45,5]	[16,3-23,5]
U_L (mV)	0,2	0,12	0,08	[0,09-0,1]	[0,05-0,07]	[0,05-0,06]

La modélisation de la bobine comme une résistance pose deux questions : d'une part quel est le rayon optimal r du fil de la bobine qui permet de minimiser à la fois la puissance dissipée par effet Joule et la masse de la bobine ? Et, d'autre part, pour un rayon donné, quel est le courant maximal qui peut parcourir la bobine sans l'endommager ?

Afin de répondre à la première question, on rappelle les expressions de la puissance dissipée par effet Joule (P_j) et de la masse m_b telles que :

$$P_j = R_b . {i_a}^2 = \frac{\delta_{Cu} . 2 . n . R}{r^2} . {i_a}^2 \tag{2.16}$$

$$m_b = \rho_{Cu} . 2 . \pi^2 . n . R . r^2 \tag{2.17}$$

avec ρ_{Cu} sa masse volumique.

Pour déterminer le rayon r optimal, ces deux paramètres sont étudiés pour des courants i_a de 100, 500 et 1000 mA, avec une bobine de 8 spires d'un rayon de 1 mm (figure 2.23).

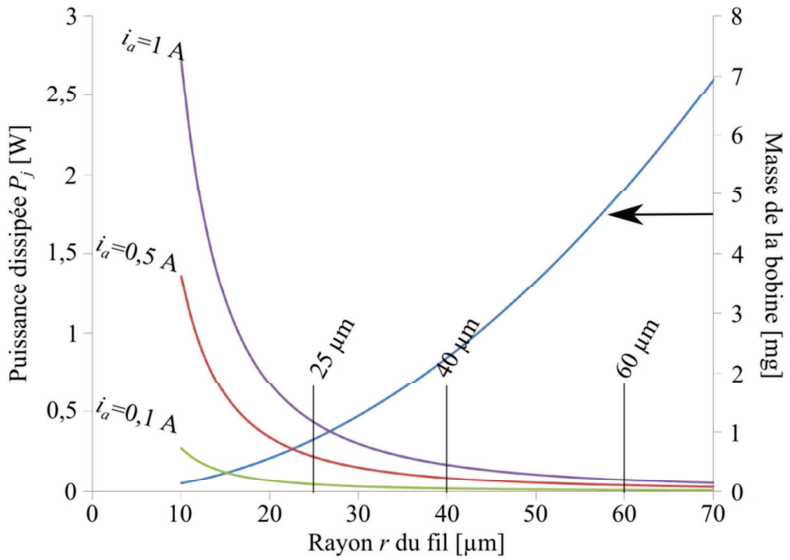


Figure 2.23: Étude de la masse et de la puissance dissipée par la bobine en fonction du rayon du fil *r*, pour une bobine de 8 spires d'un rayon de 1 mm.

On remarque alors que la puissance dissipée et la masse sont optimales pour des rayons allant de 15 à 35 µm. Au-delà de cette limite, la puissance dissipée est plus faible mais la masse de la bobine est plus conséquente. Inversement, en dessous de cette limite la masse de la bobine est plus faible, mais la puissance dissipée croît rapidement. De ce point de vue, les fils d'un rayon de 25 et 40 µm offrent de meilleures performances.

Étude thermique de la bobine

Le courant i_a circulant dans la bobine provoque un échauffement de cette dernière. Cet échauffement va limiter la puissance (i.e. le courant) qui pourra y être injectée. Nous l'avons vu, bien qu'étant une bobine, celle-ci se comporte principalement comme une résistance, elle dissipe donc de la chaleur par effet Joule. La mise en équation de ce problème est assez délicate compte tenu des différents phénomènes thermiques (rayonnement, diffusion, convection). Il s'agit ici de faire une évaluation en première approximation des échanges de chaleur par convection naturelle (figure 2.24), c'est-à-dire d'un transfert de chaleur entre un solide à une température T_s et un fluide à une température T_f, l'énergie étant transmise par déplacement du fluide. La température de la bobine dépend d'une part de ses paramètres géométriques c'est-à-dire du rayon de son fil (r), son rayon (R), du nombre de spires qui la composent (n) et du courant injecté (i_a).

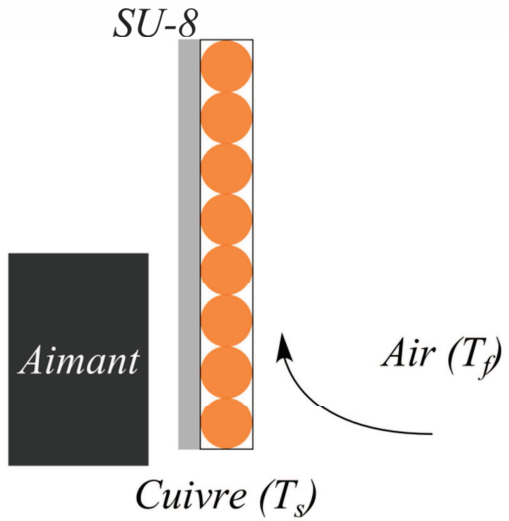


Figure 2.24: Schéma de principe présentant la convection thermique entre l'air et la bobine

On peut écrire l'égalité des puissances entrante (P_j) et sortante (P_s) du système, la puissance créée par effet Joule d'une part et celle dissipée par convection naturelle, d'autre part.

$$P_j + P_s = 0 \tag{2.18}$$

où $P_j = R_b i_a^2$ (2.19) et $P_s = h_c . S . \Delta T$ (2.20)

Avec h_c le coefficient de convection en W.m^{-2}.C^{-1} et S la surface de contact entre le fluide et le solide en m².

Le coefficient de convection dépend de la géométrie du système en convection. La surface en contact avec l'air peut être modélisée comme deux cylindres que l'on supposera de même rayon (R). Le coefficient correspondant à cette situation issu de [68] s'exprime sous la forme suivante :

$$h_c = 0{,}71\left(\frac{T_s - T_f}{2nR}\right)^{\frac{1}{4}} \tag{2.21}$$

On obtient alors l'équation de la température du fil :

$$\Delta T = \left(\frac{(2nR)^{1/4}\rho_{Cu} i_a^2}{1{,}42\pi r^3}\right)^{\frac{4}{5}} \tag{2.22}$$

où ρ_{cu} représente la masse volumique du cuivre.

La température de fusion du cuivre (constituant de la bobine) étant de 1084,62°C, on peut ainsi déduire le courant maximal admissible dans la bobine en fonction du courant et du rayon de son fil (figure 2.25).

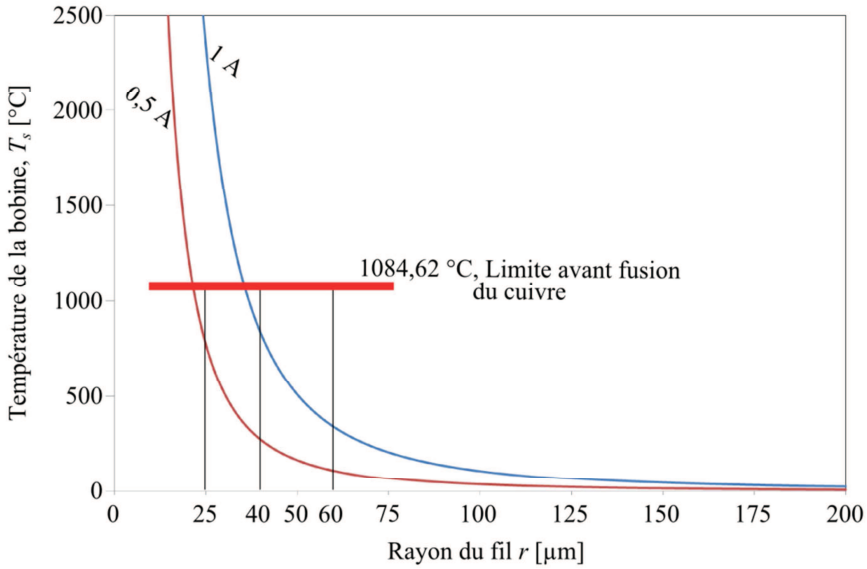


Figure 2.25: Température du fil de la bobine en fonction de son rayon pour un courant maximal de 0,5 A (courbe rouge) et 1 A (courbe bleue).

Si un courant de 500 mA est nécessaire au fonctionnement de l'OVMI, une bobine de 8 tours dont le fil a un rayon de 25 µm risque de fondre d'autant plus que pour assurer l'isolation entre les spires de la bobine, le fil de cuivre est recouvert d'un vernis dont la température de fusion est plus faible. Compte tenu de ces résultats et de ceux obtenus précédemment, le fil de 40 µm de rayon est le meilleur compromis entre puissance dissipée et courant maximal admissible. Une modélisation thermique de la bobine plus approfondie tenant compte des phénomènes de rayonnement devra être menée pour définir le rayon optimal du fil.

g. Solution technologique

L'ensemble des études des paragraphes *2.II. a*, *b*, *c*, *d*, *e*, *f* servent à avoir une estimation des paramètres dimensionnels des composants de l'actionneur en vue d'obtenir une efficacité optimale. Cette dernière sera étudiée au paragraphe *5.IV*. Ces résultats permettent d'identifier une distance verticale optimale entre la bobine et l'aimant, ainsi qu'à avoir une idée du nombre de spires et d'enroulements optimaux. Ces paramètres géométriques sont essentiellement dépendants de l'épaisseur de l'aimant e_{ai}, du rayon du fil de la bobine r et de l'intensité du champ rémanent de l'aimant $\boldsymbol{B}$. Pour assurer un positionnement précis et reproductible de la bobine, une solution technologique doit être développée. Aussi, afin d'obtenir une précision adéquate avec une bonne reproductibilité, une pièce dénommée "support" est ajoutée au prototype. Cette pièce a comme fonction d'ajuster correctement la bobine par rapport à l'aimant selon les axes $\boldsymbol{e_x}$ et $\boldsymbol{e_z}$ (figure 2.26). Elle est réalisée avec le même procédé (voir paragraphe *5.I.d*) technologique que le reste du prototype, c'est-à-dire par photolithographie.

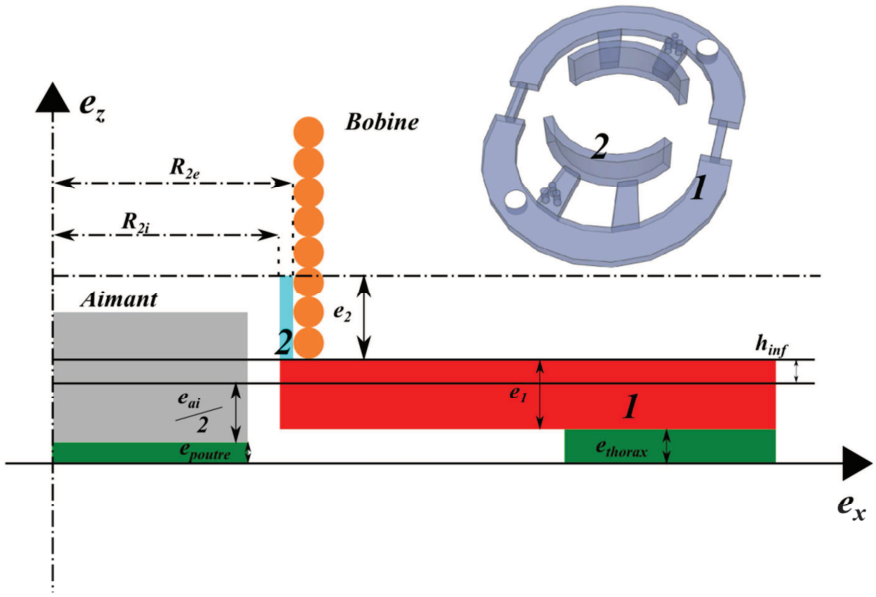


Figure 2.26: Schéma de principe pour l'ajout du support de la bobine

La figure 2.26 illustre la géométrie du support (détaillé au paragraphe *5.I.d*). Il se compose de deux parties principales. Une première partie (1) qui a pour fonction d'assurer le positionnement vertical de la bobine. L'épaisseur de la couche (e_1) est liée à h_{inf} par la relation 2.23.

$$h_{inf} = (e_{thorax} + e_1) - \left(\frac{e_{ai}}{2} + e_{poutre}\right) \tag{2.23}$$

La seconde partie (2) aide à centrer la bobine par rapport à l'aimant, et à obtenir un mouvement parfaitement vertical (voir paragraphe *2.II.a*). Sa largeur est choisie égale à 50 µm de large de façon à positionner la bobine avec un certain jeu. La bobine et son assemblage sont réalisés à la main, son rayon qui est calibré à 1 mm peut cependant varier de quelques micromètres. Pour une bobine de 1 mm rayon

intérieur, la partie 2 a un rayon extérieur R_{2e} de 0,975 mm, ce qui laisse 25 µm de jeu de chaque côté et assure que la bobine coulisse sans difficulté lors de l'assemblage. Le rayon intérieur R_{2i} est de 0,875 mm laissant 125 µm pour que l'aimant coulisse sans toucher les parois intérieures du cylindre. Ce jeu est nécessaire en raison des imprécisions liées au montage et aux variations du rayon nominal de l'aimant. Il est évident que diminuer cette valeur de 250 µm par un montage automatique positionnant la bobine au plus près de l'aimant permettrait d'augmenter considérablement la force électromagnétique qui s'exerce sur l'aimant ou de diminuer le courant nécessaire. En gagnant 100 µm, il devrait être possible d'avoir un gain de 50 % sur la force ou à force équivalente de diminuer l'énergie injectée d'autant.

Cette partie a permis un pré-dimensionnement de l'actionneur ainsi que sa réalisation technologique. Il est essentiel dorénavant de pouvoir quantifier son rendement énergétique. C'est pourquoi un modèle basé sur le langage Bond Graph sera proposé dans la partie suivante. Rappelons ici que le rendement d'un tel actionneur ne pourra pas atteindre celle d'un moteur électromagnétique macroscopique et que le caractère manuel de l'assemblage de l'actionneur ne garantira pas un niveau de performance équivalent pour chaque prototype.

III. Modélisation

Le formalisme Bond Graph offre l'avantage de modéliser simplement tout système multiphysique et d'en estimer le rendement énergétique. Dans un premier temps, les principes généraux de ce formalisme seront rappelés, puis un modèle sera proposé pour l'actionneur. Dans un deuxième temps, l'ensemble des moyens mis en œuvre (expériences, simulations) pour l'identification des paramètres de ce modèle sera détaillé. La validité de ce modèle sera ensuite discutée au travers de comparaisons avec des résultats expérimentaux. Enfin, le rendement énergétique de l'actionneur sera déterminé et analysé.

a. Principe du Bond Graph

Un Bond Graph (également appelé graphe à liens ou graphe de liaisons) est par définition une représentation graphique d'un système dynamique physique (mécanique, électrique, hydraulique, pneumatique, etc.) permettant la description des transferts d'énergie au sein du système. Parmi les caractéristiques essentielles de ce formalisme, on peut rappeler que les Bond Graph sont basés sur le principe de la conservation de la puissance et que les liens utilisés pour la représentation graphique symbolisent, des flux d'énergie ou des flux d'information. Les principaux avantages de cette modélisation sont d'une part, d'être capables de traiter des systèmes multi-physiques et d'autre part, d'intégrer le principe de causalité permettant ainsi de distinguer les contre-réactions créées par le système des efforts qui lui sont imposés. La puissance correspond quel que soit le domaine physique, au produit de deux grandeurs, une grandeur de flux f et une grandeur d'effort e. On distingue différents types d'éléments selon que l'on dissipe (élément R), stocke (élément I et C), convertisse (éléments GY et TF), additionne

(éléments 0 et 1) ou produise de l'énergie (éléments Se et Sf). L'ensemble des relations (effort, flux) correspondant à chacun des éléments est rassemblé dans le tableau 2.5.

Ces éléments permettent de modéliser un très large panel de systèmes et se révèlent extrêmement utiles lors de la réalisation de systèmes complexes intégrant plusieurs types de grandeurs.

Tableau 2.5: Différentes lois et représentations des éléments utilisés dans les Bond Graph

Élément	Paramètre	Relation	Équivalent électrique	Équivalent mécanique
0		$\sum_i f_i = 0$	Loi des nœuds	Loi d'additivité des vitesses
1		$\sum_i e_i = 0$	Loi des mailles	Principe fondamental de la dynamique
Sf			Source de courant	Source de force
Se			Source de tension	Source de vitesse
R	R	$e = R.f$	Résistance	Amortisseur
I	L	$f = \frac{1}{L}\int_t e(t)dt$	Inductance	Masse
C	C	$e = \frac{1}{C}\int_t f(t)dt$	Capacité	Raideur
TF	m	e_1=m.e_2 f_2=m.f_1	Transformateur	Réducteur, conversion électromécanique, changement de repère
GY	g	e_1=g.f_2 e_2=g.f_1	Gyrateur	Effet gyroscopique

b. Modèle de l'actionneur électromagnétique

Avant toute chose, la représentation d'un système à l'aide du formalisme Bond Graph nécessite de définir un Bond Graph à mots, les mots servant à désigner chaque domaine physique du système et les échanges énergétiques entre ces domaines. La modélisation de l'actionneur doit aider à terme à l'estimation paramétrique de son rendement énergétique, ce qui est difficilement réalisable expérimentalement.

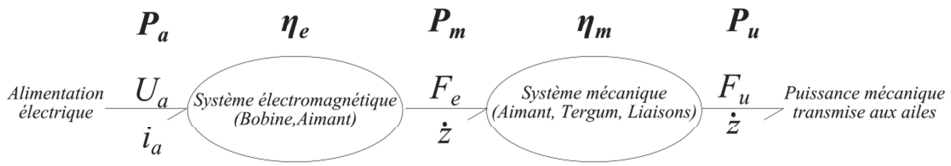


Figure 2.27: Bond Graph à mot de l'actionneur

Le schéma Bond Graph à mots de l'actionneur (figure 2.27) se découpe en deux parties :

- Une partie électromagnétique composée du système bobine-aimant qui permet de transformer la puissance électrique P_a (U_a, i_a) en puissance mécanique P_m (F_e, $\dot{z}$) avec un rendement η_e.
- Une partie mécanique comprenant l'ensemble Tergum, Aimant et Liaisons (TAL) qui transforme la puissance mécanique fournie par le système électromagnétique avec un rendement η_m en une puissance mécanique P_u (F_u, $\dot{z}$) aux ailes.

La partie électromagnétique peut être modélisée par trois éléments : un élément R qui représente la résistance de la bobine (R_b), une jonction 1 (flux identique, courant constant) pour indiquer que la résistance est en série avec la source d'alimentation et un élément GY, de coefficient de couplage électromagnétique k_{em}, qui correspond à la transformation de la puissance électrique en puissance mécanique (voir figure 2.29). Cet élément traduit la relation qui existe entre la variable d'effort mécanique la force de Laplace $\boldsymbol{F_e}$ (équation 2.5) et la variable de flux électrique, le courant i_a.

Comme le champ magnétique est distribué de façon symétrique autour de l'axe $\boldsymbol{e_z}$, l'équation 2.6 de la force électromagnétique $\boldsymbol{F_e}$ peut être simplifiée. De plus, on fait l'approximation que la composante radiale du champ magnétique $B_r(z)$ qui s'applique sur chacune des spires de la bobine peut être identifiée à la composante radiale moyenne du champ magnétique s'appliquant sur l'ensemble de la bobine $B_m(z)$ (voir paragraphe *2.II.c*). On en déduit ainsi l'expression 2.24.

$$F_e = F_z = B_m(z).2\pi.R.n.i_a = k_{em}(z).i_a \tag{2.24}$$

Où R est le rayon de la bobine et n le nombre de spires. Cette approche est utilisée dans les travaux de D. Karnopp [69] pour modéliser un actionneur électromagnétique similaire en Bond Graph. Le couplage électromécanique k_{em} (équation 2.24) correspond au produit du champ moyen B_m par la longueur du conducteur.

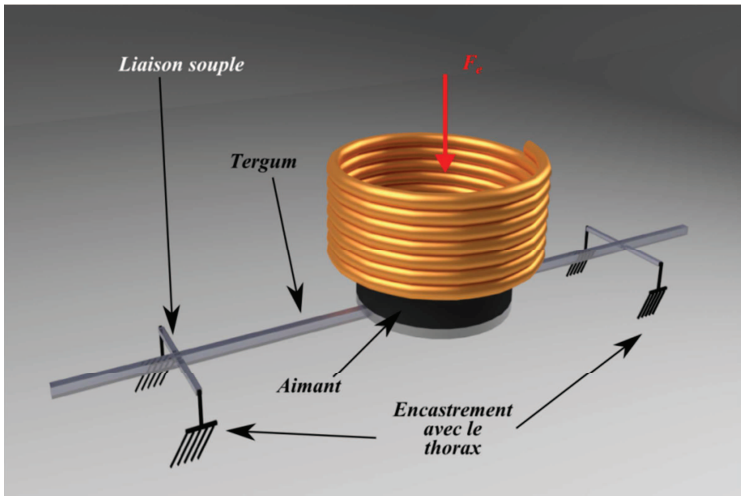


Figure 2.28: Modélisation mécanique de l'ensemble TAL

La partie mécanique du système TAL peut-être identifiée à un système masse-ressort caractérisé par sa raideur (k_{eq}), sa masse (m_{eq}) et son amortissement (R_{eq}) soumis à une charge ponctuelle en son centre (F_e) issue de la partie électromagnétique (figure 2.28). Selon le principe fondamental de la dynamique, on obtient :

$$m_{eq}\ddot{z} + R_{eq}\dot{z} + k_{eq}z = F_e\,(t) \tag{2.25}$$

La masse équivalente m_{eq} est représentée en formalisme Bond Graph par un élément I, qui symbolise l'énergie cinétique de la structure tandis que la raideur équivalente k_{eq} est assimilée à un élément C, représentant l'énergie potentielle de déformation. L'amortissement R_{eq} est pris en compte à l'aide d'un élément R dit dissipatif d'énergie : les sources d'amortissement correspondantes sont de deux types: les amortissements intrinsèques (l'amortissement thermoélastique, viscoélastique et celui dû aux pertes de surfaces) d'une part, et les amortissements extrinsèques (l'amortissement aérodynamique et l'amortissement lié aux ancrages) d'autre part. Une étude exhaustive de ces amortissement a été réalisée dans les travaux de T. Dargent [70]. Enfin, une jonction 1 permet de représenter l'égalité des flux (vitesses) et la somme des efforts qui correspond au principe fondamental de la dynamique.

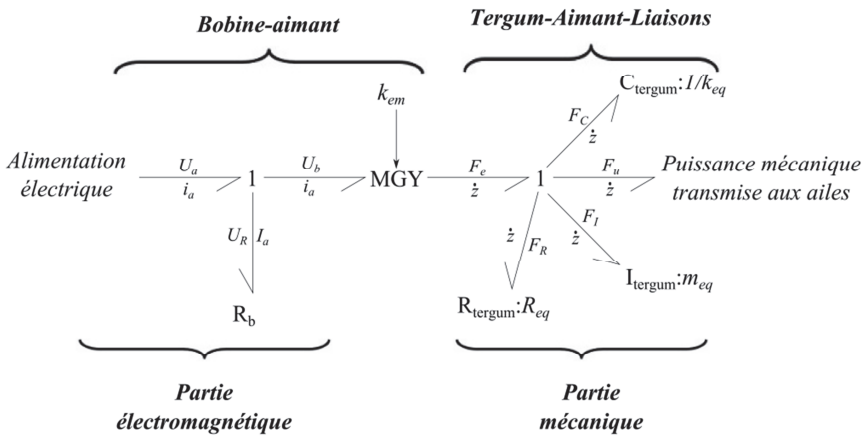


Figure 2.29: Représentation Bond Graph de l'actionneur et du tergum

En rassemblant les sous-modèles Bond Graph du système bobine-aimant et de la partie mécanique, on obtient le modèle complet présenté à la figure 2.29. L'étape suivante est d'identifier les paramètres électromagnétiques et les paramètres mécaniques.

c. Identification des paramètres du modèle

Afin de prévoir le comportement de l'actionneur, les paramètres du modèle sont déterminés analytiquement ou expérimentalement dans cette partie. L'étude est focalisée dans un premier temps sur le sous-modèle du système électromagnétique puis dans un second temps sur le sous-système mécanique.

i. Les paramètres électromagnétiques

Les paramètres électromagnétiques à estimer sont d'une part, la résistance de la bobine R_b et d'autre part, le coefficient de couplage k_{em}. Le calcul de la résistance de la bobine a été fait de façon analytique et confirmé par des mesures directes (tableau 2.4, paragraphe *2.II.f*). Cette résistance varie entre 70 et 500 mΩ en fonction de la section et de la longueur du fil utilisé (voir paragraphe *2.II.f*).

Le champ moyen dépend de l'altitude de l'aimant z dont l'étude a été réalisée dans le paragraphe *2.II.c*. La fonction présentée à la figure 2.14 est interpolée par un polynôme de degré 8 (équation 2.26) sur l'intervalle [-1;2,55] mm (figure 2.30), ce qui permet de déterminer analytiquement le champ magnétique radial moyen B_m sur un intervalle assez large. À partir de l'équation 2.26, on en déduit les variations de k_{em} en fonction de z pour un aimant de type A2 (tableau 2.1) et une bobine d'un rayon de 1 mm et d'une hauteur de 960 µm.

$$B_{interp}(z) = 89.2 + 33{,}1.10^3.z - 1{,}66.10^8.z^2 - 2{,}20.10^9.z^3 + 1{,}11.10^{14}.z^4 + 4{,}08.10^{15}.z^5 - 6{,}88.10^8.z^6 + 3{,}33.10^{22}\,z^7 - 4{,}81.10^{24}.z^8 \quad (2.26)$$

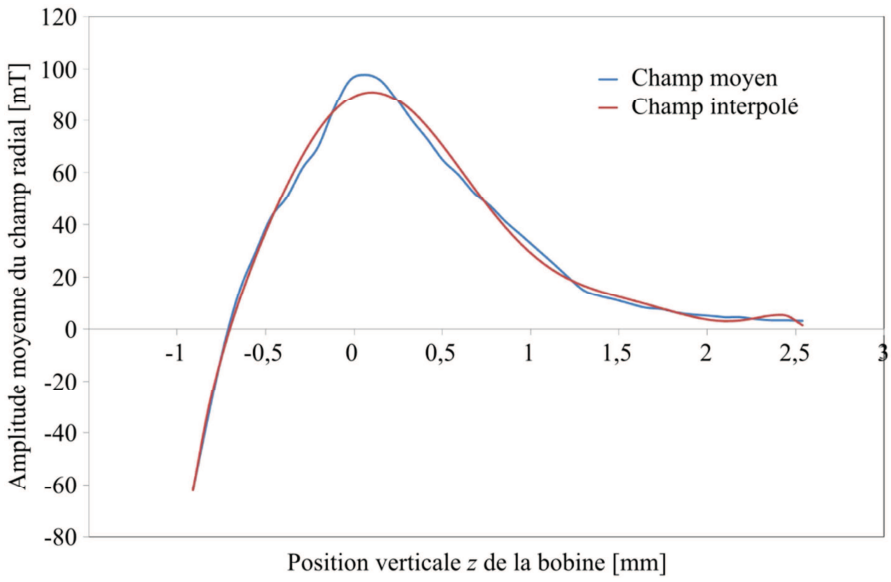


Figure 2.30: Comparaison entre le champ moyen obtenu par simulation pour un aimant de type A2 et la fonction d'interpolation B_{interp}

On peut ainsi quantifier le couplage électromécanique k_{em} en fonction de la position de l'aimant par rapport à la bobine. Ce coefficient est fortement dépendant de la position initiale de l'aimant z_0 comme on peut l'observer sur la figure 2.30 et donc des conditions d'assemblage du prototype.

ii. Les paramètres mécaniques

Les paramètres mécaniques à identifier sont la masse équivalente m_{eq}, la raideur équivalente k_{eq} et l'amortissement R_{eq} du système. La méthodologie est présentée ci-dessous :

- Dans un premier temps on identifie la masse équivalente du système par une méthode analytique.
- Ensuite, à l'aide d'une simulation par la méthode des éléments finis, on calcule la fréquence de résonance de façon à identifier la raideur équivalente. Des mesures expérimentales ont également été réalisées en parallèle.
- Enfin, l'amortissement équivalent est déterminé expérimentalement.

Les détails de la détermination de ces paramètres mécaniques sont donnés dans l'annexe A.

Tableau 2.6: Récapitulatif des paramètres équivalents établis expérimentalement

Paramètre	R_{eq} [N.m^{-1}.s]	k_{eq} [N.m^{-1}]	m_{eq} [mg]
Valeur	[0,2 ; 0,5]	[17 ; 37,8]	[5,97 ; 6,85]

Les trois paramètres équivalents du modèle ont été évalués (tableau 2.6) et vont être utilisés afin de confronter ce modèle à des résultats expérimentaux.

d. Validation expérimentale du modèle

Dans le but d'affiner le modèle présenté au paragraphe *2.III.b*, les résultats obtenus avec ce modèle sont comparés à des mesures expérimentales. Une première étude est réalisée en petits déplacements afin de vérifier le choix des paramètres équivalents (m_{eq}, k_{eq} et R_{eq}). La seconde étude est effectuée en grands déplacements, ce qui correspond au fonctionnement nominal de l'actionneur. Soulignons que l'hypothèse des grands déplacements implique un comportement non-linéaire de la structure mécanique (TAL).

i. Modèle linéaire

En première approximation, on considère un modèle linéaire pour l'actionneur, c'est-à-dire que l'étude s'effectue en petits déplacements. L'équation du mouvement peut alors s'écrire :

$$m_{eq}\ddot{z} + R_{eq}\dot{z} + k_{eq}z = i_a.\cos(2\pi f_r).k_{em}(z) \tag{2.27}$$

La section précédente a permis la détermination des paramètres de ce modèle et les valeurs utilisées sont résumées dans le tableau 2.7.

Tableau 2.7: Valeurs des paramètres du modèle linéaire

Paramètres	Valeurs
m_{eq} [mg]	6,78
k_{eq} [N.m^{-1}]	19,1
R_{eq} [N.m^{-1}.s]	0,00085

La réponse fréquentielle des simulations du modèle Bond Graph (figure 2.31) est conforme à celle d'un système masse-ressort. Elle présente une fréquence de résonance f_r caractéristique de la structure qui se situe à 267 Hz. A cette fréquence, l'amplitude du déplacement varie de 154 à 324 µm pour un courant allant de 40 à 85 mA. En dehors du domaine de résonance, les amplitudes sont comprises entre 10 et 21 µm. Lorsque l'on compare les amplitudes simulées à la résonance avec la longueur du tergum, on s'aperçoit que ce dernier subit de grands déplacements et on peut par conséquent s'attendre à ce que des effets mécaniques non-linéaires apparaissent lors des mesures expérimentales.

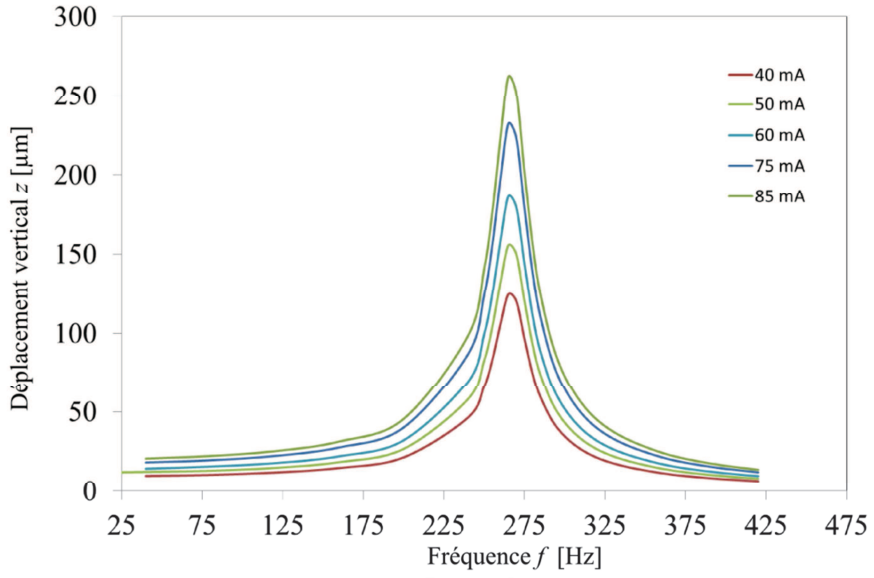


Figure 2.31: Modélisation du déplacement vertical *z* de l'aimant en fonction de la fréquence *f* pour différents courants i_a

Pour évaluer le domaine de validité de ce modèle linéaire, une étude expérimentale est réalisée. Au cours de celle-ci, la position de l'aimant est détectée à l'aide du capteur de déplacement laser Keyence LK-G32 (voir paragraphe *6.I.b*) indiquant la position verticale de l'aimant (*z*). Un second appareil complète la chaîne de mesure et détermine les variables d'entrée, il s'agit d'une sonde de courant à effet Hall qui relève l'intensité du courant traversant la bobine (i_a) dont on fait varier la fréquence (f_r).

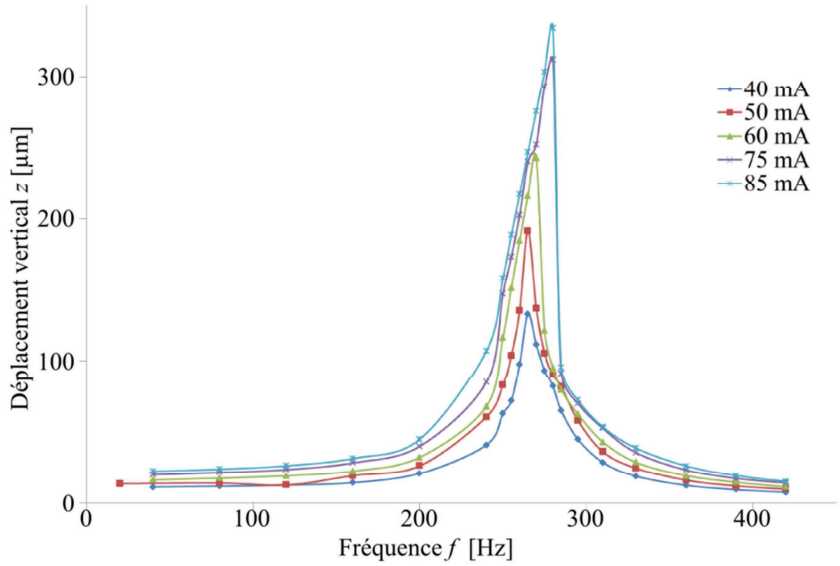


Figure 2.32: Déplacement de l'aimant *z* en fonction de la fréquence *f* et de l'amplitude du courant i_a

L'étude fréquentielle des résultats expérimentaux (figure 2.32) met en évidence une augmentation de la fréquence de résonance f_r en fonction du courant dès lors que celui-ci dépasse 60 mA. Ce comportement sera étudié au paragraphe *2.III.f*. En recentrant la comparaison sur des courants inférieurs à 60 mA, on

peut observer sur la figure 2.33 une excellente corrélation entre les résultats expérimentaux et les simulations aussi bien pour la fréquence que pour l'amplitude.

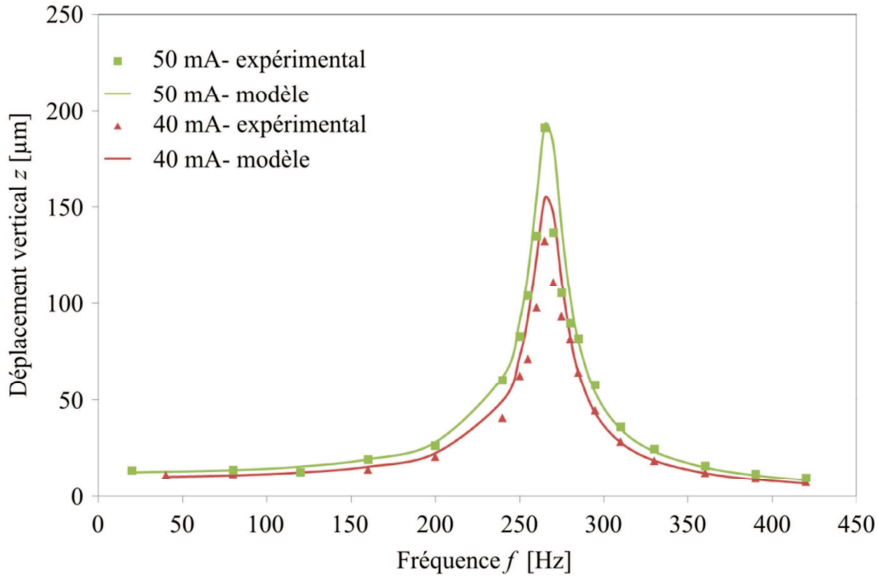


Figure 2.33: Comparaison des résultats expérimentaux avec le modèle en fonction de la fréquence pour des courants i_a de 40 mA (rouge) et 50 mA (vert)

La qualité du modèle ainsi que la précision de mesure peuvent également être quantifiées en comparant le déplacement simulé et mesuré en dehors du pic de résonance, c'est-à-dire pour des petits déplacements. Une comparaison sur une plage de fréquence allant de 40 à 200 Hz et un courant compris entre 40 et 85 mA est présentée en annexe B et montre une très bonne corrélation puisque l'erreur relative entre les résultats expérimentaux et ceux du modèle n'excèdent pas 15 %.

Ces différentes comparaisons démontrent une bonne adéquation du modèle avec les résultats expérimentaux en petits déplacements et valident les paramètres du système discret. Néanmoins, l'hypothèse des petits déplacements introduit d'importantes erreurs pour des déplacements supérieurs à 150 µm. En effet, cette hypothèse implique un déplacement angulaire n'excédant pas quelques degrés, ce qui n'est plus le cas puisque pour un tergum d'une longueur de 2,5 mm et un déplacement de 150 µm en son centre, l'angle est de ± 3,4 ° à sa base.

ii. Modèle non-linéaire

Ce modèle a comme objectif de corriger les approximations du modèle linéaire. Cette non-linéarité est mise en évidence sur la figure 2.32 où l'on peut observer un décalage de la fréquence de résonance quand le courant augmente. L'hypothèse privilégiée est une non-linéarité mécanique géométrique correspondant à une augmentation de la raideur équivalente du tergum (k_{eq}). Ce type de non-linéarité peut être modélisé en utilisant les équations de Duffing [71] qui modifient la rigidité de la structure de façon non-linéaire en fonction du déplacement (voir paragraphe *3.III.c.i*). Ainsi, on ajoute au terme de

rigidité k_{eq} utilisé dans le modèle linéaire un second facteur proportionnel à z^2, k_{nl}. On obtient alors une raideur totale, k_{glo}, qui est représentée par l'équation 2.28.

$$k_{glo} = k_{eq} + k_{nl}.z^2 \tag{2.28}$$

L'équation globale du mouvement devient alors :

$$m_{eq}\ddot{z} + R_{eq}\dot{z} + \left(k_{eq} + k_{nl}.z^2\right).z = i_a.\cos(2\pi f_r).k_{em}(z) \tag{2.29}$$

Les résultats analytiques montrent que l'on obtient une force de rappel qui est proportionnelle au déplacement en petits déplacements, et au cube du déplacement en grands déplacements. La figure 2.34 illustre la variation de la force de rappel dans les cas d'une raideur linéaire et d'une raideur non-linéaire. L'identification des paramètres non-linéaires est obtenue de façon heuristique. Comme on peut le voir sur la figure 2.32, pour des déplacements inférieurs à 60 µm la composante non-linéaire est négligeable devant la composante linéaire. Inversement, lorsque les déplacements sont supérieurs à 150 µm, la différence entre les deux forces de rappels n'est plus négligeable.

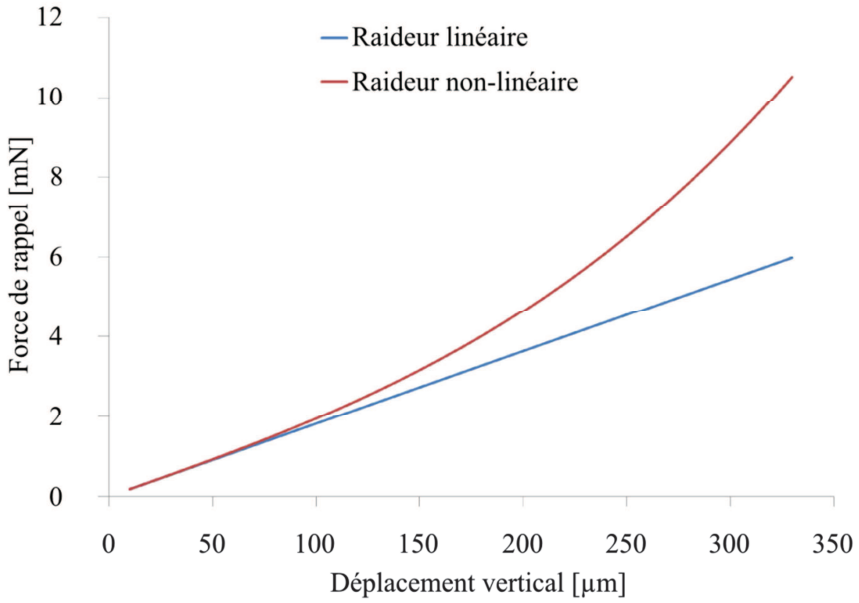


Figure 2.34: Simulation de la force de rappel en fonction du déplacement pour un coefficient linéaire (bleu), et pour un coefficient non-linéaire (rouge). Avec k_{eq}=19,1 N.m^{-1} et k_{nl}=126.106 N.m^{-3}

Pour un k_{nl} de 126.10^6 N.m^{-3}, les résultats obtenus sont satisfaisants comme on peut le voir sur la figure 2.35 où sont effectuées les comparaisons des modèles linéaire et non-linéaire avec les résultats expérimentaux pour un courant de 85 mA. Alors que le modèle non-linéaire donne une fréquence de résonance de 280 Hz en accord avec les résultats expérimentaux, la fréquence de résonance du modèle linéaire reste de 267 Hz. Cependant, l'amplitude des déplacements est plus importante expérimentalement.

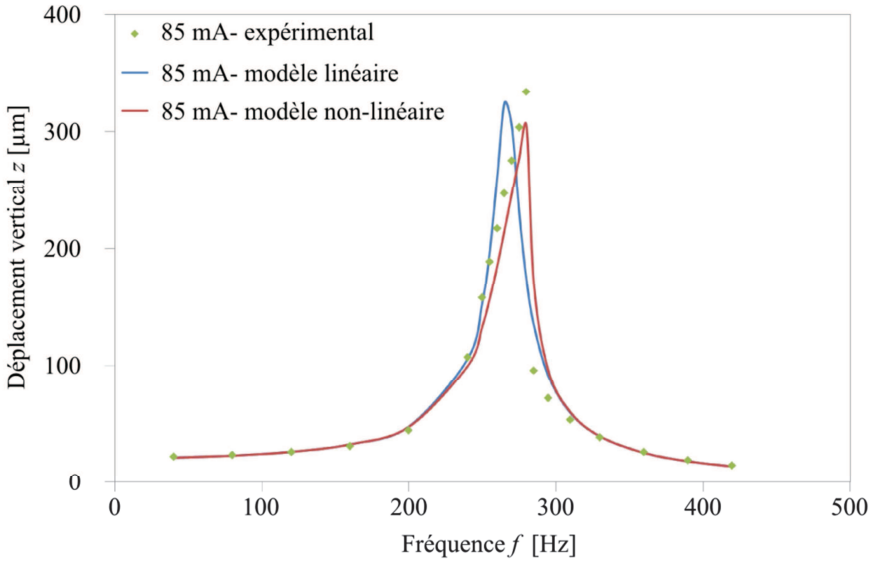


Figure 2.35: Comparaison entre les mesures expérimentales (vert), le modèle linéaire (bleu) et le modèle non-linéaire (rouge) pour un courant de 85 mA

Cette légère différence d'amplitude peut venir de deux facteurs difficiles à estimer avec précision et extrêmement sensibles, l'amortissement (R_{eq}) qui dépend de sources très diverses et la composante non-linéaire (k_{nl}) qui est estimée de façon heuristique et donc soumise à des imprécisions. Celles-ci peuvent être perçues lorsque le modèle non-linéaire est appliqué à des petits déplacements. On observe en effet un décalage fréquentiel de 5 Hz entre le modèle non-linéaire et les résultats expérimentaux, ce qui représente une erreur relative de 2%.

Toutefois, ce modèle représente un bon compromis entre précision et complexité, dans la mesure où le modèle non-linéaire fournit une estimation fidèle du comportement de l'actionneur en grand déplacement aussi bien en termes d'amplitude que de fréquence de résonance. L'objectif, qui était de pouvoir prédire le comportement de l'actionneur en grands déplacements afin de l'optimiser énergétiquement est donc rempli.

IV. Rendement énergétique

Le modèle Bond Graph présenté et validé précédemment sert à faire l'estimation de la puissance mécanique sortante P_u connaissant la puissance électrique injectée P_a (voir figure 2.27, paragraphe *2.III.b*) et donc à déterminer le rendement global de l'actionneur. Comme cela a été montré au début de ce chapitre, ce rendement η_{act} est un des paramètres essentiels dans le choix de l'actionnement.

$$\eta_{act} = \frac{P_u}{P_a} \tag{2.30}$$

Cet indicateur va être évalué en utilisant le logiciel 20-sim qui calcule les échanges de puissance à l'aide de la représentation Bond Graph décrite à la figure 2.29 (voir paragraphe *2.III.b*).

En fonctionnement nominal, c'est-à-dire d'une part pour des déplacements sinusoïdaux du tergum de l'ordre de ±150 µm à la fréquence de résonance, et d'autre part avec un aimant A2, une bobine de 1 mm de rayon et de 8 spires de 40 µm de rayon, le courant entrant (i_a) est de ± 60 mA. Cette évaluation du rendement est réalisée sur un modèle de l'actionneur ne contenant pas de charge en sortie, étant donné que celui-ci n'intègre pas les ailes pour l'instant. Les courants choisis pour obtenir des déplacements de l'aimant de ±150 µm seront donc plus faibles que lors des tests réalisés avec des ailes.

La puissance électrique injectée P_a peut être définie comme le produit du courant et de la tension appliquée à la bobine:

$$P_a = u_a . i_a \tag{2.31}$$

On obtient alors une puissance moyenne entrante de 329 µW pour un courant de ± 60 mA et une tension de ± 4,8 mV. Seule une fraction de cette puissance sera convertie en puissance mécanique: en effet, la bobine étant assimilée à une résistance (voir paragraphe *2.II.f*), elle va dissiper de la puissance électrique sous forme de chaleur, c'est-à-dire par effet Joule (figure 2.36). Cette puissance P_j peut être quantifiée grâce à l'équation:

$$P_j = R_b . {i_a}^2 \tag{2.32}$$

La puissance ainsi dissipée représente 98 % de la puissance électrique injectée P_a et la puissance moyenne restante est alors de 6,34 µW. Cette dernière est convertie sans perte via le système électromagnétique en une puissance mécanique P_m (paragraphe *2.II.a*).

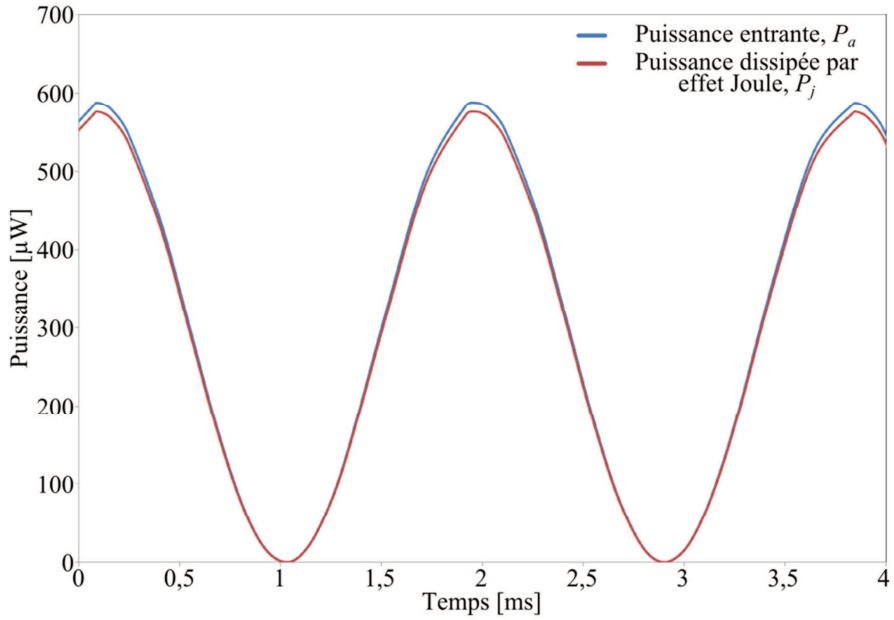


Figure 2.36: Puissance injectée dans le système pour un courant de 60 mA (courbe bleue) et puissance dissipée par effet Joule (courbe rouge)

La puissance mécanique transmise à l'aimant P_m, met alors en vibration le système TAL qui possède un amortissement équivalent R_{eq} (paramètre présenté plus en détails dans l'annexe A). Cet amortissement va pour sa part dissiper 27 % de la puissance mécanique fournie par l'actionneur comme l'illustre la figure

2.37. La puissance mécanique moyenne P_u alors disponible en sortie est de 4,6 µW. Par conséquent, on obtient alors un rendement global η_{act} de l'actionneur qui est de 1,4 %.

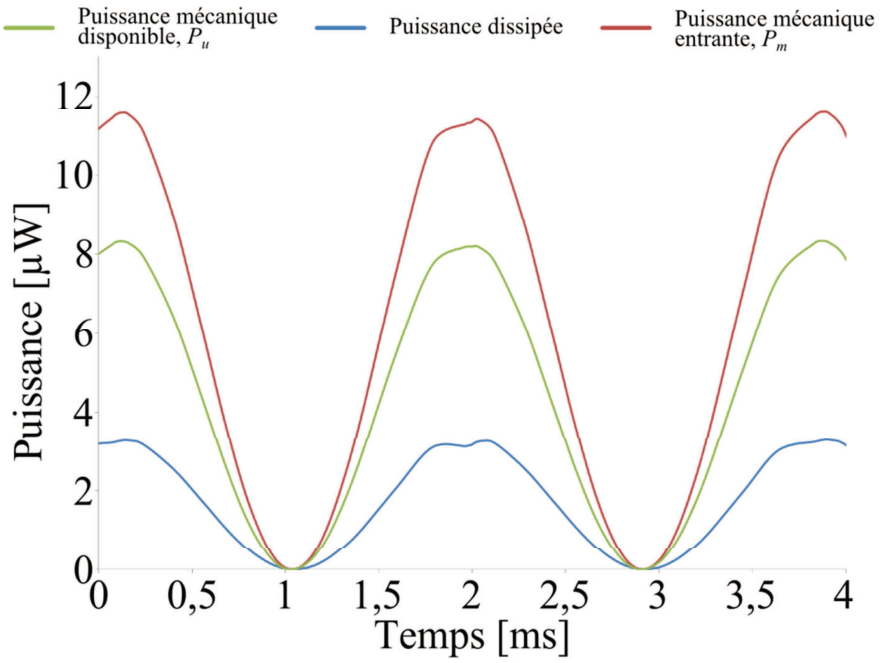
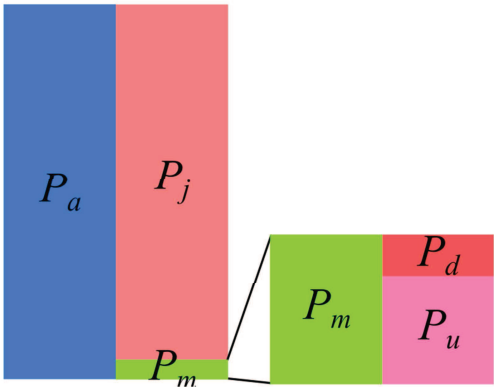


Figure 2.37: Comparaison des puissances mécaniques: la puissance mécanique fournie par l'actionneur (courbe rouge), puissance mécanique dissipée par l'amortissement mécanique (courbe bleue) et la puissance mécanique disponible (courbe verte)

Tableau 2.8: Récapitulatif des valeurs des puissances

	Puissance [µW]
P_a	329,9
P_j	323,6
P_m	6,3
P_d	1,7
P_u	4,6



En supposant que l'on souhaite faire monter verticalement une masse de 22 mg à une vitesse ascensionnelle de 2 cm.s^{-1}, la puissance nécessaire serait alors de 4,2 µW. La puissance utile P_u fournie par l'actionneur apparaît donc suffisante, néanmoins, le rendement reste faible.

Afin d'augmenter ce rendement, diverses améliorations peuvent être apportées pour limiter les pertes, en particulier au niveau de la bobine qui dissipe une importante partie de la puissance électrique (tableau 2.8). Deux voies peuvent être explorées:

- soit diminuer la résistance R_b de la bobine,

- soit réduire le courant i_a transitant dans la bobine.

Toutefois, comme cela a été montré au paragraphe *2.II.e* et *2.II.f*, il est difficile de diminuer la résistance de la bobine sans abaisser ses performances. La réduction des pertes passe donc nécessairement par une diminution du courant la traversant i_a (équation 2.32), mais dans ce cas il est nécessaire d'augmenter le champ électromagnétique $\boldsymbol{B}$ ou du moins son interaction avec le courant, afin de conserver une force verticale identique, comme illustré par l'équation 2.4 rappelée ici:

$$\boldsymbol{F_z} = -Ri_a \sum_{i=1}^{n} \int_{\theta=0}^{2\pi} B_r(R,\theta,i)d\theta \, \boldsymbol{e_z} \tag{2.4}$$

Cela revient dans le modèle présenté plus haut (figure 2.29) à augmenter le coefficient de couplage électromécanique (k_{em}). Dans ce sens la géométrie et la polarisation de l'aimant pourraient être modifiées en vue d'optimiser l'orientation des lignes de champs de l'aimant et donc d'améliorer la valeur de la force verticale. On pourrait ainsi imaginer l'utilisation d'un aimant annulaire comme cela est couramment utilisé dans les haut-parleurs, figure 2.38, favorisant ainsi la création d'une force électromagnétique F_e verticale. À notre échelle, la fabrication d'une telle géométrie reste cependant très complexe et requiert la mise en œuvre de moyens très lourds.

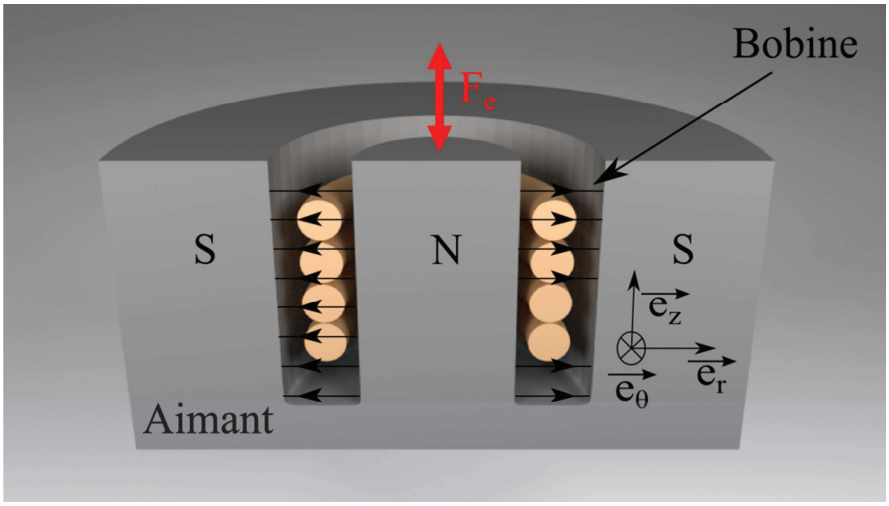


Figure 2.38: Configuration bobine/aimant générant un champ magnétique radial constant

Conclusion

Dans ce chapitre, un état de l'art des actionneurs utilisés pour faire fonctionner les MAVs et les NAVs a été proposé. Suite à cette analyse, le choix de l'actionnement s'est orienté pour notre prototype vers l'actionnement électromagnétique linéaire, pour différentes raisons: d'une part, pour sa simplicité de fabrication et son intégration simple au prototype et, d'autre part, car ce type d'actionnement possède des caractéristiques de déplacement et de force dans notre gamme de travail. En outre, il est facilement

accordable en fréquence facilitant ainsi la mise à la résonance des ailes, quelles que soient leurs caractéristiques. Le travail réalisé ensuite a servi à déterminer un compromis optimal entre performance et masse. Cette analyse a été corroborée par des résultats expérimentaux qui ont permis de mesurer la production de déplacements proches de 300 µm avec une force de l'ordre du millinewton à une fréquence de 267 Hz. Afin de prédire et d'évaluer le rendement énergétique de cet actionneur, un modèle Bond Graph a été développé et ses paramètres ont été estimés au travers de diverses expériences et simulations. Après simulation, les résultats obtenus par cette approche Bond Graph montrent que le rendement constitue le principal point faible de ce type d'actionnement. Son amélioration passe principalement par l'augmentation du champ magnétique traversant la bobine. Enfin, comme nos travaux l'ont montré les paramètres qui conditionnent le plus fortement le rendement de notre actionneur sont la géométrie et le champ magnétique de l'aimant sélectionné.

Chapitre 3: Transmission

Au sein des drones, l'élément de transmission a comme fonction de conduire le mouvement de l'actionneur jusqu'aux ailes. En général, ces actionneurs fournissent des mouvements élémentaires de rotation ou de translation. Ces derniers doivent donc être transformés par le biais d'un système de transmission afin de conférer aux ailes le mouvement adéquat (voir paragraphe *4.I.a.i*).

Après une première partie où sera donné un état de l'art représentatif des solutions mises en œuvre dans le domaine des MAVs et des NAVs, les deuxième et troisième parties seront dédiées à l'optimisation de l'élément de transmission utilisé pour le drone développé dans ce projet.

En particulier, différentes solutions seront proposées et analysées : une première liaison, héritée de travaux précédents réalisés à l'IEMN, sera étudiée dans un premier temps. Suite à l'émergence de certains obstacles un second mécanisme reposant sur le principe des liaisons souples sera modélisé et évalué.

I. Etat de l'art

Comme pour les actionneurs, la conception de l'élément de transmission représente des défis complètement différents lorsqu'il s'agit de MAVs ou de NAVs. La transmission dans la plupart des MAVs s'effectue à l'aide de systèmes mécaniques issus de la mécanique macroscopique (réducteurs, bielle-manivelle,…), or, les contraintes liées à la taille et à la masse des NAVs requièrent de nouveaux paradigmes de conception. En effet, bien que le système de transmission remplisse la même fonction, il doit avoir un encombrement plus faible et une efficacité plus importante. On trouvera donc dans les NAVs des systèmes de transmissions qui sont largement inspirés de ce que l'on trouve à l'échelle macroscopique mais qui ont subi de profondes transformations technologiques.

a. MAVs

Les MAVs peuvent embarquer, pour une envergure de 7 à 15 cm, plusieurs dizaines de grammes. Il leur est donc possible de se pourvoir de systèmes de transformation du mouvement tels que des roues dentées ou des systèmes plus complexes. De plus, la taille relativement importante des MAVs au regard de la taille des NAVs, permet l'utilisation de technologies de fabrications et d'assemblages empruntées à la robotique, facilitant la réalisation de prototypes.

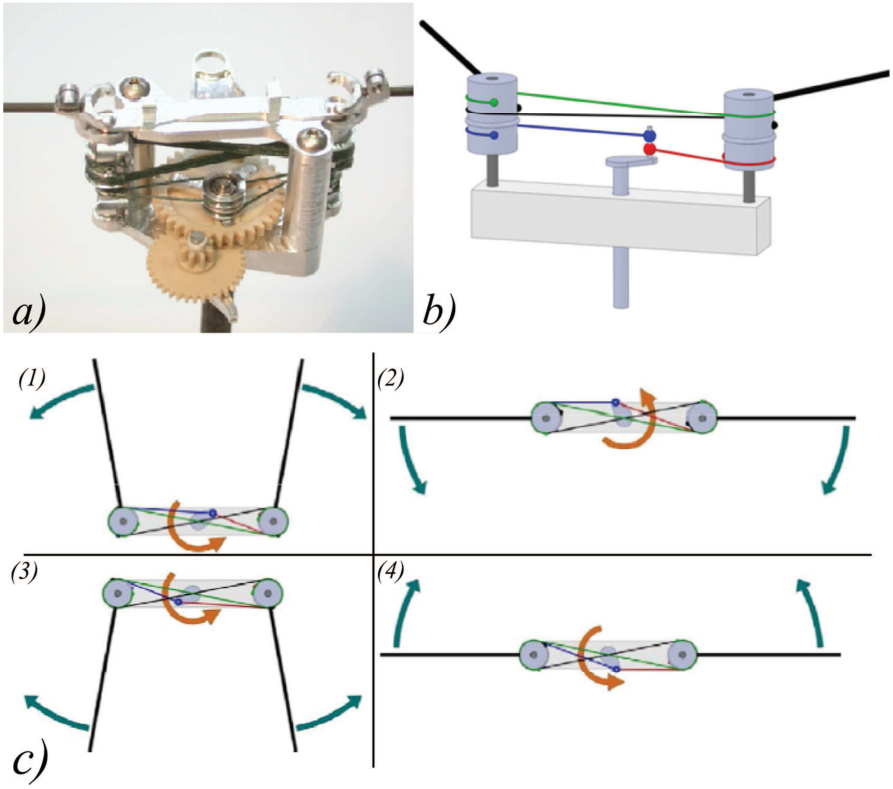


Figure 3.1: Présentation du système de transformation du "Hummingbird" de *Aerovironment inc.* [22] a) Photo du système de transmission réalisé en aluminium et en plastique b) Schéma de principe d'actionnement des ailes : l'arbre moteur entraîne 2 courroies (bleue et rouge) reliées à des poulies actionnant les ailes, les deux autres courroies (verte et noire) assurant la symétrie du mouvement c) Présentation du fonctionnement de la transmission: la flèche orange matérialise le mouvement de l'arbre moteur

La figure 3.1 illustre le système de transmission et de transformation du mouvement employé par *Aerovironment Inc*. dans son prototype "Hummingbird". La transmission du mouvement s'effectue à l'aide d'un ensemble de courroies et d'engrenages qui est associé au mécanisme de commande illustré à la figure 3.2. Cet ensemble impose un angle de torsion afin de donner aux ailes un mouvement adéquat. Il est important de souligner que ces deux pièces représentent une masse de 3 g, soit 37 % de la masse du prototype [22].

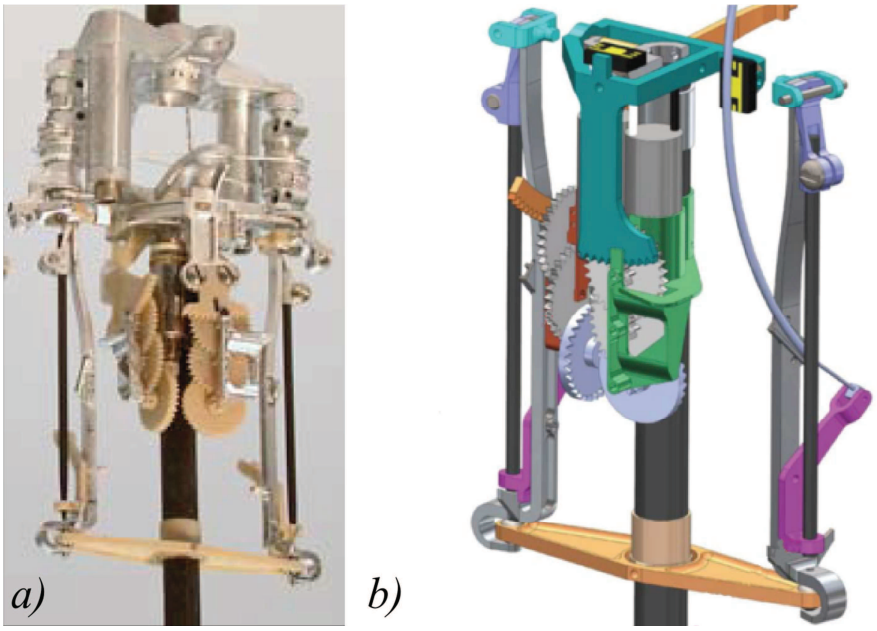


Figure 3.2: Système de commande des ailes du Hummingbird servant à ajuster les angles de torsion et de flexion de l'aile, a) Réalisation en aluminium, plastique et fibre de carbone, b) Schéma tridimensionnel détaillé [22]

Pour leur part, les "Delfly" (I, II et micro) possèdent un système de transmission similaire à celui du "Hummingbird", composé d'une série d'engrenages de différentes tailles et d'un système de type bielle-manivelle. Celui-ci transforme le mouvement de rotation fourni par le moteur électromagnétique en un mouvement adapté aux ailes comme on peut le voir sur la figure 3.3 (a) pour le "Delfly I". Ce système a dû être adapté dans la version du "Delfly II" afin d'éliminer des mouvements parasites de rotation induits par le mouvement des engrenages. Ainsi, on peut remarquer sur la figure 3.3 (b) que les roues dentées sont dans cette version perpendiculaires au plan de battement des ailes. Ce type de dispositif fonctionne avec un moteur rotatif et un système d'engrenage pour distribuer et modifier le mouvement.

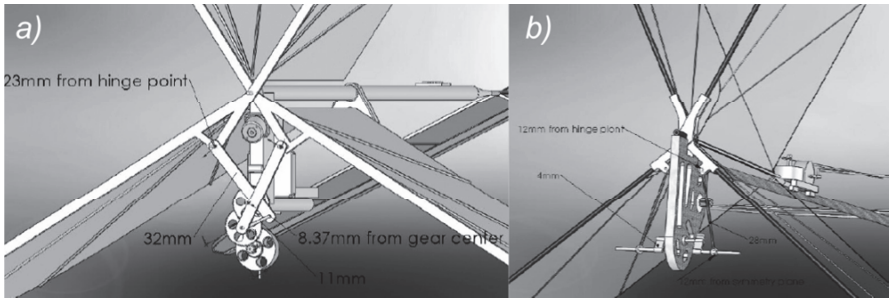


Figure 3.3: Représentation des mécanismes de transmission des prototypes (a) "Delfly I" et (b) "Delfly II" [72]

Ces systèmes ont de nombreux avantages parmi lesquels une grande adaptabilité et un rendement important. Cependant, la masse de ce type de transmission représente une part importante de la masse de ces engins, 23 % pour le Delfly Micro et 37 % pour le "Hummingbird". Or, si l'on souhaite réaliser un NAV, il est essentiel de minimiser la masse de ces composants et il paraît aujourd'hui beaucoup plus

simple de diminuer cette masse que celle de la source d'énergie par exemple. De plus, l'efficacité de ces transmissions est d'autant plus faible que leur échelle est petite. Par souci d'efficacité, il est tout indiqué de développer des solutions alternatives à l'échelle des NAVs.

En outre, la fabrication de ce type de transmission, à l'échelle des nanodrones, demeure un obstacle à surmonter. Ainsi, différentes solutions innovantes, aussi bien d'un point de vue technologique que conceptuel, ont été envisagées et mises en œuvre par différentes équipes à travers le monde comme cela est détaillé dans le paragraphe suivant.

b. NAVs

Parmi les systèmes de transmission spécifiquement développés pour les NAVs, le système de transmission du MFI [28] offre une alternative au système bielle-manivelle classique : ce dernier est en effet associé à un mécanisme "quatre-barres" (figure 3.4 (a)) permettant de transformer et d'amplifier le mouvement initialement créé par l'actionneur piézoélectrique présenté au paragraphe *2.I.c*. Une variante simplifiée de ce mécanisme est installée sur le "Robobee" du laboratoire de micro-robotique de l'Université de Harvard (figure 3.4 (b)).

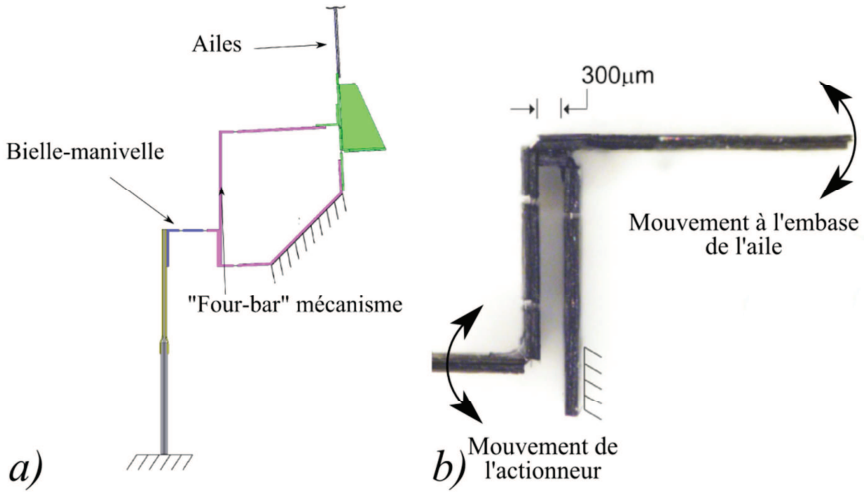


Figure 3.4: (a) Système de transmission du "MFI" [28], (b) Transmission du mouvement de l'actionneur aux ailes dans le "Robobee" [29]

Ce mécanisme est composé d'une couche de polyester enserrée entre deux couches de fibre de carbone. La fibre de carbone est découpée au laser afin d'obtenir des zones plus souples sur une largeur de 10 µm où la couche de polyester, d'une épaisseur approximative de 7 µm, est mise à nue (figure 3.5) et présente alors une raideur de seulement quelques µN.m. Le mécanisme est ensuite actionné à sa fréquence de résonance (~120 Hz) [37]. L'association de ces zones de grande souplesse et du mécanisme de transmission sert à transformer le mouvement linéaire de l'actionneur de quelques dizaines de µm en un mouvement angulaire de 110° [37].

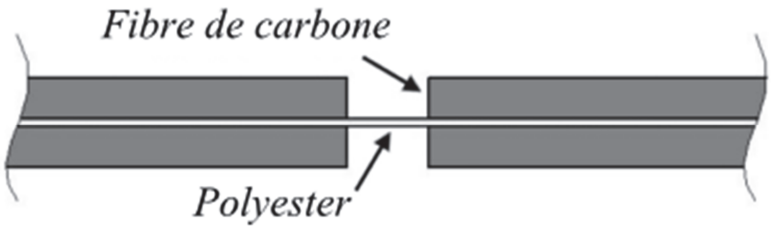


Figure 3.5: Architecture d'une liaison souple réalisée à l'aide de fibres de carbone et de polyester utilisées pour fabriquer les articulations du "MFI" et du "Robobee" [28]

Le système décrit donne donc lieu à l'obtention d'importants mouvements de flexion, cependant le mouvement généré n'est pas optimal [73]. Afin d'obtenir quelque chose de plus performant et un contrôle indépendant de chaque aile, un second actionneur piézoélectrique a été ajouté et des zones souples, similaires à celles de la figure 3.5, ont également été placées à l'embase des ailes comme on peut le voir sur la figure 3.6.

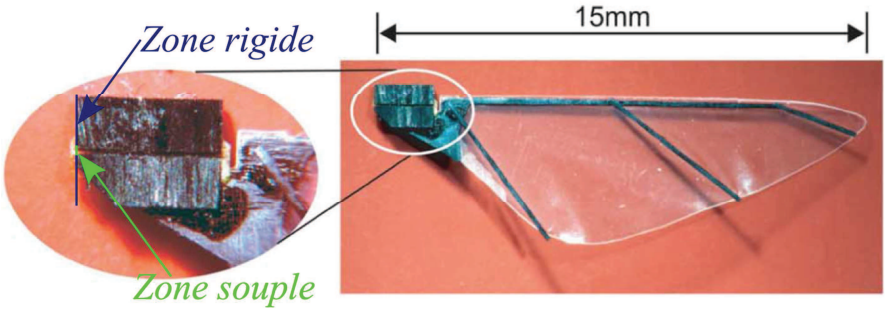


Figure 3.6: Zone souple à l'embase de l'aile [74]

Au-delà des concepts développés par ces travaux, la technologie de fabrication choisie représente également une innovation importante. En effet, la méthode développée (SCM : Smart Composite Microstructures) est fondée sur les principes de l'origami et de la fabrication des cartes de circuit imprimé [75]. Différentes couches de matériaux sont alignées, laminées puis gravées par laser (figure 3.7(a)) afin d'obtenir le patron dans le plan du système. Ce dernier est ensuite déplié comme cela est mis en lumière par la figure 3.7 (b), puis certaines zones sont figées par traitement thermique (figure 3.7 (c)). Le système terminé est ensuite détaché du support. Ce procédé de fabrication qui se rapproche sur de nombreux points des procédés MEMS classiques (capacité de fabrication collective, fabrication à l'échelle mésoscopique, …) a l'avantage dans le cadre du projet du *Wyss Institute* ("Robobee") de faciliter l'intégration directe de l'actionneur à la structure.

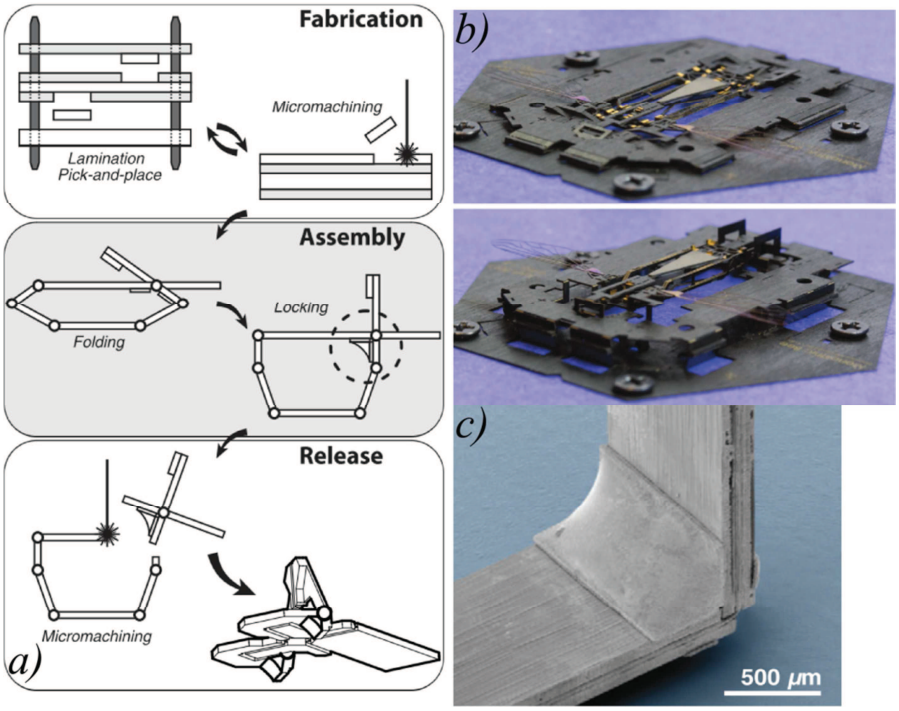


Figure 3.7: Présentation du concept de fabrication utilisé par *Wood et al* [75] a) Schéma présentant les différentes étapes successives du procédé de fabrication, b) Vues du système dans le plan et une fois déplié, c) Vue au microscope électronique de deux parties soudées grâce au traitement thermique

Si les systèmes présentés précédemment ont comme point commun d'utiliser des mécanismes complexes d'amplification et de transformation du mouvement afin d'obtenir des ailes une cinématique appropriée le système d'amplification du mouvement proposé par *Bolsman* [47] suit une orientation différente. Dans son cas, le thorax est composé d'une association de fibre de carbone, de ressort ("spring steel") et de zones plus souples en polystyrène (figure 3.8 (a)). Le mouvement linéaire de l'actionneur, $u_{(input)}$ est amplifié grâce à la mise en résonance du thorax (~30 Hz) (figure 3.8 (b)) dont le mode de résonance elliptique conduit à l'obtention d'un angle $\varphi_{(output)}$ avec un rapport de transmission de l'ordre de 260 rad.m^{-1}.

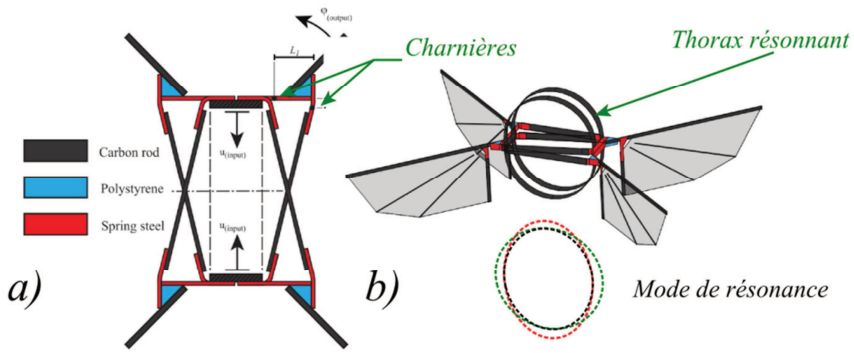


Figure 3.8: Mécanisme souple utilisé pour transformer et amplifier le mouvement de l'actionneur [47]

La conception de la transmission de l'OVMI est différente de celle utilisée par *Wood* [29] puisque l'amplification du mouvement s'appuie principalement sur l'utilisation du concept de résonance (voir paragraphe *1.III.a*) tout comme *Bolsman* [47], à la différence près néanmoins que l'amplification du mouvement des ailes n'est pas réalisée par la résonance du thorax mais par la résonance des ailes elles-mêmes. Par conséquent, la fonction du mécanisme de transmission se limite pour notre prototype à relier la partie fixe supportant la bobine à la partie mobile résonante, actionnée par l'aimant, en limitant les perturbations et les pertes engendrées. Il s'agit donc de transformer le mouvement de translation de l'aimant en un mouvement de flexion des ailes (figure 3.9) tandis que le mouvement de torsion est réalisé de façon passive en s'appuyant sur l'architecture de l'aile.

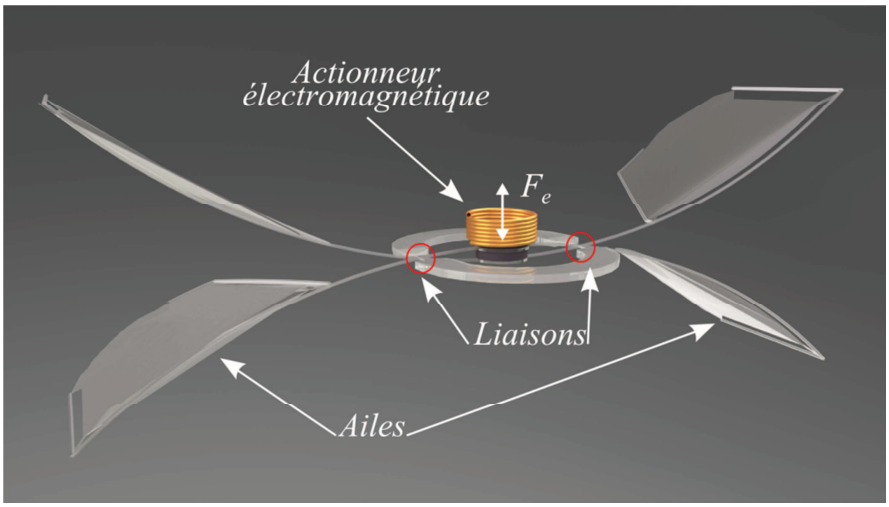


Figure 3.9: Principe de fonctionnement de l'OVMI

Les paragraphes suivants s'attachent à décrire les solutions qui ont été apportées afin d'améliorer l'angle de flexion de l'aile, l'optimisation de l'angle de torsion étant détaillée au paragraphe *4.III.b*. Nous verrons ainsi que deux solutions ont été envisagées pour transmettre le mouvement le plus efficacement possible : la première reprend le principe de la liaison pivot glissant en faisant passer le bord d'attaque à travers une ouverture réalisée dans le thorax (figure 3.10), le bord d'attaque étant mis en mouvement par l'oscillation de l'aimant fixé en son centre (voir paragraphe *1.IV*). Plusieurs procédés de fabrication [11,70,76,77] ont d'ailleurs été mis en place afin de réaliser ce type de structure (voir paragraphe *5.1.b*). Le premier consistait à fabriquer le thorax en 2 parties distinctes, et à assembler ces deux pièces avec le bord d'attaque (figure 3.10) à la main sous microscope optique tandis que pour s'affranchir de ces étapes d'assemblage, un second procédé de fabrication permettant de réaliser le bord d'attaque déjà enchâssé dans le thorax a été expérimenté et testé (figure 3.11(a)).

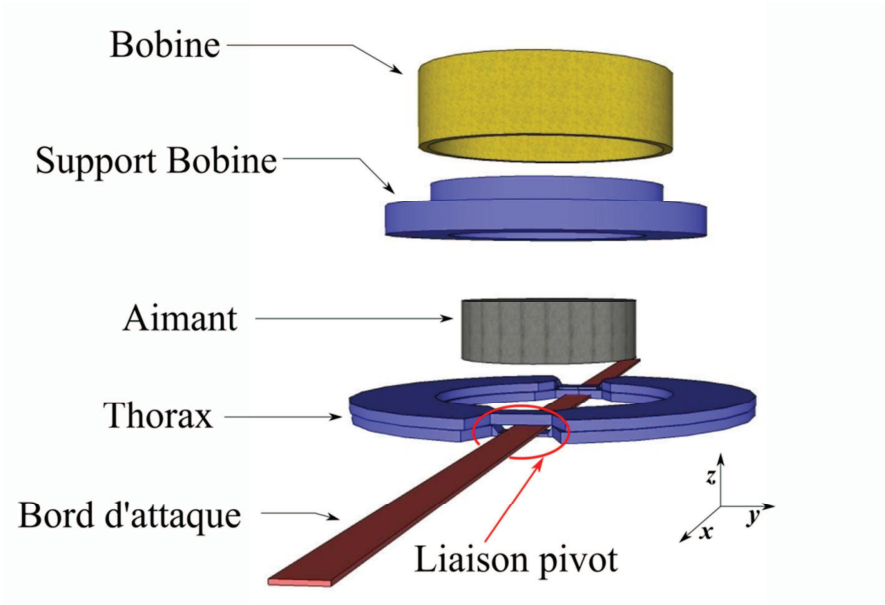


Figure 3.10: Vue éclatée d'un prototype avec une liaison pivot glissant. Les parties bleues sont fixes et la poutre rouge est mobile entraînée par l'aimant en gris sur la figure.

La seconde solution développée et optimisée au cours de ces travaux de recherche repose sur la réalisation d'une liaison souple (figure 3.11 (b)), les poutres la constituant se déformant afin d'obtenir le mouvement du bord d'attaque [9].

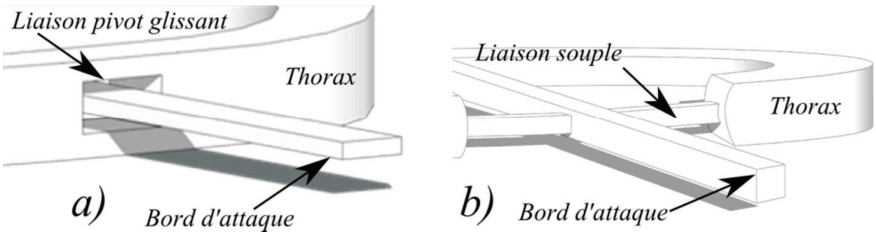


Figure 3.11: Les deux types de liaisons développées, a) liaison pivot glissant b) liaison souple [9]

Dans le cadre de cette thèse, les deux types de transmissions sont exploitées afin d'améliorer la transmission du mouvement (figure 3.11), cependant comme cela sera montré, les limitations liées à la première solution nous conduirons très vite à privilégier la seconde solution.

II. Optimisation de la liaison pivot-glissant

La liaison pivot-glissant décrite dans les travaux de *Dargent et al* [76] est constituée d'un anneau (i.e. thorax) et d'une poutre centrale, l'anneau étant localement évidé afin de laisser à la poutre un passage pour transmettre ses vibrations (figure 3.11 (a)). Nous verrons au paragraphe *5.I.b* que la fabrication de ce type de structure induit généralement des contraintes technologiques. En outre, bien que les résultats obtenus avec ce mécanisme de transmission développé par *Dargent et al* [76] soient très encourageants, ils mettent en lumière plusieurs limitations au niveau des performances attendues.

Tout d'abord, il apparaît à l'aide de simulations par éléments finis d'une structure simplifiée (figure 3.12 (a)) que les chocs entre le bord d'attaque et le thorax au niveau de la liaison perturbent de façon notoire l'amplitude et la fréquence du mouvement du bord d'attaque (figure 3.12 (b)). Après comparaison du déplacement de l'extrémité du bord d'attaque en présence de contact avec le thorax (courbe noire), sans présence de choc (courbe pointillée) et avec le déplacement appliqué à l'aide d'une force *F* (courbe rouge), on remarque en effet que les courbes avec et sans contact sont légèrement déphasées et que l'amplitude est diminuée de 62,5 %. De plus, des simulations statiques (figure 3.13) de la liaison, par éléments finis, montrent l'apparition de contraintes de cisaillement difficilement quantifiables dans la poutre qui empêchent d'atteindre des angles de flexion élevés [70].

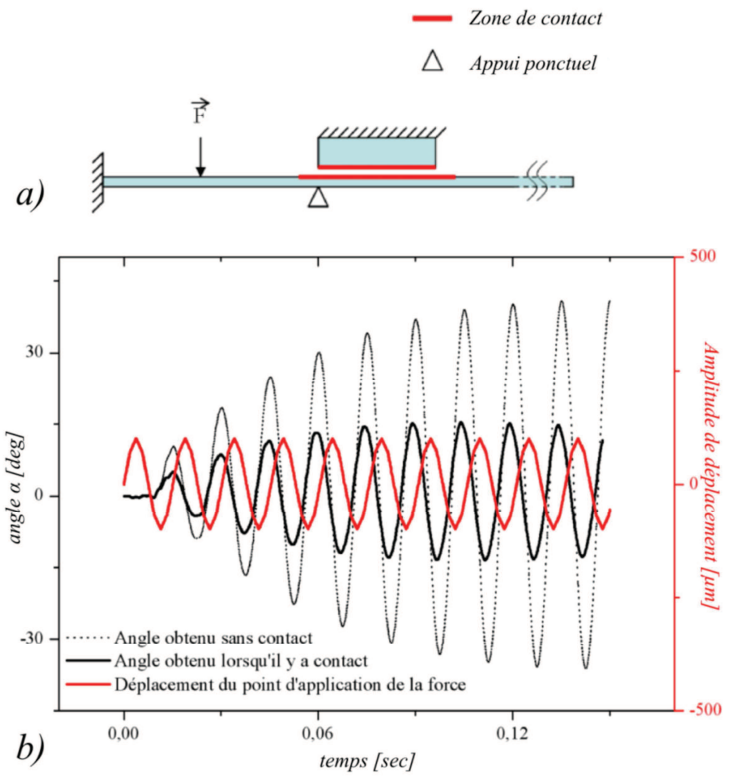


Figure 3.12: Résultats de simulation dynamique d'une liaison simplifiée [70]. (a) Présentation de la structure simulée. (b) Comparaison entre le déplacement de l'extrémité du bord d'attaque en présence de contact avec le thorax (courbe noire) et sans présence de choc (courbe pointillée). Le déplacement est effectué par l'application d'une force arbitraire F (courbe rouge).

Le développement de modèles, afin de prédire le comportement de cette liaison et d'améliorer ses performances, est une tâche complexe en raison de la présence des chocs, c'est pourquoi, nous nous sommes fixés comme objectif de diminuer leur impact.

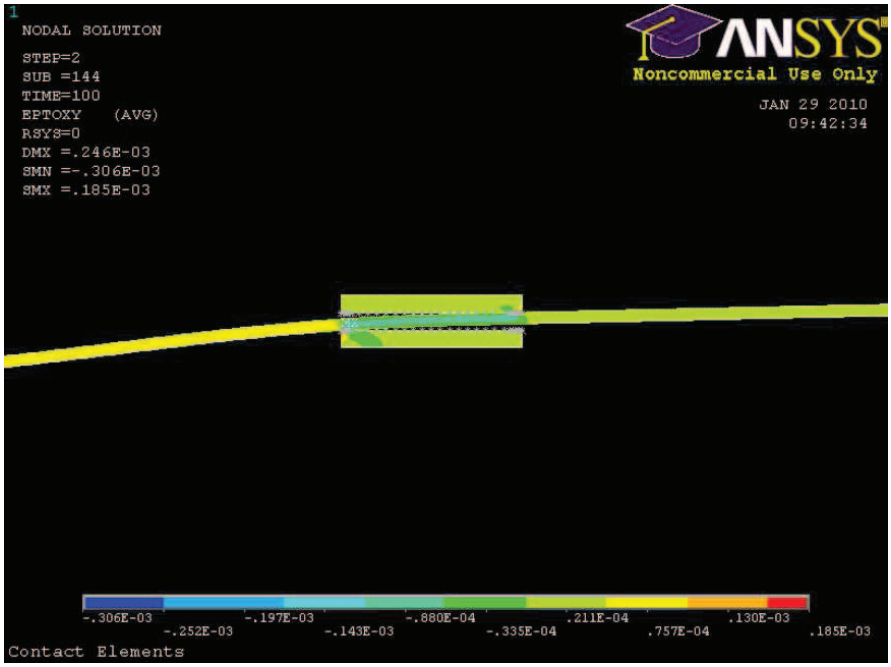


Figure 3.13: Simulation éléments finis en statique présentant le phénomène de cisaillement de la poutre au niveau de la liaison [70]

Dans ce sens, nous nous sommes appuyés sur une étude numérique par éléments finis comme illustré sur la figure 3.14. A l'aide de celle-ci, il est en effet possible de définir avec précision la position optimale de la liaison afin de limiter la magnitude des chocs. En effet, lorsque l'on analyse la déformée modale du bord d'attaque à sa première fréquence de résonance, on remarque (figure 3.14) que les vibrations engendrées impliquent en chaque point de la poutre une translation, U_z, d'axe Oz et une rotation, R_y, d'axe Oy. Il en résulte également deux types de points particuliers le long de la poutre :

- un ventre de la vibration V situé au centre de la poutre qui ne comporte pas de composante de rotation mais uniquement de translation U_z,
- deux nœuds N_1 et N_2 où seule la composante de rotation R_y est présente.

On peut donc en premier lieu en conclure que les nœuds N_1 et N_2 sont des positions privilégiées pour positionner des liaisons. En effet, c'est à ces positions que les chocs subis seront minimisés du fait de l'absence de translation verticale. Afin de réaliser des prototypes pour lesquels la position des nœuds coïncidera avec la position des liaisons, la position précise de ces derniers doit être préalablement définie.

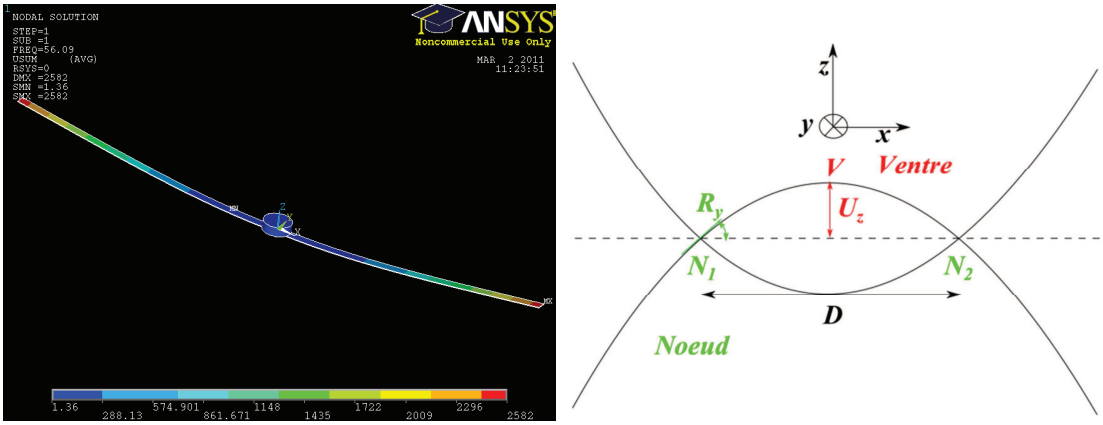


Figure 3.14: Mouvement du bord d'attaque

Une étude de cette position des nœuds de vibration a été menée en tenant compte de l'influence des propriétés de l'aimant (masse, rayon et hauteur) et des analyses modales ont donc été effectuées avec des poutres d'une épaisseur de 45 µm, une largeur de 500 µm et des longueurs respectives de 15 et 30 mm. Précisons que les analyses modales sont réalisées avec des aimants dont le rayon r_{ai} varie entre 0 et 2 mm et pour des épaisseurs e_{ai} respectives de 400, 500 µm et 1mm.

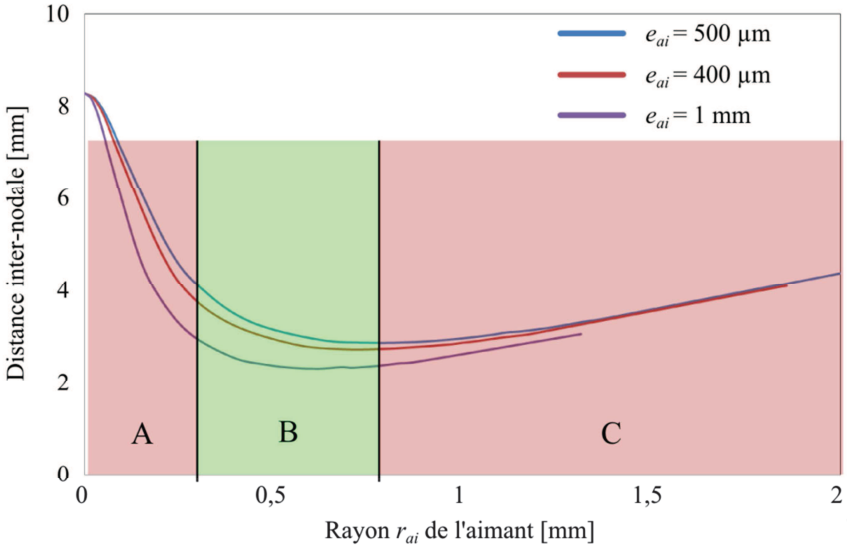


Figure 3.15: Résultats de la simulation modale permettant de définir la position des nœuds, pour une poutre de longueur L_p de 15 mm, une largeur w_p de 500 µm et une épaisseur e_p de 45 µm

Les résultats des analyses modales pour une poutre de 15 mm de long sont présentés à la figure 3.15. On remarque que le rayon de l'aimant est un paramètre prépondérant de la position des nœuds de vibration de la structure tandis que son épaisseur a une influence moindre. Sur cette figure, nous pouvons également distinguer trois zones :

- La zone A : pour des rayons inférieurs à 0,25 mm, cette zone présente une pente très importante, ce qui indique qu'une très faible variation du rayon de l'aimant modifiera la position des nœuds de façon conséquente.

- La zone B : des aimants dont le rayon est compris entre 0,25 et 0,75 mm sont plus propices à l'étude dans la mesure où les variations de positions des nœuds sont plus faibles.
- La zone C : pour des aimants d'un rayon supérieur à 0,75 mm, la position des nœuds est très proche du bord de l'aimant.

Cette observation peut être corrélée à celle faite sur la première fréquence de résonance f_r de la structure (figure 3.16).

$$A: f_r = \frac{\alpha_0}{2\pi}\sqrt{\frac{k_p}{m_p}} \qquad B: f_r = \frac{\alpha_0}{2\pi}\sqrt{\frac{k_p}{g(m_p, m_{ai})}} \quad C: f_r = \frac{\alpha_0}{2\pi}\sqrt{\frac{h(k_p, k_{ai})}{g(m_p, m_{ai})}}$$

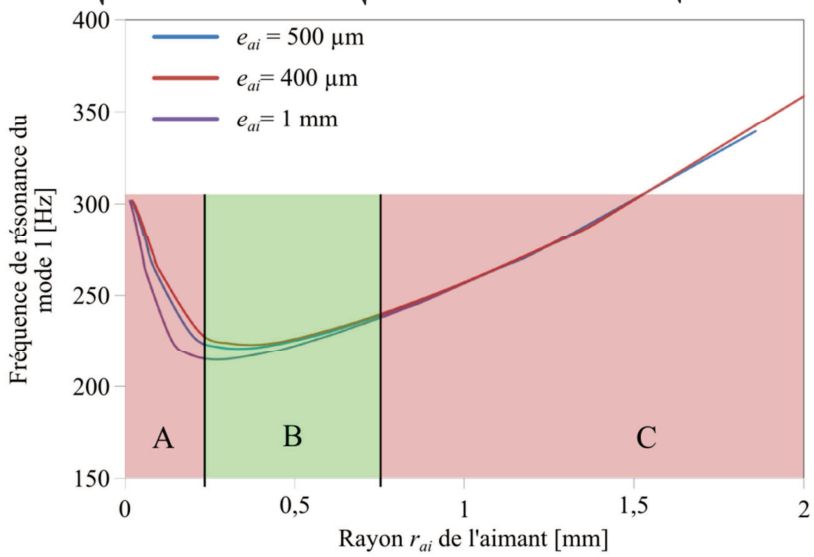


Figure 3.16: Résultats simulation modale permettant de définir la fréquence de résonance du mode 1, pour une poutre de longueur l_p de 15 mm, une largeur w_p de 500 µm et une épaisseur e_p de 45 µm

Les fréquences de résonance diminuent dans la zone A, en effet le faible rayon de l'aimant n'influant que très peu sur la raideur et la masse globale du système alors que l'inversion de la pente dans la zone B montre une influence croissante de la masse de l'aimant sur le système. Enfin, dans la zone C l'aimant ne peut plus être considéré comme une masse ponctuelle, la formule doit tenir compte de la raideur et de la masse de l'aimant. En conclusion, la configuration utilisant les aimants de type A2 qui présente une distance inter-nodale de 5,6 mm (tableau 3.1) constitue le meilleur compromis en termes de performance, masse et surtout facilité de manipulation.

Tableau 3.1: Configurations des systèmes en fonction des aimants utilisés pour une poutre d'une longueur de 30 mm, d'une épaisseur de 45 µm et d'une largeur de 500 µm

Aimant	A1	A2	A3	A4
Rayon, r_{ai} [mm]	0,5	0,75	1	1,5
Épaisseur, e_{ai} [mm]	0,5	0,5	0,4	0,4
Masse de l'aimant [mg]	2,55	6,7	8,59	19,9
Fréquence de résonance, f_r [Hz]	72,2	72,4	74,4	79,1
Distance internodale, D [mm]	7,3	5,6	5,4	5,2

Le système comprend d'une part, une poutre en SU-8 d'une longueur de 30 mm d'une épaisseur de 45 µm et d'une largeur de 500 µm et d'autre part, un aimant de type A2. Il est assemblé comme illustré sur la figure 3.10 avec deux types de thorax. Le premier type de thorax (thorax A, figure 3.17) sert à faire coïncider les nœuds de vibration du système avec la position de la liaison (D_A = 5,6 mm), ce qui n'est pas le cas du second prototype composé du thorax B (D_B = 2,7 mm). Il est alors essentiel de noter que la dimension D définissant la distance entre les liaisons est la seule différence entre les thorax A et B (tableau 3.2).

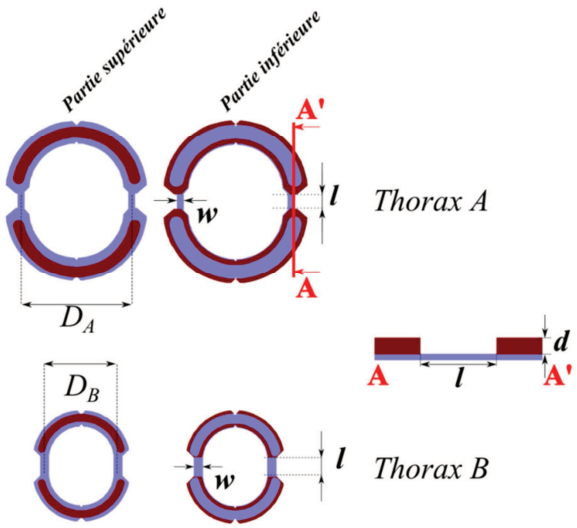


Figure 3.17: Vue comparée des thorax A et B à une même échelle et vue en coupe de la liaison, les dimensions correspondantes sont spécifiées dans le tableau 3.2

Afin de déterminer si la coïncidence entre la position des nœuds et des liaisons aide à améliorer les performances du prototype, un banc de mesure schématisé à la figure 3.18 a été mis en place. Ce dernier est composé d'un ampèremètre afin de déterminer le courant injecté (i_a) dans l'actionneur, d'un capteur laser Keyence LK-G32 employé pour mesurer le déplacement de l'aimant (z) ainsi que d'une caméra ultra-rapide Phantom (voir paragraphe *6.I.a*) associée à un logiciel de suivi de point TEMA® mesurant le déplacement du bord d'attaque.

Tableau 3.2:Dimensions du thorax et du bord d'attaque utilisés

	Prototype A	Prototype B
w **[µm]**	270	270
d **[µm]**	120	120
l **[µm]**	580	580
l_p**[mm]**	30	30
w_p **[µm]**	500	500
D **[mm]**	5,6	2,74

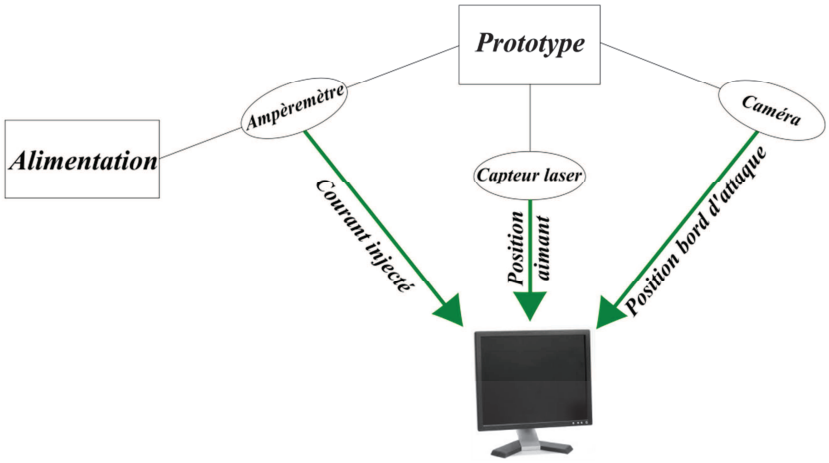


Figure 3.18: Banc de mesure permettant d'obtenir la puissance injectée, le déplacement de l'aimant et le déplacement du bord d'attaque

Le prototype A est testé avec un courant i_a de 735 mA et à une fréquence de 75 Hz, correspondant à la fréquence obtenue théoriquement à 4 % près (tableau 3.1). Cette légère différence peut entre autres s'expliquer par l'incertitude observée sur les épaisseurs expérimentales du bord d'attaque ou par une mésestimation des dimensions de l'aimant. La mesure indique pour ce cas un déplacement de l'aimant de 200 µm et un déplacement vertical de l'extrémité du bord d'attaque de 8 mm. Pour sa part, le prototype B engendre un déplacement de l'aimant de 200 µm et un déplacement de 4 mm à l'extrémité du bord d'attaque lorsqu'il est alimenté par un courant de 850 mA à une fréquence de 75 Hz. Les angles de déflexion sont de 35° pour le prototype A et de 18° pour le prototype B (figure 3.19). On vérifie donc bien que le positionnement des liaisons au niveau des nœuds apporte un bénéfice aux prototypes, d'ailleurs une étude réalisée avec un prototype semblable a permis d'obtenir des angles de flexion de 59° [77].

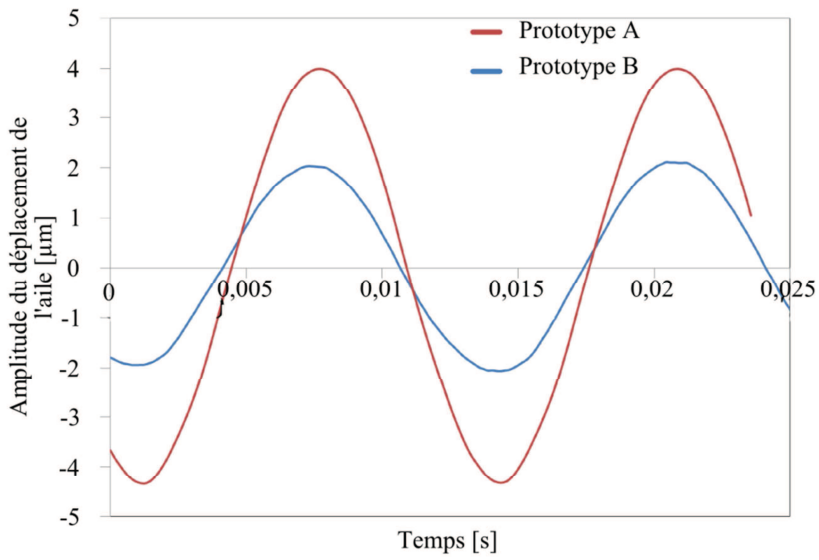


Figure 3.19: Position du bout du bord d'attaque au cours du temps pour le prototype A (rouge) et pour le prototype B (bleu), (le déphasage entre les signaux est un artefact de mise en page)

Bien que les résultats soient en première approche concluants, cette méthode n'apparaît pas entièrement satisfaisante pour les raisons suivantes :

- d'une part, les résultats du modèle de conception ne donnent pas une analyse fine de ce qui se passe réellement au niveau de la liaison. L'outil de modélisation semble donc limité si nous envisageons une analyse systématique ou une optimisation plus fine,
- d'autre part, le bord d'attaque dans la liaison pivot glissant a la possibilité de se déplacer latéralement. Des moyens techniques ont été mis en œuvre afin de diminuer ce mouvement sans pour autant contraindre le mouvement de flexion. Cependant, ces translations même faibles du bord d'attaque continuent de créer des dissymétries d'amplitude non-contrôlables dans le mouvement des ailes.

L'ensemble de ces limitations ne permet donc pas d'envisager une optimisation efficace de la structure. C'est pourquoi, nous avons donc décidé de concevoir et réaliser un nouveau type de transmission pour pallier ces problèmes.

III. Liaison souple

La liaison souple doit nous aider à répondre à toutes les limitations observées sur la liaison pivot glissant. Le principe de cette liaison consiste à relier le thorax et le bord d'attaque par quatre poutres transversales. Cette nouvelle conception monolithique (figure 3.20) de l'ensemble thorax et bord d'attaque a comme avantage de contraindre plus efficacement le bord d'attaque tout en assurant une bonne mobilité.

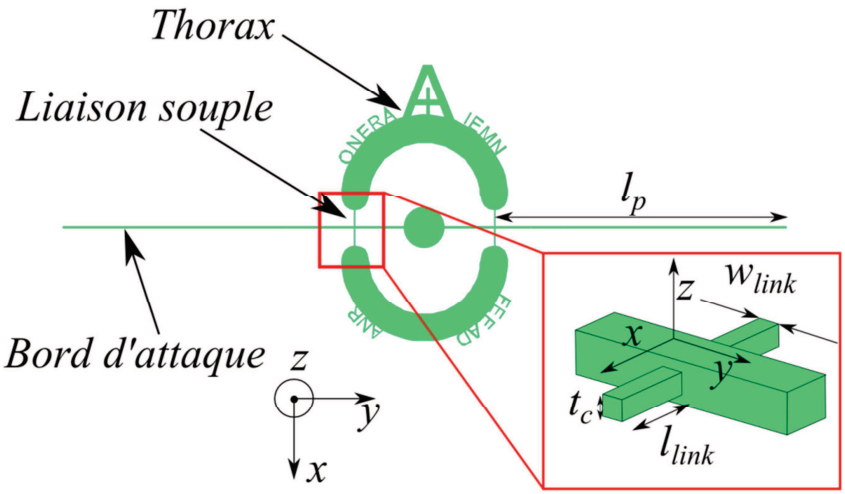


Figure 3.20: Présentation globale de la structure avec un zoom sur la liaison qui relie le thorax au bord d'attaque

Afin de démontrer le potentiel d'une telle liaison, un pré-dimensionnement sera proposé à l'aide d'un modèle analytique et, en parallèle, des prototypes issus de cette première étude seront réalisés. Suite à cela, une optimisation de la liaison ainsi qu'une comparaison des performances des différents prototypes sera effectuée.

a. Principe

Dans une liaison souple, le nombre de degrés de liberté est défini par son architecture. En effet, ce sont ses variations dimensionnelles (largeur, épaisseur et longueur) qui influencent directement son comportement lorsqu'elle est sollicitée. La liaison souple possède de nombreux avantages parmi lesquels :

- une conception monolithique,
- une durée de vie prévisible,
- des déplacements continus,
- une absence de frottement sec,
- aucun assemblage,
- une absence de jeu.

Ces avantages en font une solution privilégiée dans de nombreux microsystèmes [78–81]. Elle est utilisée généralement de deux manières : soit pour transmettre un mouvement de flexion [82] notamment pour les tables de micro-déplacement [83], soit pour engendrer un mouvement de torsion comme c'est le cas pour les micro-miroirs ou les antennes radiofréquences [84,85]. Pour un emploi optimal, il convient cependant de respecter un certain nombre de règles tant au niveau matériel que géométrique.

Tableau 3.3: Caractéristiques mécaniques de la SU-8

Module de Young, E_{SU-8} [GPa]	Masse volumique, ρ_{SU-8} [kg.m^{-3}]	Module de cisaillement, G_{SU-8} [GPa]	Limite élastique, R_e [MPa]
4,6	1190	1,88	50-130

En premier lieu, le matériau doit pouvoir se déformer suffisamment et restituer cette déformation. Ces paramètres sont quantifiés par la limite élastique R_e, le module de Young et de cisaillement (respectivement E_{su-8} et G_{su-8}). La résine SU-8 possède des propriétés mécaniques (tableau 3.3) prometteuses, la valeur de sa limite élastique étant suffisamment grande pour envisager de grandes déformations (~50-130 MPa) tout en présentant des modules de Young et de cisaillement assez élevés. En outre, ses caractéristiques mécaniques sont proches de celles des insectes (voir paragraphe *4.II.a.ii*).

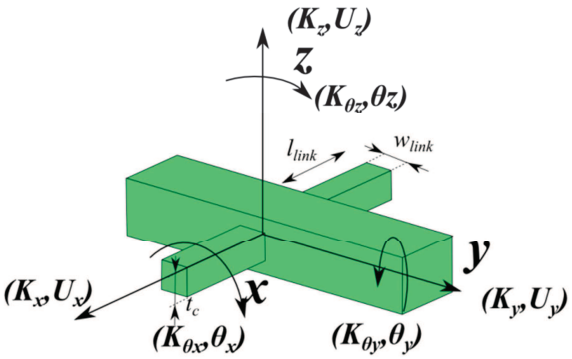


Figure 3.21: Représentation des degrés de liberté de la liaison

En second lieu, la géométrie de la liaison doit permettre de limiter le nombre de degrés de liberté de la structure. Dans ce cas, on peut alors assimiler la liaison à un ressort de raideur anisotropique imposant le mouvement souhaité. Pour notre application, le mouvement à favoriser est la rotation autour de l'axe ***x*** (figure 3.21). Par conséquent, la raideur en torsion $K_{\theta x}$ doit être faible devant les raideurs en translation K_x, K_y et K_z et en flexion $K_{\theta y}$ et $K_{\theta z}$.

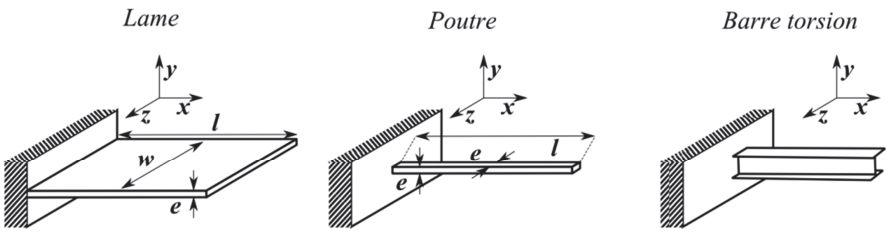


Figure 3.22: Présentation des différentes structures de liaison souple

Trois solides possèdent ces propriétés : la lame, la poutre et la barre de torsion (figure 3.22) [86]. Étant donné que la configuration tridimensionnelle de la barre de torsion rend sa fabrication complexe à l'aide

des technologies microsystèmes, et que le moment quadratique d'une lame est plus important que celui d'une poutre, c'est donc la solution de la poutre qui est privilégiée.

b. Pré-dimensionnement à l'aide d'un modèle analytique

Le rôle de ce modèle analytique est de définir en première approximation les sollicitations que devront endurer les liaisons. Au regard de ce premier dimensionnement, une série de prototypes sera fabriquée et testée expérimentalement.

i. Modélisation

La principale source de contraintes dans la liaison provient des effets inertiels créés par les fortes accélérations de l'aile et plus précisément du bord d'attaque [2]. Afin d'évaluer ces efforts, il est nécessaire de connaître les accélérations du bord d'attaque. On assimile alors en première approximation la moitié du bord d'attaque à une poutre rigide de longueur l_p (figure 3.20) avec une masse m concentrée à son extrémité et soumise à une oscillation d'amplitude θ à la fréquence f_r (figure 3.23 (a)). La force résultante peut être calculée à l'aide de l'équation 3.2 en connaissant la position de l'extrémité du bord d'attaque exprimée par le système d'équation 3.1.

$$\begin{cases} \theta(t) = \theta_0 \sin(2\pi f_r t) \\ z(t) = l_p \cos(\theta(t)) \\ y(t) = -l_p \sin(\theta(t)) \end{cases} \tag{3.1}$$

$$\boldsymbol{F} = m.\left(-l_p\ddot{\theta}\cos(\theta) + l_p\dot{\theta}^2\sin(\theta)\right)\boldsymbol{e_y} + \left(-l_p\ddot{\theta}\sin(\theta) - l_p\dot{\theta}^2\cos(\theta)\right)\boldsymbol{e_z} \tag{3.2}$$

On obtient ainsi les contraintes maximales σ_{fz} et σ_{fy} (équations 3.3 et 3.4 respectivement) au niveau de l'ancrage entre les liaisons et le bord d'attaque sachant que les liaisons ont une section carrée de côté w_{link} et une longueur de l_{link} (du thorax au bord d'attaque, figure 3.23).

$$\sigma_{fz} = \frac{6(\boldsymbol{F}.\boldsymbol{e_z})l_{link}}{{w_{link}}^3} \tag{3.3}$$

$$\sigma_{fy} = \frac{6(\boldsymbol{F}.\boldsymbol{e_y})l_{link}}{{w_{link}}^3} \tag{3.4}$$

Néanmoins, le bord d'attaque n'étant pas une poutre rigide mais flexible, cette approximation induit une erreur importante sur la contrainte tangentielle ($\tau_{torsion}$) à l'interface. En effet, il existe une grande différence entre l'angle θ à l'extrémité du bord d'attaque et l'angle θ_{base} observé à l'embase de ce dernier (figure 3.23). Si on suppose par exemple que l'aimant se déplace de 300 µm et qu'il est à 2,5 mm de la liaison alors cet angle vaut 6,8°. C'est cet angle qui doit être pris en compte afin d'évaluer la contrainte tangentielle (équation 3.5) dans la liaison.

$$\tau_{torsion} = \theta_{base} G_{SU-8} \frac{w_{link}}{l_{link}} \tag{3.5}$$

Le critère de Von Mises associé à une poutre soumise à une flexion et une torsion, est explicité dans l'équation 3.6 où R_e représente la limite élastique du matériau.

$$\sigma_{eq} = \sqrt{\sigma_{fz}^2 + \sigma_{fy}^2 + 3\tau_{torsion}^2} \leq R_e \tag{3.6}$$

Le déplacement vertical des liaisons (équation 3.7) est également un paramètre de dimensionnement des liaisons car ce déplacement ne contribue pas de façon constructive au mouvement du bord d'attaque. Bien que le module de Young du polymère puisse varier de 2 à 5 GPa (voir paragraphe *4.I.b*), tous les résultats présentés dans cette section sont déterminés pour un module de Young de 4,6 GPa (valeur issue des travaux de *Dargent et al* [70]).

$$\Delta z = \frac{4(\boldsymbol{F}.\boldsymbol{e_z}){l_{link}}^3}{E_{SU-8}{w_{link}}^4} \tag{3.7}$$

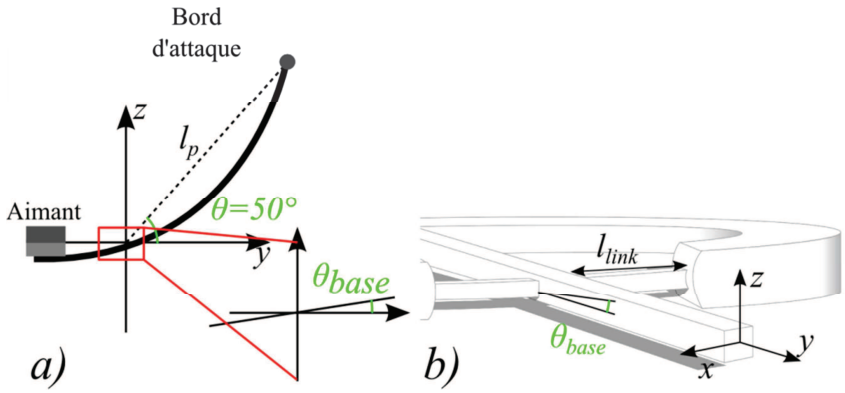


Figure 3.23: a) Représentation schématique de la liaison. θ représente l'angle moyen de flexion. b) Caractéristiques dimensionnelles des liaisons: θ_{base} est l'angle de flexion à l'interface entre la liaison et le bord d'attaque. Il est lié à la contrainte tangentielle de la liaison.

Étant donné que le prototype fonctionne à la fréquence de résonance des ailes (voir paragraphe *1.II.a.i*), la fréquence de résonance des liaisons doit être également choisie assez éloignée afin de ne pas perturber le mode de résonance des ailes. En conséquence, celle-ci est évaluée analytiquement (équation 3.8) afin de confirmer qu'il n'existe pas de couplage entre ces deux modes :

$$f_{link} = \frac{1}{2\pi}\sqrt{\frac{48E_{SU-8}I}{{l_{link}}^3 m}} \tag{3.8}$$

avec I représentant le moment d'inertie de la liaison considérée comme une unique poutre bi-encastrée supportant la masse de l'aile (m) en son centre.

L'application numérique du modèle analytique est testée dans le cas d'un bord d'attaque de dimensions (l_p * w_p * e_p=10,5 * 0,5 * 0,05 mm^3), avec une concentration de masse m de 0,372 mg et pour une liaison parallélépipédique de 500 µm de longueur et de 50 µm de largeur. Nous choisissons enfin une amplitude de flexion du bord d'attaque égale à 50 ° (voir figure 3.23 (a)) à une fréquence de 100 Hz. Le déplacement vertical observé est de 2 µm ce qui compte tenu de la longueur de la liaison (500 µm) et des débattements obtenus est très faible.

Pour la suite, les contraintes déterminées en flexion et en torsion sont comparées aux valeurs des limites élastiques R_e présentes dans la littérature (tableau 3.3). Les résultats analytiques montrent une contrainte cyclique maximale de 46 MPa dans la liaison, ce qui est en dessous de la limite élastique. De plus, cette contrainte se décompose en une contrainte normale de 36 MPa et une contrainte tangentielle plus faible de 19 MPa. La contrainte maximale endurée par la liaison (46 MPa) représentant 51 % de la limite élastique moyenne (~90 MPa). Pour de telles proportions et pour un matériau non-métallique, on peut considérer que les contraintes mécaniques ne seront pas à l'origine de la rupture de la liaison.
Par conséquent, ces calculs valident l'intérêt de la résine SU-8 pour fabriquer ces liaisons avec les caractéristiques géométriques choisies. Il reste dorénavant à valider ce choix par des tests expérimentaux.

ii. Validation expérimentale

Les résultats précédents ont donc conduit à la fabrication d'une première série de prototypes comprenant des liaisons souples d'une section carrée de 50 µm de côté et d'une longueur de 500 µm (figure 3.24). Le banc de mesure utilisé est identique à celui présenté dans la partie *3.II*. L'actionneur comprend un aimant de type A2 (chapitre *2.II.b*) et une bobine composée de 8 spires avec un fil de cuivre de 40 µm de rayon. La bobine est alimentée par un générateur basse fréquence suivi d'un amplificateur de courant faisant circuler dans la bobine un courant variant de 1 à 1000 mA pour des fréquences allant de 0,1 à 1000 Hz.

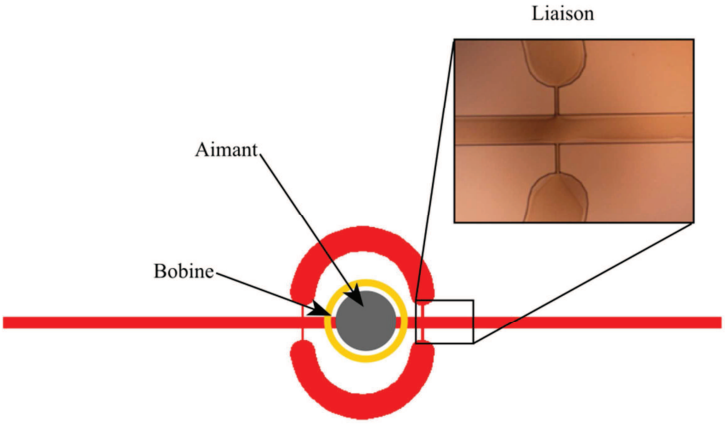


Figure 3.24: Première structure, présentant les différents composants du prototype. L'insert présente une vue au microscope optique de la liaison

La figure 3.25 donne des résultats prometteurs : en effet les deux "ailes" présentent un battement de 66° à une fréquence de 80 Hz (figure 3.25 (a)) qui est parfaitement symétrique (figure 3.25 (b)). On y observe les positions des deux "ailes" à différents instants séparés de 10 ms, et l'on peut remarquer que ces positions sont parfaitement symétriques par rapport à l'origine du repère. De plus, le mouvement de l'aimant d'une amplitude de 280 µm possède un déphasage de π avec le mouvement de l'extrémité du bord d'attaque (figure 3.25 (c)), ce qui est en accord avec la vibration de mode 1 qui prévoit que le ventre de vibration et les extrémités de la poutre soient déphasés de π (voir figure 3.14).

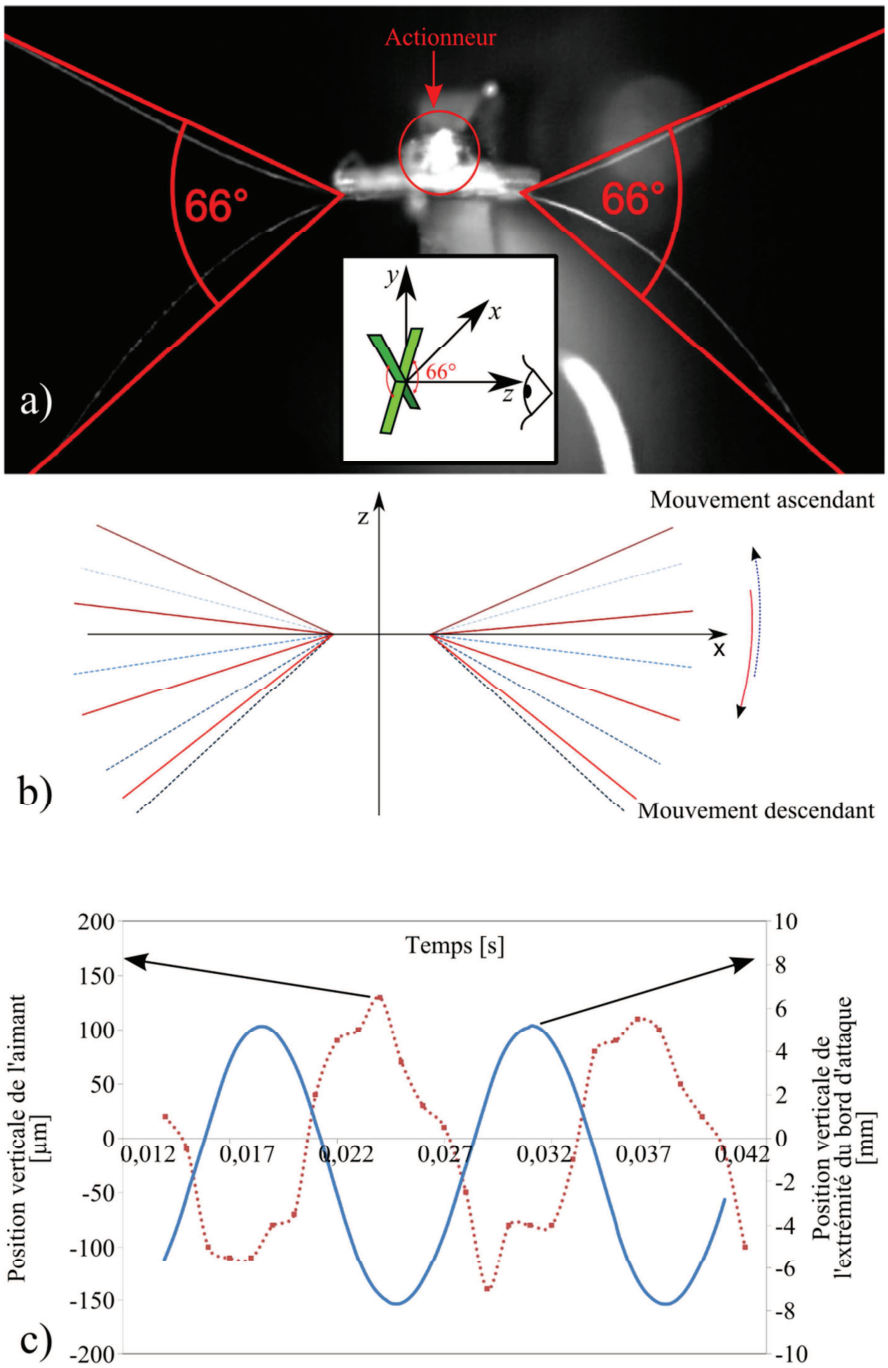


Figure 3.25: a) Prise de vue à la caméra rapide montrant un angle de flexion de 66° pour un courant de 840 mA. b) Schéma montrant les positions successives de l'extrémité du bord d'attaque, les lignes bleues représentant le mouvement ascendant et les lignes rouges le mouvement descendant. c) La ligne pointillée rouge décrit le mouvement vertical de l'aimant, et la ligne bleue le déplacement de l'extrémité du bord d'attaque d'une longueur de 10,5 mm.

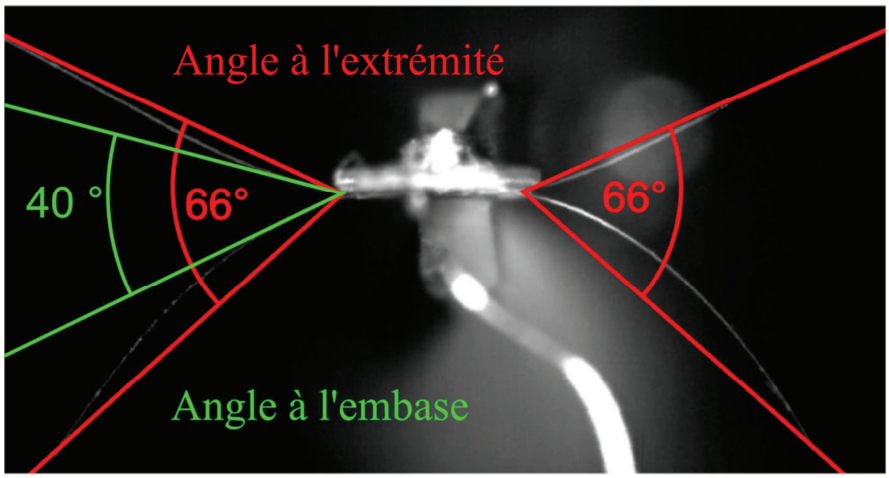


Figure 3.26: Prise de vue à la caméra rapide montrant un angle de flexion total de 66° de l'aile qui tient compte de la déformation du matériau et un angle de flexion à l'embase de 40° qui ne tient pas compte de la déformation de la SU-8 pour un courant de 840 mA

Afin de définir un rapport de transformation entre le mouvement linéaire de l'aimant et le mouvement de flexion de l'aile, on mesure l'angle de flexion à l'embase (figure 3.26): en le mesurant à l'embase de la poutre on limite la contribution de la déformation de la SU-8. On obtient alors un coefficient d'amplification de 2327 rad.m^{-1} ce qui démontre l'efficacité du système de transmission du mouvement et du phénomène de résonance comme amplificateur du mouvement. Ce résultat reste cependant inférieur aux meilleures performances obtenues par *Wood et al* (tableau 3.4). Notons néanmoins que l'angle obtenu par cette méthode est bien supérieur à l'angle θ_{base} calculé théoriquement, car l'angle mesuré tient compte de la flexibilité d'une fraction de la poutre en SU-8. Si l'on estimait à nouveau ce coefficient avec l'angle de 6,8° calculé théoriquement, on obtiendrait alors un rapport de transformation beaucoup plus faible de 200 rad.m^{-1}.

Tableau 3.4: Comparaison des rapports de transmission des NAVs à ailes battantes

	Coefficient d'amplification [rad.m^{-1}]
Bolsman et al [47]	260
Wood et al [37,87]	4800
Bontemps et al [9]	2327

A la vue de ces résultats prometteurs et des tests réalisés par la suite, plusieurs conclusions peuvent être avancées :

- Les prototypes ont été actionnés pendant plusieurs heures, la liaison est donc assez robuste pour supporter les contraintes créées.
- La valeur de l'angle de flexion obtenue démontre que la mobilité du bord d'attaque n'est pas entravée par les liaisons.

- L'assemblage du prototype est simplifié.

Toutefois, si l'on souhaite améliorer autant que possible la transmission du mouvement de l'aimant aux ailes une optimisation des dimensions de la liaison doit être effectuée.

c. Optimisation de la liaison souple

Les critères d'optimisation des liaisons souples consistent principalement en l'amplification de la déformation à énergie de déformation équivalente tout en assurant l'intégrité des liaisons. L'outil utilisé pour cette modélisation est la simulation par éléments finis. Une première étape a comme but de valider la simulation en la comparant avec les résultats expérimentaux présentés dans le paragraphe *3.III.b.ii*. Une fois le modèle confirmé par des mesures expérimentales, la seconde étape a pour mission d'étudier plusieurs géométries de liaison en vue de trouver celle qui est optimale pour notre application.

i. Mise en place et validation du modèle

Dans ce but, la structure, comprenant le tergum, l'aimant, les liaisons et le bord d'attaque (figure 3.27) est modélisée par des éléments de volume (SOLID 92). Dans un premier temps, une analyse modale est réalisée avec des conditions aux limites imposant des encastrements sur les faces externes des 4 liaisons simulant ainsi l'ancrage entre le thorax et les liaisons. Une fois les fréquences propres de la structure déterminées, une force verticale $\boldsymbol{F}$ sinusoïdale d'une amplitude de 1 mN est appliquée dans un second temps à l'aimant à la première fréquence propre de la structure. Cette valeur correspond à la valeur expérimentale mesurée au paragraphe *2.II.c.*

Pour la plupart des problèmes mécaniques on peut faire l'hypothèse des petites perturbations et le déplacement au niveau des nœuds est donc régi par l'équation ci-dessous :

$$\boldsymbol{F} = [K]\boldsymbol{d} + [M]\ddot{\boldsymbol{d}} + [C]\dot{\boldsymbol{d}} \tag{3.9}$$

Où $[K]$, $[M]$ et [C] représentent respectivement les matrices de raideur, d'inertie et d'amortissement, $\boldsymbol{d}$ le vecteur de déplacement nodal (position d'un nœud) et $\boldsymbol{F}$ le vecteur des forces extérieures. Rappelons cependant que, les grandes déformations et les grands déplacements observés durant l'étude expérimentale (figure 3.25 (a)) impliquent l'abandon de l'hypothèse des petites déformations et des petits déplacements pour cette étude (voir également paragraphe *2.III.f*). En outre, en dehors des hypothèses des petites perturbations, plusieurs phénomènes tels que le changement d'orientations des forces extérieures ou le comportement viscoélastique des matériaux rendent également nécessaire la prise en compte de certaines non-linéarités.

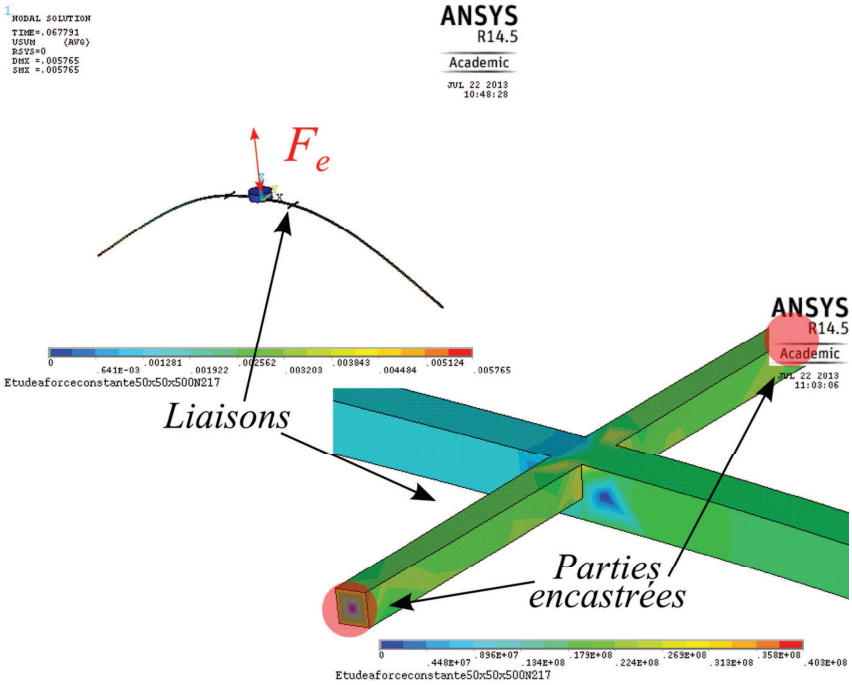


Figure 3.27: Vue globale de la liaison simulée. L'échelle de couleur représente respectivement le déplacement vertical pour la vue globale de la structure et le critère de Von Mises sur le zoom de la liaison.

Généralement, les grands déplacements et les grandes déformations, engendrent deux types de non-linéarités : les non-linéarités géométriques induites par les grands déplacements, composante $[K_{nl1}]$, et les non-linéarités engendrées par les grandes déformations du matériau, composante $[K_{nl2}]$, toutes deux dépendantes de la position des nœuds $\boldsymbol{d}$. Dans ce cas, la matrice de raideur peut alors être réécrite comme suit :

$$\left[K_{glo}(\boldsymbol{d})\right] = [K] + [K_{nl1}(\boldsymbol{d})] + [K_{nl2}(\boldsymbol{d})] \tag{3.10}$$

Outre la raideur de la structure, la formulation de son amortissement $[C]$ doit également être modifiée pour tenir compte des grands déplacements observés. Comme de plus, la simulation doit modéliser les grands déplacements d'une poutre dans l'air, l'amortissement global correspond donc à la somme d'un amortissement inertiel dû au matériau (amortissement thermoélastique, amortissement lié aux ancrages, …) et d'amortissements visqueux dus au facteur aérodynamique. Les difficultés d'identification de chacun de ces termes sont surmontées en utilisant la formulation de Rayleigh (équation 3.11) qui exprime la matrice d'amortissement en fonction des matrices de masse et de raideur du système. Cette formulation est couramment employée en éléments finis pour exprimer un amortissement à la fois visqueux et inertiel.

$$\left[C_{glo}\right] = \alpha[M] + \beta\left[K_{glo}(\boldsymbol{d})\right] \tag{3.11}$$

Les termes α et β utilisés dans cette simulation ont été évalués lors de précédentes études par *Dargent et al* [70] en réalisant une étude fréquentielle de lâchers dynamiques.

$$\alpha = 36{,}4\ ;\ \beta = 5{,}6.10^{-7} \tag{3.12}$$

L'étude par éléments finis qui est réalisée ici prend en compte le caractère non-linéaire à la fois de la raideur et de l'amortissement. L'équation régissant le déplacement de nœuds peut alors être réécrite sous la forme suivante :

$$\boldsymbol{F} = \left[K_{glo}(\boldsymbol{d})\right]\boldsymbol{d} + [M]\ddot{\boldsymbol{d}} + \left[C_{glo}\right]\dot{\boldsymbol{d}} \tag{3.13}$$

Après analyse des résultats numériques, on remarque que lorsqu'une force de 1 mN est appliquée sur l'aimant son mouvement a une amplitude pic à pic de 240 µm, proche du déplacement de 280 µm mesuré sur la figure 3.25 (c). La contrainte équivalente maximale dans la liaison en utilisant le critère de Von Mises (équation 3.6) est de 40,3 MPa, ce qui est en dessous de la limite élastique du matériau et légèrement en-dessous des estimations obtenues par calculs analytiques.

Le déplacement de la liaison est d'environ 2,4 µm, et donc proche de la valeur trouvée par l'approche analytique. Enfin, le modèle numérique calcule pour une force de 1mN appliquée sur l'aimant un angle de flexion pour le bord d'attaque de 57° ce qui est en accord avec les estimations faites avec les mesures.

Tableau 3.5: Comparaison des mesures avec les modèles analytique et éléments finis, les cases grises correspondent aux résultats et les cases blanches aux données

	Déplacement aimant [µm]	**Angle de flexion [°]**	**σ_{eq} [MPa]**	**Déflexion verticale liaison Δz [µm]**
Résultats analytiques	N.C	50	46	2
Résultats expérimentaux	280	66	*N.C*	*N.C*
Résultats éléments finis	240	57	40,3	2,4

En conclusion, bien que le déplacement de l'aimant ainsi que l'angle de flexion obtenu par éléments finis soit inférieurs aux mesures expérimentales, on peut estimer que ce modèle fournit une bonne approximation des mesures. De plus les paramètres critiques tels que les contraintes et le déplacement vertical de la liaison concordent avec les résultats analytiques. En conséquence, le modèle par éléments finis peut être utilisé afin de prévoir et optimiser la géométrie de la liaison.

ii. Analyse & optimisation de la géométrie de liaison

Afin de déterminer la géométrie la plus adaptée à la transmission du mouvement, une étude analytique est réalisée en amont de l'étude par éléments finis. Si l'on regarde la littérature sur ce domaine, plusieurs géométries de poutre semblent convenir à notre application : les liaisons parallélépipédiques, à col circulaire, hyperbolique ou elliptique (figure 3.28). Pour définir quelle géométrie adopter, la raideur en torsion $K_{\theta x}$ de ces différentes structures est calculée à partir des travaux de *Lobontiu et al* [88].

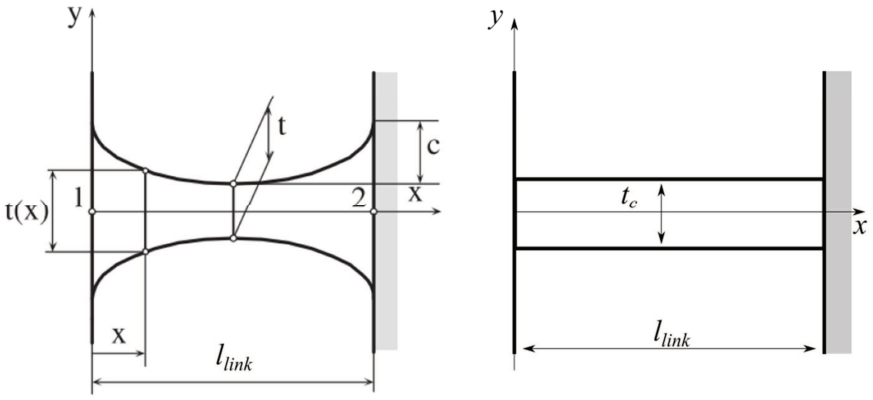


Figure 3.28: a) Vue longitudinale d'un profil paramétrable elliptique, hyperbolique, parabolique ou circulaire de largeur *t(x)* et d'épaisseur w_{link}. Le paramètre t_c représente la largeur minimale de la liaison et *c* donne la configuration de l'ellipse, de l'hyperbole ou de la parabole [88]. b) Vue longitudinale d'une liaison à section rectangulaire de largeur t_c et d'épaisseur w_{link}.

Dans ce travail il est écrit que la raideur $K_{\theta x}$ relie l'angle de torsion θ_x et le moment de torsion M_x appliqué à la liaison (équation 3.14) :

$$M_x = K_{\theta x}.\theta_x \tag{3.14}$$

Ainsi, afin d'obtenir un angle maximal à moments égaux, la raideur en torsion doit être minimale, cette raideur va donc être déterminée analytiquement pour différentes géométries de liaison qui seront ensuite comparées.

D'après les équations de la mécanique des milieux continus, l'angle de torsion $d\theta_x$ peut s'écrire pour un tronçon de longueur infinitésimale *dx* (équation 3.15) soumis à un moment M_x:

$$d\theta_x = \frac{M_x}{G_{SU-8}.I_t(x)}dx \tag{3.15}$$

où $I_t(x)$ représente le moment quadratique de la poutre et peut être exprimé selon *Young et al* [89] par la fonction:

$$I_t(x) = {w_{link}}^3 t(x)\left[a - b\frac{w_{link}}{t(x)} + d\frac{{w_{link}}^4}{t^4(x)}\right] \tag{3.16}$$

Où *a*, *b* et *d* sont des constantes issues de [88]et w_{link} est également une constante durant ce paragraphe (tableau 3.6).

En intégrant la relation 3.16 sur la longueur l_{link} de la liaison et en utilisant un moment quadratique I_t' dépourvu du terme du 4ème ordre ce qui engendre une erreur inférieure à 1% [88], on obtient la raideur :

$$K_{\theta x} = \frac{{w_{link}}^3 G_{SU-8}}{{I_t}'} \tag{3.17}$$

avec :

$${I_t}' = \int_{x=0}^{l_{link}} \frac{dx}{t(x)\left[a - b\frac{w_{link}}{t(x)}\right]} \tag{3.18}$$

Ainsi, les largeurs des liaisons parallélépipédiques t_c *(x)*, elliptique $t_e(x)$, parabolique $t_p(x)$ et hyperbolique $t_h(x)$ sont décrites respectivement par les équations 3.19, 3.20, 3.21 et 3.22:

$$t_c(x) = t_c \tag{3.19}$$

$$t_e(x) = t + 2c.\left[1 - \sqrt{1 - \left(1 - \frac{2x}{l_{link}}\right)^2}\right] \tag{3.20}$$

$$t_p(x) = t + 2c.\left(1 - 2\frac{x}{l_{link}}\right)^2 \tag{3.21}$$

$$t_h(x) = \sqrt{t^2 + 4c(c+t)\left(1 - 2\frac{x}{l_{link}}\right)^2} \tag{3.22}$$

On peut alors évaluer la raideur en torsion des différentes géométries. Dans ce but, les paramètres utilisés sont rassemblés dans le tableau 3.6. Différentes configurations ont été comparées : dans la première situation, la section de la liaison carrée t_c correspond à la section minimale t des autres liaisons, tandis que dans la seconde situation, t_c correspond à $t + c$ (figure 3.29).

Tableau 3.6: Paramètres utilisés dans la modélisation analytique des liaisons, les valeurs des paramètres *a*, *b* et *d* étant issues de [88]

Paramètres	Valeurs
c [µm]	10
$G_{SU\text{-}8}$ [GPa]	1,88
a	0,333
b	0,21
d	0,001

Conformément aux résultats de *Lobontiu et al* [88], on observe sur la figure 3.29 que la raideur en torsion d'une liaison à section carrée est plus faible que celles des autres profils à largeur minimale égale. En revanche, pour une configuration différente où la section carrée t_c ne correspond pas à la largeur minimale t des autres profils mais est un peu plus grande, alors la liaison à profil elliptique devient optimale. Les résultats restent cependant très proches. Notons en outre que les liaisons à profil variable présentent certains inconvénients (nombre de paramètres à ajuster, concentration de contraintes, …), c'est pourquoi le choix durant ces travaux s'est orienté vers une liaison à section carrée.

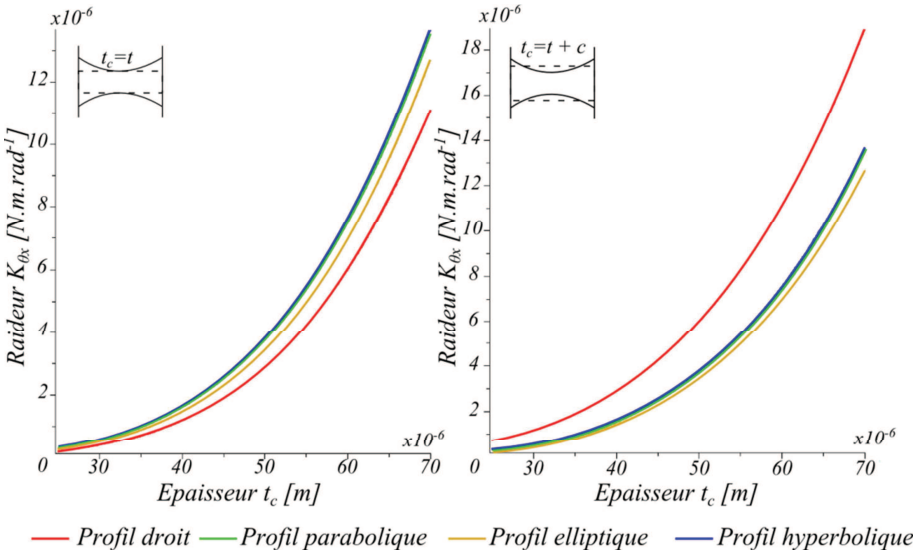


Figure 3.29: Calcul analytique des raideurs $K_{\theta x}$ des différentes géométries de liaisons, pour $t_c = t$ à gauche et $t_c = t + c$ à droite pour des largeurs t allant de 5 à 70 µm

L'étude par éléments finis se focalise ensuite sur 2 paramètres: la section de la poutre t_c x w_{link} et sa longueur l_{link} (figure 3.30). Afin de définir les dimensions optimales, cette recherche se base sur deux critères principaux : le premier est la contrainte équivalente de Von Mises σ_{eq} au sein de la liaison, le second critère correspondant à l'angle de flexion du bord d'attaque θ. Pour rappel, le critère de Von Mises d'une poutre soumise à une flexion et une torsion est explicité dans l'équation 3.6, tandis que l'angle de torsion θ de la poutre se déduit de l'équation 3.14.

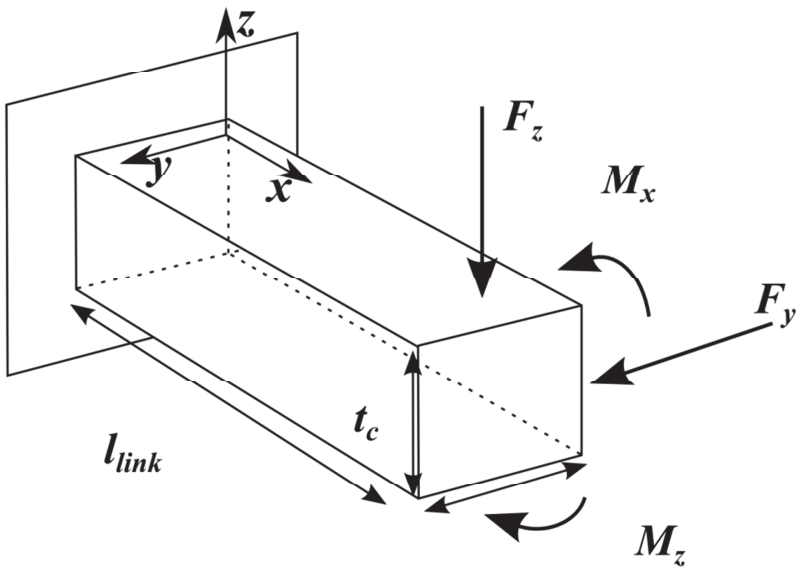


Figure 3.30: Schéma des sollicitations mécaniques endurées par la liaison

Comme on peut le remarquer sur la figure 3.30, la liaison est encastrée à une de ses extrémités et soumise à 3 sollicitations à son autre extrémité, 2 forces F_z et F_y qui vont induire 2 moments de flexion M_y et M_z (équation 3.23 et 3.24), et un moment de torsion M_x.

$$M_y(x) = F_z.(l_{link} - x) \tag{3.23}$$

$$M_z(x) = F_y.(l_{link} - x) \tag{3.24}$$

Ces sollicitations génèrent également un tenseur de contrainte $\{T\}$ dans la liaison: on retrouve en effet une contrainte normale (σ_{xx}) (équation 3.25) créée par les moments de flexion M_y et M_z et une contrainte tangentielle (τ_{yz}) (équation 3.26) induite par le moment de torsion M_x [89].

$$\sigma_{xx}(x,y,z) = \frac{F_y.(l_{link} - x)}{I_{Gy}} z + \frac{F_z.(l_{link} - x)}{I_{Gz}} y \tag{3.25}$$

$$\tau_{yz}(y,z) = \frac{M_x}{I_G}\sqrt{y^2 + z^2} \tag{3.26}$$

avec I_G, I_{Gy}, I_{Gz} les moments quadratiques respectivement par rapport au point G qui représente le centre de gravité de la liaison, selon l'axe ***Gy*** et selon l'axe ***Gz***. Ce sont ces contraintes qui sont utilisées pour le calcul de Von Mises.

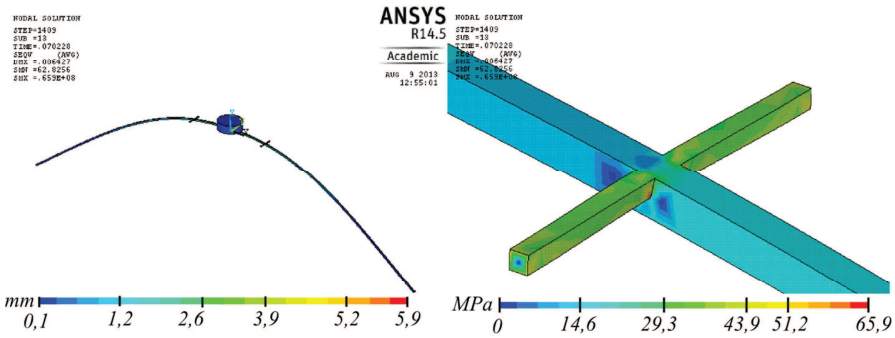


Figure 3.31: Résultats de la simulation par éléments finis d'une liaison de 40 µm de section et d'une longueur de 400 µm

En reprenant la simulation présentée au paragraphe *3.III.c.i*, une série de liaisons de sections carrées dont le rapport entre t_c et l_{link} a été fixé à 10 pour se conformer à la théorie des poutres a donc été testée. Après analyse des résultats, on remarque que les angles de flexion maximum sont obtenus pour les liaisons les plus fines, c'est-à-dire correspondant aux dimensions suivantes: 30 x 30 x 300 et 40 x 40 x400. Cependant, les contraintes pour ces 2 cas de figure sont respectivement de 117 et 69,3 MPa, et dépassent donc la limite élastique R_e de la SU-8 dont l'estimation basse est de 50 MPa. Les liaisons de plus grandes dimensions, (60 x 60 x 600 et 70 x 70 x700) sont quant à elle plus rigides et réduisent les performances des prototypes puisque l'angle de flexion est plus faible (tableau 3.7). Au regard des résultats, les liaisons avec des dimensions de 50x50x500 constituent le meilleur compromis entre contrainte et déplacement.

Tableau 3.7: Résultats des simulations par éléments finis des différentes géométries de poutre

	σ_{eq} [MPa]	Déplacement aimant [µm]	θ [°]
30x30x300	117	426	66,7
40x40x400	69,3	338	63,7
50x50x500	40,3	240	57
60x60x600	26,5	155	47,4
70x70x700	21	105	37,3

Conclusion

Dans ce chapitre, l'étude a porté sur la transmission de la puissance créée par l'actionneur aux ailes. Nous nous sommes focalisés dans un premier temps sur l'optimisation d'une liaison pivot-glissant proposé par T. Dargent [70]. Cette première analyse nous a permis d'évaluer le potentiel et les limites d'une telle liaison. En particulier, il s'avère que les chocs internes à la structure ainsi que son caractère hypostatique sont des facteurs limitants. C'est pourquoi dans un second temps, une liaison souple a été conçue, modélisée et fabriquée de manière à optimiser les performances de l'OVMI. Il est dorénavant possible d'avoir des angles de flexion de l'ordre de 65°. De surcroît, le travail sur cette nouvelle liaison a donné lieu à une publication dans la revue *Smart Material and Structures* [9].

Parmi les perspectives de ce travail, on peut souligner le fait que cette structure a été optimisée en se bornant volontairement à l'analyse de structures simples et symétriques. Par conséquent l'étude de structures plus complexes est une piste à explorer pour favoriser la torsion de l'aile et plus généralement sa cinématique.

Chapitre 4: Ailes & mécanismes de vol

L'objectif de ce chapitre est de définir de façon optimale les caractéristiques structurelles et matérielles des ailes de nos prototypes. Dans ce sens, il est nécessaire de rappeler dans un premier temps les mécanismes du vol des insectes et d'analyser leur architecture de manière à dégager les paramètres essentiels à la création de portance tout en assurant une endurance satisfaisante vis-à-vis de sollicitations mécaniques internes et externes. En parallèle, nous proposons une revue des moyens de simulation et d'expérimentation conduits dans la littérature afin de reproduire et de quantifier l'ensemble de ces mécanismes de vol. Suite à cette synthèse, nous nous attachons dans un troisième temps à choisir les matériaux et architectures pour les ailes proches de ceux utilisés chez les insectes et compatibles avec les technologies des microsystèmes pour une fabrication simple. Enfin, les matériaux et architectures des ailes utilisés durant ces travaux seront comparés à ceux des insectes et des autres NAVs.

I. Mécanismes de vol des insectes & analyse de leur architecture

Apparus il y a 350 millions d'années les insectes volants ont connu une évolution de leurs systèmes de vol atteignant aujourd'hui une aisance en vol fascinante. Leur agilité résulte aussi bien des matériaux et de l'architecture de leurs ailes que du mouvement complexe qu'elles effectuent. À cela s'ajoutent des phénomènes aérodynamiques singuliers contribuant de façon significative à la portance : effet Wagner, effets de masses ajoutées, effet Kramer qui traduisent les conditions inédites de l'aérodynamique des insectes. En effet, leur l'échelle ainsi que leur conditions de vol (vitesse de battement, taille, angle d'attaque et masse) modifient considérablement les approximations aérodynamiques.

Pour rappel, les forces aérodynamiques sont de deux types: les forces inertielles et les forces visqueuses. Le rapport entre ces forces peut être quantifié par le nombre de Reynolds *Re* (équation 4.1) [90].

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} \tag{4.1}$$

où ρ représente la masse volumique du fluide, V la vitesse de l'écoulement, L la longueur caractéristique de l'objet considéré et μ la viscosité dynamique du fluide.

Comme le montre la figure 4.1, pour des aéronefs d'une taille importante constituant les moyens de transports classiques (avions, hélicoptères) se déplaçant à des vitesses importantes, le nombre de Reynolds est de l'ordre de 10^6. Dans ces conditions, les forces inertielles sont largement prépondérantes et il existe des modèles permettant de prévoir l'interaction entre le fluide et la structure.

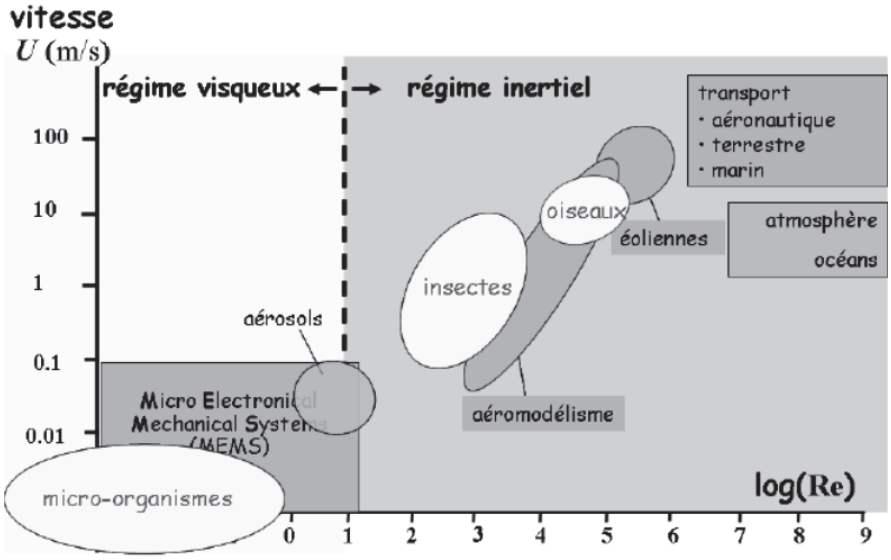


Figure 4.1: Diagramme du régime de vol des organismes vivants, des phénomènes naturels et des principales réalisations humaines en fonction du nombre de Reynolds [91]

En revanche, le nombre de Reynolds pour les insectes varie entre 10 (pour les plus petits d'entre eux) et 5000 impliquant que les forces inertielles et visqueuses coexistent dans des proportions comparables. Les modèles précédents ne peuvent alors plus décrire correctement les interactions entre l'air et les ailes d'insectes. En outre, pour les insectes de taille extrêmement petite, comme cela est le cas pour le *Tinkerbella nana* (figure 4.2), les forces visqueuses sont prépondérantes sur les forces inertielles. Cet équilibre différent entre les forces a poussé cet animal à développer une anatomie qui n'a rien à voir avec celle des objets macroscopiques: on remarque notamment ses longs poils qui naissent de l'embryon de membrane et suffisent à générer la portance nécessaire car à cette échelle l'air apparaît extrêmement visqueux.

Figure 4.2: Vue au microscope électronique à balayage d'un spécimen de *Tinkerbella nana* [92]

Si l'on a pour objectif de créer un insecte artificiel volant, deux aspects doivent être pris en compte :

- la partie aérodynamique
- l'architecture et l'analyse matérielle des ailes

a. Aérodynamique

L'aérodynamique peut être découplée en une première partie liée à la cinématique (i.e. le mouvement) de l'aile, et une seconde partie plus focalisée sur les principaux phénomènes aérodynamiques instationnaires.

i. Cinématique

La cinématique du vol des insectes est aujourd'hui très bien documentée grâce aux travaux de nombreux biologistes [2,5,42]. Le battement des ailes correspond à un mouvement périodique dont la fréquence varie entre 5 et 200 Hz [4] en fonction de la masse et de l'envergure de l'insecte [93] comme présenté sur la figure 4.3. Ainsi les caractéristiques d'une abeille (*Apis Mellifera*) se situent autour d'une fréquence de battement de 200 Hz pour une masse de 100 mg et une longueur d'aile de 9,8 mm tandis que la drosophile (*Drosophila virilis*) évolue avec une fréquence de 240 Hz avec les caractéristiques suivantes: masse 2 mg et longueur d'aile 3 mm [94].

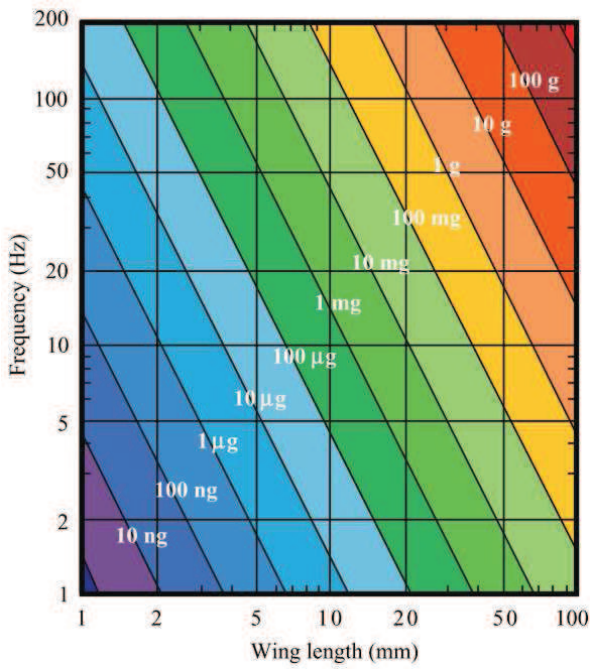


Figure 4.3: Masse de l'insecte en fonction de la fréquence de battement et de l'envergure des ailes [93]

La cinématique décrite par l'aile (figure 4.4) se compose d'un mouvement de battement et d'un mouvement de prono-supination (pronation/supination) autour de l'axe du bord d'attaque, ce dernier ayant pour fonction de moduler l'angle d'attaque de l'aile durant le mouvement. Lors d'un demi-cycle de battement, l'aile accélère pour atteindre une vitesse maximale constante au milieu du demi-cycle de battement alors que l'angle d'attaque (figure 4.5) diminue pour atteindre un angle d'incidence de l'ordre de 35°.

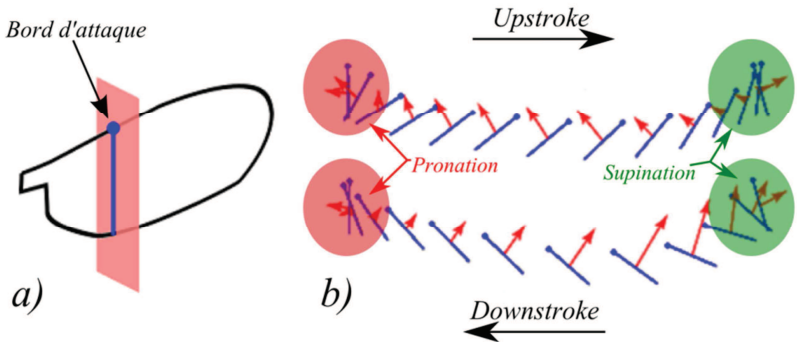


Figure 4.4: Mouvement de l'aile de l'insecte, a) coupe de l'aile permettant une représentation simplifiée du mouvement d'une section verticale de l'aile, le point bleu représentant son bord d'attaque (ce schéma ne tient pas compte de la souplesse de l'aile), b) cinématique détaillée du vol d'un insecte en vol stationnaire, on observe les 4 phases successives, "upstroke", "supination", "downstroke" et "pronation" (adapté de [40,70])

Afin de se mouvoir avec souplesse et précision, l'insecte peut faire varier différents paramètres :

- le plan de flexion des ailes,
- l'angle d'attaque,

- la fréquence de battement,
- La position de son corps par rapport au plan de battement des ailes.

Ces modifications se font très rapidement en raison de la fréquence de battement élevée des insectes.

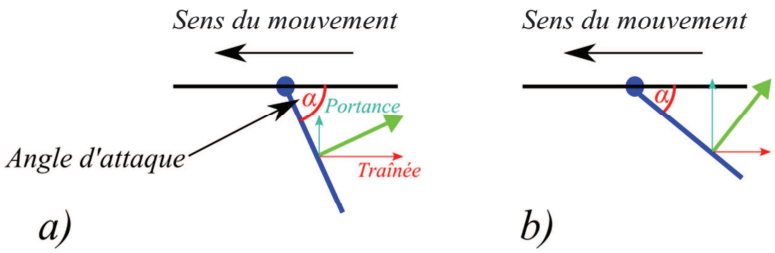


Figure 4.5: Représentation schématique de l'angle d'attaque et de son implication. On observe dans la situation (a) que la traînée est prépondérante par rapport à la portance, inversement, on remarque dans la situation (b) que lorsque l'angle d'attaque est inférieur à 45°, la portance est supérieure à la traînée

Pour générer une portance suffisante, il est essentiel d'arriver à créer une cinématique qui présente les 4 phases présentées à la figure 4.4. Les phases d'"up" et "downstroke" présentent une vitesse maximale avec un angle d'attaque minimal. Si l'on souhaite créer une cinématique efficace et donc une portance conséquente, la durée de ces deux phases doit donc être maximisée au cours d'un battement. Les phases de pronation et de supination sont également fortement créatrices de portance [7] au travers de phénomènes aérodynamiques instationnaires qui se déroulent lors des retournements de l'aile.

ii. Phénomènes aérodynamiques instationnaires

La méthode la plus simple pour expliquer le vol des insectes est l'approche quasi-statique: celle-ci implique que les forces aérodynamiques s'appliquant sur une aile ne dépendent que de sa position dans un repère donné à un instant *t*. Cette méthode a déjà permis d'obtenir des résultats satisfaisants concernant le vol de la sauterelle [95] puisque la portance moyenne calculée sur une période correspond aux mesures directes réalisées. En revanche, dans le cas d'insectes de plus faible envergure ou pour des vols stationnaires induisant un faible nombre de Reynolds, les prédictions ne corroborent pas les observations. Les valeurs trouvées à l'aide du modèle quasi-statique montrent dans certains cas que la force générée est inférieure au poids de l'insecte qui cependant parvient à voler. Il a été mis en évidence que ce sont des phénomènes instationnaires qui permettent aux insectes de créer un surplus de portance notamment lors du retournement des ailes pendant les phases d'up et downstroke [96]. Ces phénomènes instationnaires ont été observés et décrits en particulier par *Ellington* [97] :

Effet Wagner

Durant le battement, l'aile va à plusieurs reprises se stopper, et repartir en sens inverse. À chaque fois que l'aile se met en mouvement, la circulation de l'air environnant n'atteint pas un régime stable

immédiatement. Cette inertie se traduit alors par l'apparition de tourbillons qui se détachent du bord de fuite de l'aile. Cet effet qui tend à réduire la création de portance, peut être négligé en raison de la prépondérance des autres effets instationnaires.

Masse ajoutée

Lors des accélérations et décélérations brutales des ailes, la masse ajoutée liée au fluide environnant crée alors des forces inertielles supplémentaires s'appliquant sur l'aile.

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 observer un décrochement.

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 comme illustré sur la figure 4.6.

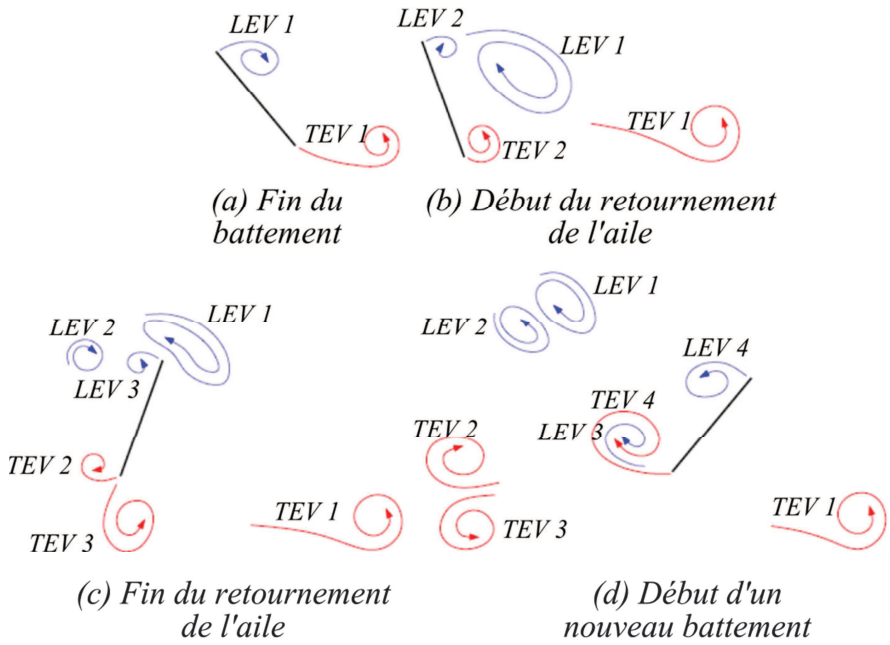


Figure 4.6: Représentation de la séquence de retournement d'une aile mettant en évidence le mécanisme de recapture des tourbillons du sillage qui se forment sur le bord d'attaque (LEV) et sur le bord de fuite (TEV) [98]

Clap and fling

Mis en évidence par Weis-Fogh [42], l'effet de "clap-and-fling" se produit lorsque les ailes se touchent en position dorsale (figure 4.7). Au cours de chaque cycle de battement, les ailes se rejoignent en position dorsale et expulsent dans un premier temps le fluide présent entre les ailes puis en se disjoignant elles aspirent le fluide environnant. Lors de ces phases, le fluide est accéléré ce qui favorise un surplus de portance.

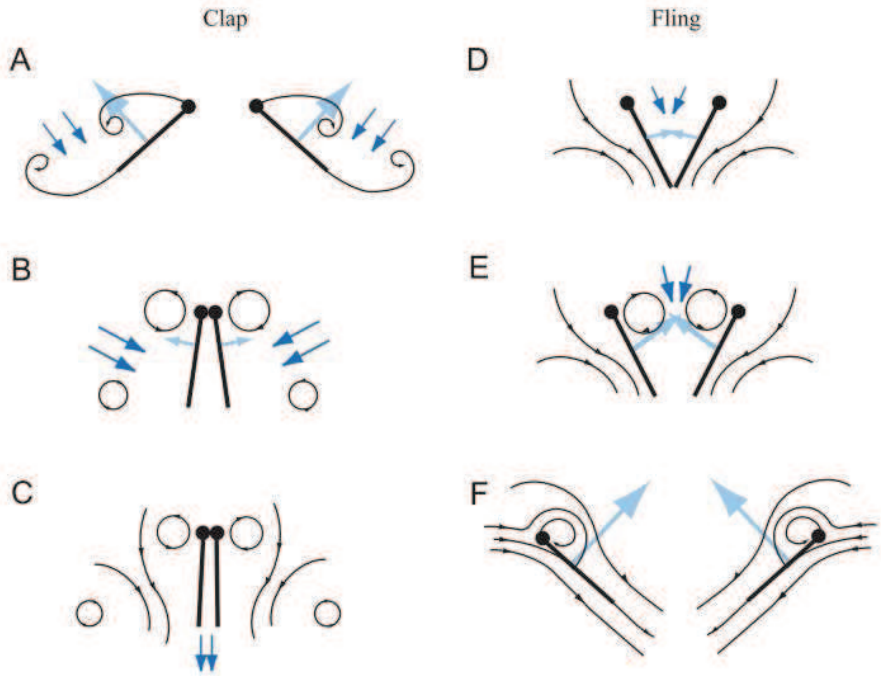


Figure 4.7: Représentation schématique de l'effet "Clap-and-Fling" [99], les figures A, B et C décrivent l'accélération de l'air lors du rapprochement des ailes qui crée un premier surplus de portance. Les figures D, E et F montrent l'aspiration créée lors de l'éloignement des ailes.

Effet Kramer

Lors de chaque retournement de l'aile, celle-ci effectue une rotation rapide ce qui altère la circulation autour de l'aile générant ainsi un surplus de portance.

L'ensemble des phénomènes instationnaires participe à la création de la portance nécessaire au vol des insectes et à leur grande habilité en vol. La modélisation de ce mode de propulsion est tributaire souvent d'un grand nombre d'approximations et ne permet pas toujours de tenir compte de tous ces phénomènes. Notons également que ces phénomènes ne pourraient être présents chez les insectes si leurs ailes ne possédaient pas des caractéristiques singulières comme décrit dans le paragraphe suivant.

b. Architecture des ailes d'insectes

Les prouesses aérodynamiques réalisées par les insectes ne seraient pas possibles sans les caractéristiques architecturales de leurs ailes. La complexité structurelle et matérielle des ailes d'insecte est retranscrite ici sans toutefois en présenter de façon exhaustive toutes les subtilités. La matière dont sont faites les différentes parties de l'aile (la membrane et les nervures) permet à cette structure d'avoir une rigidité très variable le long de l'aile. En outre, leurs ailes dont la forme tridimensionnelle est en partie contrôlée passivement, représentent une technologie exclusive au sein du règne animal [100]. Leur souplesse est un avantage indéniable puisqu'elle conduit à la création de forces aérodynamiques plus importantes que dans le cas d'ailes rigides [101], les rendant ainsi plus efficaces.

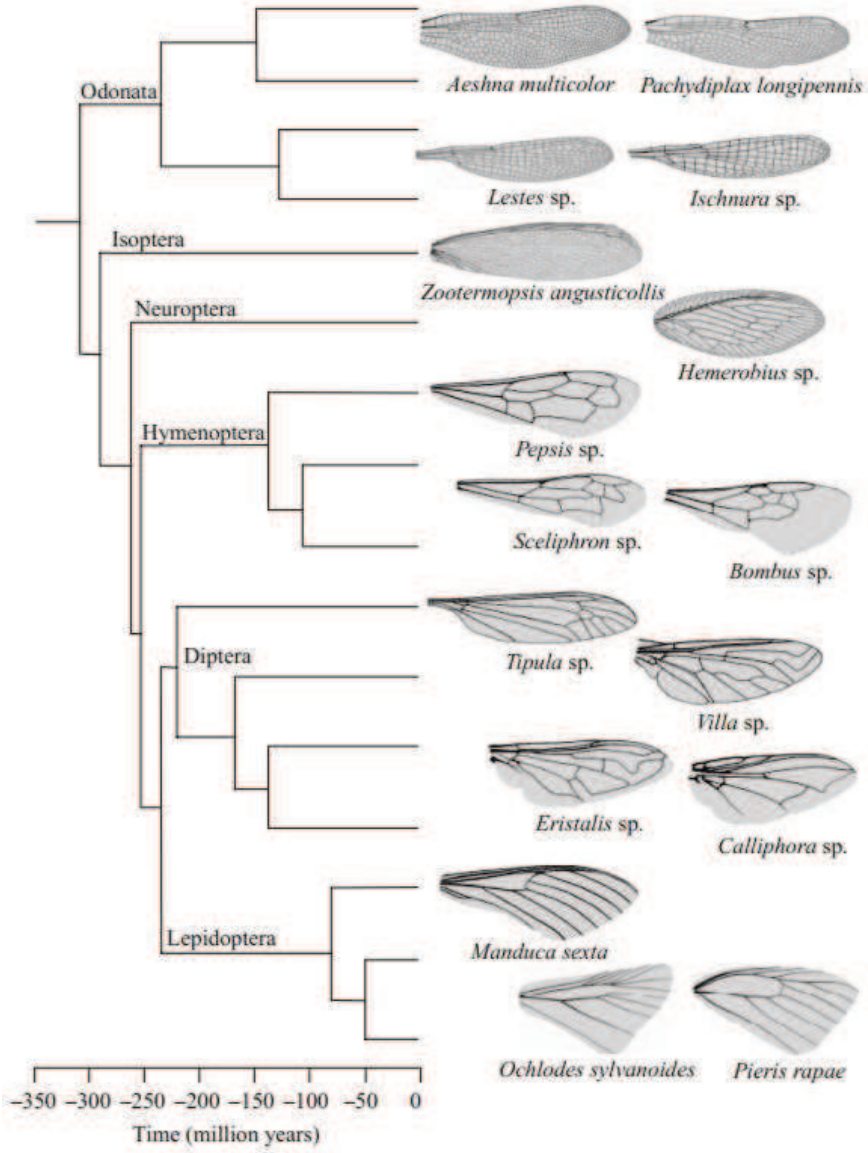


Figure 4.8: Arbre phylogénétique présentant différentes architectures d'ailes [102]

Cet avantage s'est forgé au cours d'une longue évolution qui a donné naissance à une incroyable diversité d'ailes (figure 4.8). En particulier, ces ailes sont faites de cuticule, un matériau biologique composite constitué de plusieurs couches superposées de fibres. Ces fibres sont elles-mêmes composées de chitine dans une matrice d'eau et de protéines (polyphénols). Les caractéristiques mécaniques de ces fibres peuvent varier en fonction de leur concentration en eau, en protéine, en graisse ou en métal. De plus, les cuticules sont divisées en plusieurs fibres, leurs caractéristiques mécaniques varient donc en fonction des compositions de chacune de ces fibres ainsi que de leurs assemblages [103,104]. Différentes études ont ainsi montré que le module de Young de ce matériau diffère de plusieurs GPa à quelques kPa en fonction de son degré d'hydratation [103]. La gamme étendue de propriétés mécaniques accessibles avec ce matériau (figure 4.9) confère aux ailes un large choix dans son architecture.

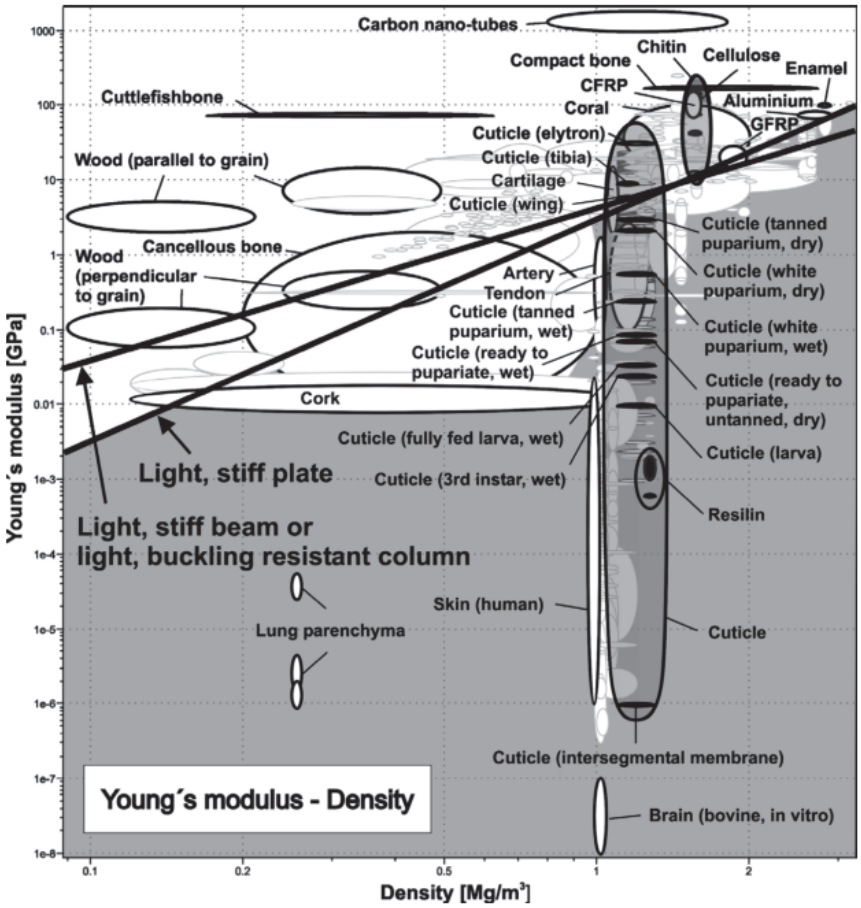


Figure 4.9: Propriétés mécaniques de différents matériaux organiques et synthétiques en fonction de leurs modules de Young et de leurs densités. On observe la diversité en particulier du module de Young disponible pour une cuticule d'une densité autour de 1 mg.m^{-3} [103]

Au-delà du matériau organique utilisé, la structure même des ailes fourmille d'innovations. Tout d'abord la membrane est une surface d'une superficie allant de quelques millimètres carrés à plusieurs centimètres carrés, dont l'épaisseur n'est pas uniforme et varie de plusieurs micromètres à quelques centaines de nanomètres. De plus, comme le montre la figure 4.10 sa surface n'est pas lisse mais présente

un terrain extrêmement accidenté accentué par la présence de différents types de poils. Ces poils ont un grand nombre de fonctions, parmi lesquelles : camouflage, défense, hydratation, thermorégulation, mais surtout ils servent aussi à accroître les forces aérodynamiques générées par l'aile en créant des turbulences supplémentaires à la surface des ailes [103].

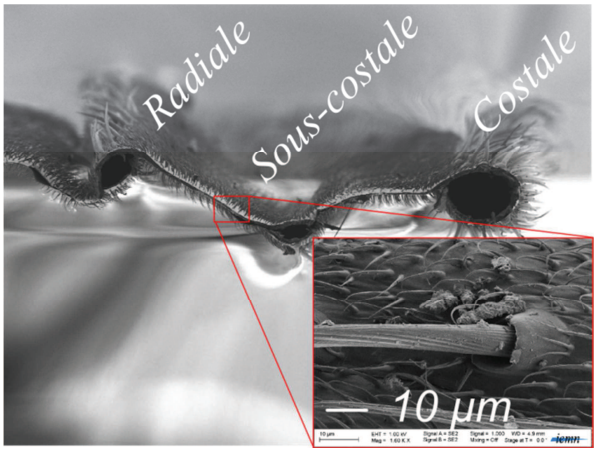


Figure 4.10: Vue en coupe du bord d'attaque d'une aile de moustique au microscope électronique à balayage. Nous y observons les 3 veines costale, sous-costale et radiale, l'insert permet de détailler des poils, de différentes tailles, présents à la surface de la membrane (adapté de [11])

Une autre spécificité notable est le relief de l'aile, en effet, elle ne se présente pas comme un plan nervuré. Il existe des reliefs qui vont permettre à l'aile de modifier la surface alaire en fonction des forces aérodynamiques qui s'exercent sur la membrane [105]. Comme par exemple, l'arculus (figure 4.11) qui sous l'effet d'un chargement va se déplier ou se replier en fonction du sens de la sollicitation. Ces mécanismes de contrôle passif participent à l'augmentation du rendement aérodynamique des ailes. De la même façon, le *Pterostigma* que l'on peut observer sur la figure 4.12 (b) joue le rôle de régulateur inertiel comme l'ont montré les travaux de *R. Norberg* [3] en modifiant localement la répartition massique le long de l'aile.

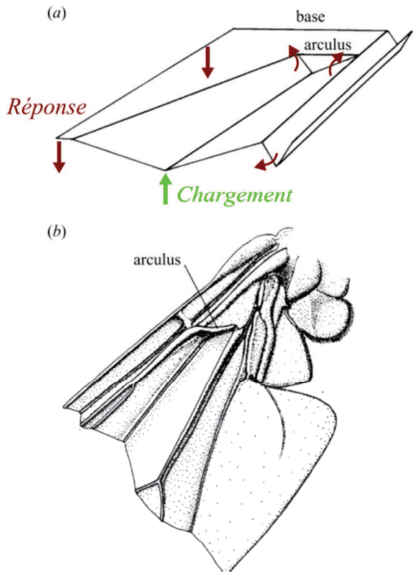


Figure 4.11: Représentation de la zone située autour de l'arculus. (a) Schéma décrivant l'application d'un chargement (flèche verte) sur cette zone ainsi que la réponse des différentes parties de la membrane (flèches rouges) [106]. (b) Illustration de Wootton [105] représentant cette même zone chez une mouche *Tabanid.*

A ces spécificités s'ajoutent des propriétés mécaniques singulières. Les ailes d'insectes présentent une souplesse optimisée afin de convertir les forces mécaniques en forces aérodynamiques. Ainsi, différents travaux [107,108] ainsi que des mesures que nous avons réalisées [11] ont mis en évidence une raideur dépendante de la direction de sollicitation, c'est-à-dire de 0,5 GPa selon l'axe normal et de 2,6 GPa selon l'axe longitudinal. Les directions normale (chordwise) et longitudinale (spanwise) sont définies par rapport à l'axe de torsion de l'aile comme cela est schématisé à la figure 4.12 (a).

Tableau 4.1: Propriétés mécaniques (à température ambiante) d'aile d'insecte

	Fonction	**Densité [g.cm^{-3}]**	**Module de Young *E* [GPa]**	**Coefficient de Poisson**	**Limite élastique R_e [MPa]**
Aile d'insecte [109–111]	veine	~1,2	2,7-11	0,49	~52
	membrane	~1,2	chordwise 0,3-0,8 spanwise 2,6	−0,1-0,1	~29

Cette grande disparité entre les raideurs favorise la torsion de l'aile autour de l'axe longitudinal. Cette torsion va servir non seulement à accroître le rendement énergétique des ailes mais également à mieux résister aux impacts [17,108]. La notion de résistance aux chocs ou aux conditions climatiques est primordiale pour les insectes.

Enfin, la souplesse des ailes d'insectes peut être le résultat comme on peut l'observer sur les ailes du grillon (*s. gregaria*) de différences morphologiques. Ainsi les veines longitudinales n'ont pas la même

structure que les veines normales qui les relient (figure 4.13), ce qui aide l'aile d'une part à se tordre plus facilement, et d'autre part, à contrôler la propagation d'éventuelles cassures [112].

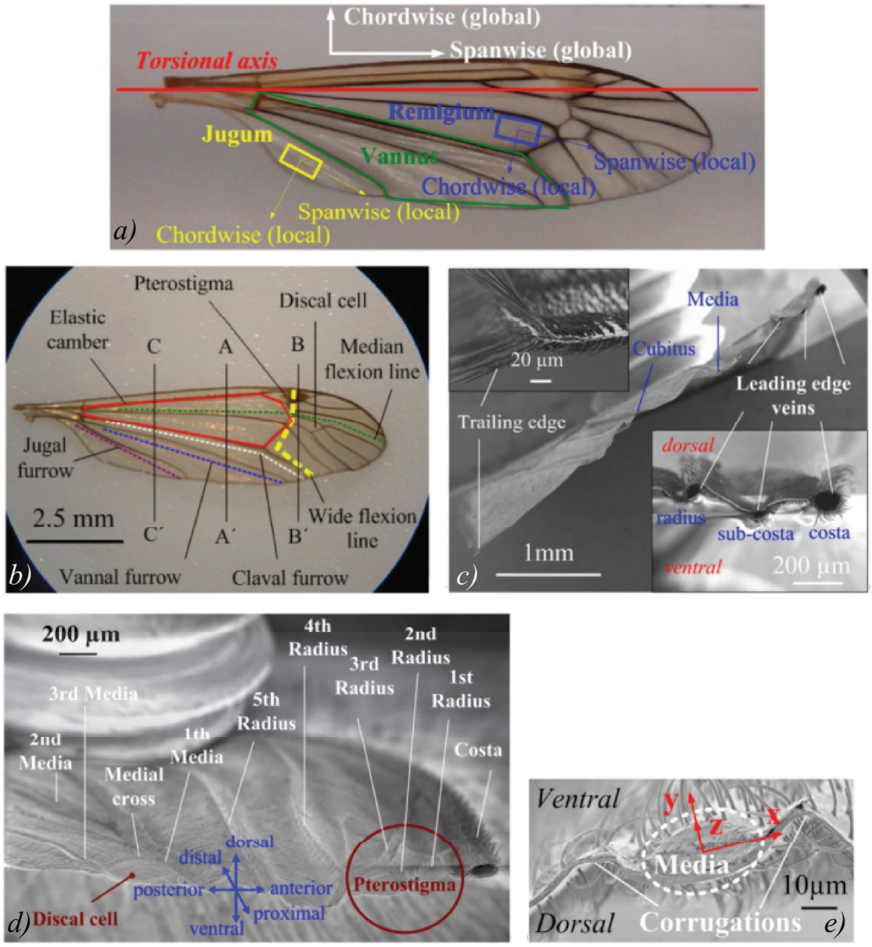


Figure 4.12: Géométrie et propriétés anisotropiques d'ailes de *Nephrotoma appendiculata*. (a) et (b) imagent une vue générale de l'aile au microscope optique. (c), (d) et (e) illustrent respectivement des vues selon les coupes A-A', B-B' et C-C'. (a) sert à définir les directions selon la corde, "chordwise" et dans l'axe de l'aile "spanwise". (b) met en lumière les différentes sous-structures de l'aile. (c) est une vue en coupe de l'aile avec un zoom sur le bord de fuite et sur le bord d'attaque. (d) Vue isométrique montrant la zone pterostigmale et les veines voisines. (e) On observe la veine Media de forme elliptique et les corrugations voisines qui vont contribuer à rendre l'aile plus souple en torsion qu'en flexion [11].

La souplesse de leurs ailes n'est pas leur seule arme dans leurs stratégies de résistance aux conditions climatiques. En effet, les insectes vivent dans un univers totalement différent du nôtre et une simple goutte d'eau peut représenter à leur échelle un très grand danger. Afin de subsister dans cet environnement hostile, les ailes d'insectes possèdent un caractère super-hydrophobe, comme cela a été démontré par des nombreux travaux, notamment de *Byun et al* [113]. Cela les aide à évacuer de façon efficace l'eau déposée sur leurs ailes et ainsi à éviter un alourdissement de ces dernières par l'humidité ambiante, ce qui serait fort préjudiciable à leurs performances aérodynamiques. Les insectes ont

également des exosquelettes extrêmement perfectionnés qui leur permettent de supporter des chocs et des accélérations impressionnantes. Ainsi, pour un moustique percuté par une goutte d'eau en moyenne toutes les 25 secondes lors d'une averse, une accélération de l'ordre de 100 à 300 *g* (où $g=9,81\ m.s^{-2}$) est alors exercée.

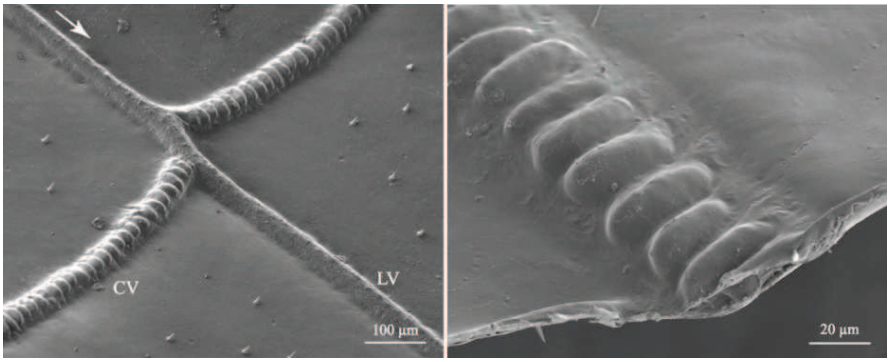


Figure 4.13: Vue des veines de *S. Gregaria* au MEB, (a) Veines longitudinale (LV) et veines normales (CV) dont on peut remarquer les différences de morphologies. (b) Zoom sur la structure d'une veine normale [112]

Au travers de ce paragraphe, la complexité du vol des insectes a été mise en lumière: celle-ci réside aussi bien dans les phénomènes aérodynamiques que dans la structure de leurs ailes. Un certain nombre de paramètres structurels et matériels ont ainsi été identifiés et les ailes fabriquées pour notre OVMI devront s'en inspirer. Afin de mieux comprendre les relations existant entre la structure des ailes et l'aérodynamique des insectes, ces travaux nécessitent dorénavant le développement de modèles physiques et de travaux expérimentaux originaux.

II. Outils d'analyse & de quantification des mécanismes du vol

Comme vu précédemment, les insectes ont des propriétés aérodynamiques très différentes des engins habituellement modélisés en aérodynamique, en raison d'une part, de l'écoulement à très bas Reynolds et des forts angles d'attaques rencontrés. Celles-ci sont, de plus, couplées à de nombreux phénomènes instationnaires induits par la souplesse des ailes des insectes. L'ensemble de ces conditions a donc conduit les chercheurs à proposer des outils de modélisation et d'expérimentation spécifiques afin de mieux comprendre et quantifier les mécanismes de vol. Une synthèse de ces outils et des résultats obtenus est proposée ci-dessous.

a. Modélisation

Au niveau de la modélisation, il existe deux grandes catégories: les modèles dits "d'aile rigide" et les modèles dits "d'aile souple" (figure 4.14). Les approximations (ailes souples, ailes rigides) utilisées pour modéliser le comportement aérodynamique des ailes offrent différents degrés de précision et sont

généralement complémentaires. Le détail de chacune des solutions est décrit dans les paragraphes qui suivent.

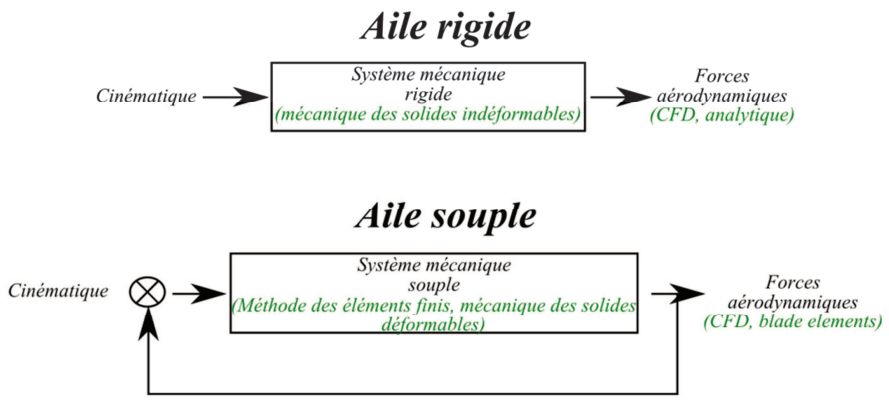


Figure 4.14: Représentation schématique des modèles de l'aile rigide et de l'aile souple: dans le cadre d'une aile rigide la cinématique est appliquée à un solide rigide qui va ainsi générer des forces aérodynamiques tandis que dans les modèles d'ailes souples, la cinématique appliquée à l'aile doit tenir compte des déformations engendrées par la réaction des forces aérodynamiques sur la structure

i. Aile rigide, approche aérodynamique

Pour cette première catégorie modèle, l'aile est considérée comme un solide indéformable qui suit une cinématique préétablie dans un fluide. L'aérodynamique est alors résolue analytiquement ou numériquement à l'aide de méthodes dites "stationnaires", "quasi-stationnaires", "semi-empiriques" et "instationnaires" afin de modéliser le comportement du fluide environnant.

Le tableau 4.2 résume les principales méthodes de résolution employées. Parmi les plus usuelles, on peut citer en premier lieu les méthodes stationnaires directement héritées de l'aéronautique et dans lesquelles chaque pas de temps est considéré comme indépendant des autres. De plus, cette formulation ne tient pas compte ni de la géométrie, ni de la cinématique des ailes. Afin de remédier à ces problèmes, des modèles plus aboutis ont été mis au point tenant compte de ces paramètres: les modèles quasi-stationnaires et leur emploi donnent des résultats plus proches de la réalité.

Toutefois, les travaux de différents chercheurs et notamment ceux d'*Ellington* [114], ont mis en lumière certaines limitations à l'application de ces modèles au vol des insectes, puisque les nombreux phénomènes instationnaires (voir paragraphe *4.I.a.ii*) sans lesquels une bonne restitution de performances instantanées n'est possible ne sont pas pris en compte.

Ce constat a motivé le développement de modèles dits instationnaires qui aident à simuler l'état du fluide aux pas de temps antérieurs et qui sont par conséquent mieux adaptés aux phénomènes instationnaires comme l'interaction aile-sillage. Il est important de souligner que si ce dernier type de modèle donne des résultats plus satisfaisants, sa formulation reste complexe et demande des temps de calculs et un espace de stockage substantiels.

Tableau 4.2: Comparaison des différentes méthodes de résolution

Type de résolution	Avantages	Inconvénients
Stationnaire [115–117]	• Formulation simple	Ne tient pas compte de : • La géométrie • La cinématique
Quasi-stationnaire [118]	• Formulation simple Tient compte de : • La géométrie • La cinématique	• Précision limitée • Effets instationnaires pas pris en compte
Semi-empirique [119]	• Formulation simple • Correction expérimentale possible Tient compte de : • La géométrie • La cinématique	• Ne permet pas l'étude qualitative des différents phénomènes aérodynamiques • Effets instationnaires pas tous modélisés
Instationnaire	Tient compte de : • La géométrie • La cinématique • Des phénomènes instationnaires	• Coût temporel et informatique • Formulation et implémentation complexe • limité à la 2D ou quasi-3D

En outre, quand on s'intéresse spécifiquement à la physique du vol des insectes, on s'aperçoit qu'une partie non-négligeable des forces est issue de l'élasticité de la structure. Cette dernière tend à modifier la forme de l'aile au cours du battement et a donc une influence sur ses performances aérodynamiques [8]. On a donc un phénomène de couplage entre élasticité et aérodynamique, appelé également aéroélasticité.

ii. Aile souple, approche aéroélastique

De nombreuses études et modèles [120,121] s'intéressent donc à l'aspect aéroélastique[21] des ailes d'insectes. Dans ce type de modèle, les ailes sont considérées comme des solides déformables et l'analyse de ces déformations est réalisée généralement à l'aide de la méthode des éléments finis (FEM) que l'on couple à des modèles aérodynamiques (Approche analytique) ou à des logiciels de CFD[22] (Approche numérique). Ces deux approches impliquent des utilisations différentes selon que l'on recherche une approche tournée vers l'optimisation des systèmes ou à l'inverse vers une plus grande

[21] L'aéroélasticité étudie les vibrations de structures élastiques dans un écoulement
[22] Computationnal Fluid Dynamics

précision et une meilleure compréhension des phénomènes aérodynamiques. Le tableau 4.3 fait l'inventaire des principales études tout en résumant leur domaine d'utilisation.

Le domaine de l'aéroélasticité est depuis quelques années un champ d'investigation très actif qui reste cependant complexe, coûteux en temps de calcul. Ce couplage entre les déformations de l'aile et les forces aérodynamiques se traduit par la présence d'une boucle de rétroaction des forces aérodynamiques sur la cinématique de la structure. En effet, les forces aérodynamiques vont déformer l'aile et ainsi modifier son interaction avec le fluide environnant à chaque pas de temps.

Tableau 4.3: Comparaison des différents modèles aéroélastiques

Référence	Approche	Particularités
Gogulapati et al [122]	Analytique	• Appliquée au vol stationnaire • Appliquée au vol classique
Singh et al [123]	Analytique	• Appliquée au vol stationnaire • Validation expérimentale
Stanford et al [124]	Analytique	• Appliquée au vol classique • Utilisé pour des optimisations
Vanneste et al [125]	Analytique	• Appliquée au vol stationnaire • Validation expérimentale
Liu et al [126]	Numérique	• Appliquée au vol stationnaire • Utilisé pour des simulations dynamiques
Tang et al [127]	Numérique	• Appliquée au vol classique • Fortes restrictions sur l'excitation mécanique

Conjointement aux travaux de prototypage de l'OVMI décrits dans ce manuscrit, un modèle aéroélastique a été développé par *T. Vanneste et al* [125]. Dans ce modèle, l'aile est discrétisée en une série de surfaces élémentaires (figure 4.15). Pour chacune de ces surfaces, les forces aérodynamiques sont évaluées à l'aide d'un modèle analytique inspiré des travaux de *Sane et al* [54] et couplé à un modèle éléments finis. Ces simulations sont en cours d'intégration avec un algorithme d'optimisation génétique afin d'obtenir, de façon rapide, l'aile optimale au regard de certains critères prédéfinis. Bien que de nombreux résultats aient déjà été corroborés par des mesures expérimentales, certains développements sont encore nécessaires afin de le rendre pleinement opérationnel.

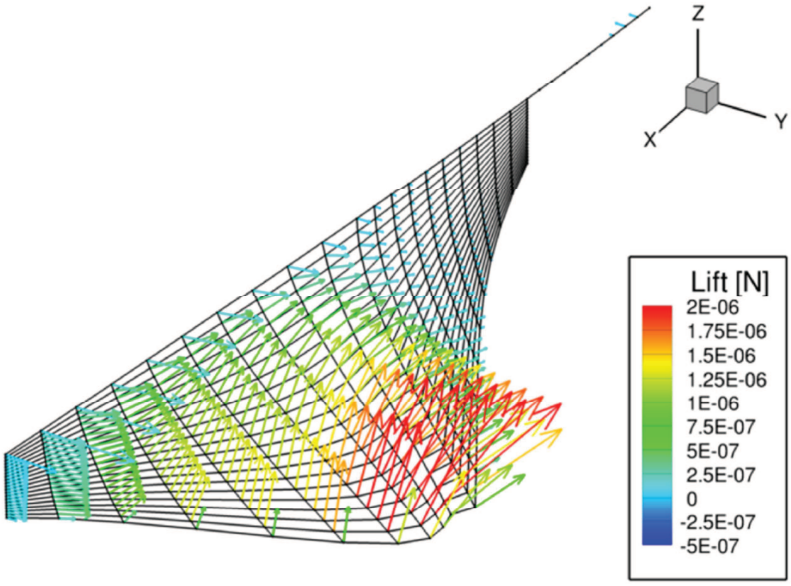


Figure 4.15: Résultats de la simulation d'une aile, chaque carré représente une surface élémentaire et chaque flèche indique la force aérodynamique créée par cette surface

b. Approche expérimentale

Afin de développer les modèles et valider les résultats obtenus, diverses approches expérimentales ont été envisagées. Parmi ces approches, nous pouvons retenir le principe des similitudes qui garantit l'obtention de résultats similaires à différentes échelles. Ainsi, l'actionnement d'ailes synthétiques plus grandes que celles d'insecte dans un fluide organique (eau ou huile), dont la densité est plus importante que celle de l'air, conduit à l'observation de phénomènes comparables à ceux produits par les ailes d'insectes dans l'air. Cette approche a l'avantage de réduire les difficultés liées à l'échelle des insectes tant au niveau de la fabrication que des manipulations expérimentales. *Dickinson et al* [7] ont ainsi réalisé un système articulé équipé de capteurs de forces, avec des ailes d'une envergure de 25 cm dont la géométrie était calquée sur celles des mouches (figure 4.16). La longueur des ailes et la viscosité de l'huile minérale dans laquelle est effectué l'actionnement permettent de reproduire un nombre de Reynolds (Re~136) similaire à celui du vol d'une mouche dans l'air. Cette étude donne des informations de première importance, notamment sur les phénomènes instationnaires apparaissant lors du retournement de l'aile ou sur les variations d'angle d'attaque au cours du battement.

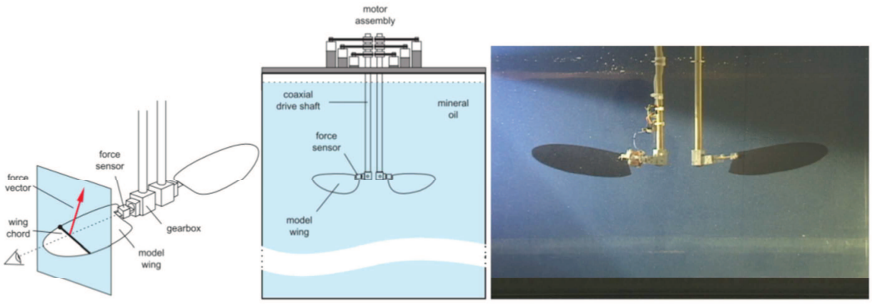


Figure 4.16: Dispositif expérimental utilisé par Dickinson pour établir un modèle aérodynamique instationnaire [7]

Il est important de souligner cependant que les montages expérimentaux proposés dans l'eau ou l'huile ne fonctionnent pas avec des ailes flexibles ni à des fréquences élevées. De plus, les forces liées aux écoulements étant prépondérantes devant les forces inertielles et élastiques, il n'est pas possible d'étudier précisément ces dernières.

Dans le but d'étudier des ailes flexibles à des fréquences plus élevées (~40 Hz), différents bancs d'essais testant des ailes d'une taille équivalente à celle des insectes ont été effectués cette fois-ci dans l'air. Par exemple, on peut citer les travaux d'*Ellington et al* [128] qui s'intéressent à la visualisation des écoulements générés par des ailes de papillon. Cette approche qualitative aide à une meilleure compréhension et interprétation des mécanismes de couplage entre les déformations mécaniques et les forces aérodynamiques. Néanmoins, pour avoir des indications plus précises, il est nécessaire d'avoir accès à des données quantitatives.

Dans ce sens, *Singh et al* [129] ont mis en place un mécanisme émulant le battement d'aile (figure 4.17) couplé à des capteurs piézorésistifs mesurant les forces générées à l'embase de l'aile. Les expériences menées respectivement sous vide et dans l'air servent à découpler les forces inertielles des forces aérodynamiques générées pour des ailes de différentes formes et des fréquences comprises entre 6 à 22,5 Hz. Ces mesures sont également corrélées à des visualisations optiques du flux d'air autour des ailes et constituent une base de données essentielle.

Pour leur part, *Wu et al* [130,131] ont développé un banc expérimental (figure 4.18) capable de mesurer les déformations des ailes et les forces générées par des battements d'ailes allant jusqu'à 45 Hz pour une amplitude de 70°. Les ailes actionnées ont une envergure de l'ordre de 15 mm et sont composées d'un film de nylon ainsi que d'une structure en fibre de carbone.

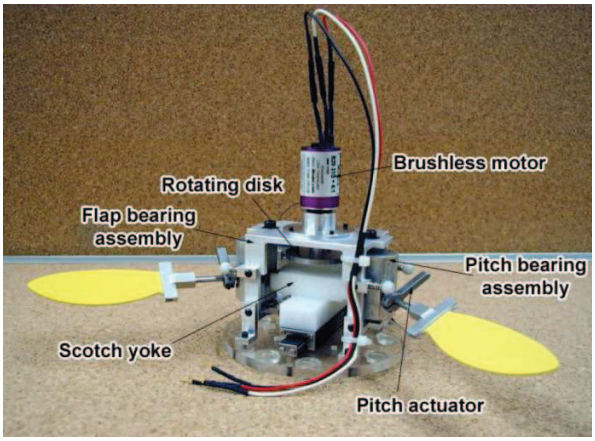


Figure 4.17: Mécanisme mis en place par *Singh et al* afin de mesurer les forces aérodynamiques [129]

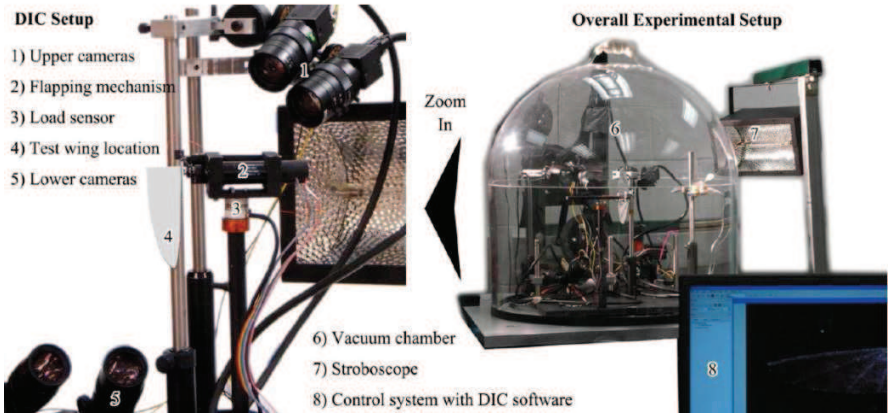


Figure 4.18: Banc de mesure utilisé par *Wu et al* [131], orienté autour de 3 outils : une cloche à vide (6), une balance mesurant les forces selon les 6 degrés de liberté (3) et un système de corrélation vidéo (8)

L'ensemble de ces travaux dans l'air ont abouti à deux conclusions principales :

- Les interactions fluide-structure sont significatives et les déformations de la structure liées aux forces aérodynamiques et inertielles sont du même ordre de grandeur
- Afin d'obtenir une déformation passive favorable à la création de la portance, les paramètres clés à optimiser sont la flexibilité et la répartition massique de l'aile

Les études de *Tanaka et al* [33] sont allées plus loin dans l'analyse des flexibilités mécaniques longitudinales et transversales et de leurs impacts sur la génération de portance à l'aide de la balance mise au point par *Wood et al* [132]. Pour cela, ils ont travaillé avec une aile faite exclusivement de polymère (figure 4.19 (a)) qui présente des rigidités proches de celle d'une mouche, et une aile hybride composée d'une membrane en polyester et d'une structure plus rigide en fibre de carbone (figure 4.19 (b)).

Tableau 4.4: Rigidités longitudinales et transversales des différents types d'ailes [132]

Type d'aile	E.I longitudinal [N.m²]	E.I transversal [N.m²]
Fibre de carbone	$6{,}2.10^{-7}$	17.10^{-9}
Polymère	$3{,}4.10^{-7}$	$6{,}8.10^{-9}$

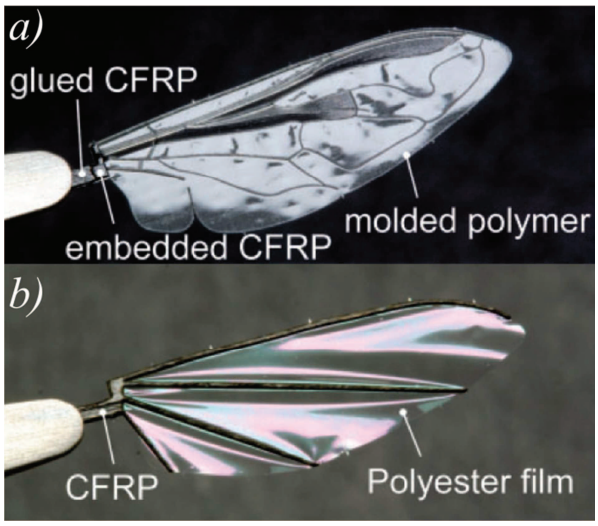


Figure 4.19: Ailes utilisées par *Tanaka et al* [33], a) aile souple entièrement réalisée en polymère en s'inspirant de l'architecture de l'aile de l'*Eristalis dimidiata*, avec du CFRP (Carbon-Fiber-Reinforced-Plastic) n'étant utilisé ici que pour permettre la liaison avec l'actionnement. b) Prototype d'aile plus rigide comprenant une membrane en polyester renforcé par des veines en fibre de carbone

Après analyse, ces deux ailes produisent une portance suffisante pour faire voler une *Eristalis dimidiata*. Néanmoins, cette étude montre qu'à débattement angulaire égal, l'aile rigide produit une portance moyenne 14 % plus importante que l'aile souple. Cependant, l'apport en énergie nécessaire pour imprégner un même débattement angulaire est plus important pour une aile rigide que pour une aile souple. Ainsi, en considérant les critères énergétiques et aérodynamiques, les ailes souples apparaissent plus prometteuses que les ailes rigides. Ces résultats sont confirmés par les travaux de *Shyy et a*l [133] et ceux de *Mountcastle et al* [134].

En conclusion, de nombreuses expérimentations et modèles ont été mis en place pour mieux comprendre le vol des insectes. Le couplage aéroélastique entre la structure de l'aile ainsi que les phénomènes aérodynamiques sont de mieux en mieux compris et les techniques de caractérisation sont de plus en plus efficaces. Les diverses études présentées montrent que la cinématique et la souplesse des ailes sont des facteurs déterminants dans la création de la portance. Toutefois, ces travaux de recherche n'ont pas encore permis à ce jour de définir l'ensemble des caractéristiques d'une aile idéale capable de créer une portance supérieure au poids,

III. Matériaux & architecture de l'OVMI

Les paragraphes précédents nous ayant permis de dégager les pistes nécessaires à la création de portance, il s'agit dorénavant dans ce paragraphe de définir les matériaux et l'architecture optimale afin de fabriquer des ailes artificielles.

a. Choix des matériaux

Le matériau principal constituant les ailes d'insectes est un matériau polymorphe possédant de fortes anisotropies dans ses caractéristiques mécaniques et une grande hétérogénéité dans leur répartition (voir paragraphe *4.I.b*). Lorsque l'on regarde la littérature sur le domaine, on s'aperçoit qu'aucun autre matériau n'atteint aujourd'hui de telles prouesses mécaniques et que la reproduction d'une telle structure requiert donc l'utilisation de différents matériaux. Le choix d'une technologie de fabrication MEMS pour la conception de notre prototype semble répondre à ce type de problématique puisqu'il se fait par l'association de couches composées de matériaux pouvant être de différente nature (polymère, métaux, diélectriques, …). Nous tendrons cependant, dans la première phase de fabrication de la structure à minimiser la diversité de matériaux afin d'en simplifier au maximum sa fabrication. Nous pourrons par exemple distinguer le matériau constituant les veines de l'aile de celui constituant la membrane. Pour atteindre un bon compromis entre comportement mécanique et simplicité de fabrication, nous avons porté notre choix sur la SU-8 pour fabriquer la structure de l'aile (i.e. les veines) et le PDMS (Polydiméthylsiloxane) pour réaliser les membranes. Ces choix sont justifiés dans les paragraphes suivants.

i. SU-8

La SU-8 est une résine photosensible négative élaborée à la fin des années 80 par *TBM* [135] afin de réaliser des structures en microtechnologies à fort rapport d'aspect et à faible coût [136]. Elle est déposée par centrifugation puis les structures sont définies par un procédé photolithographique (voir paragraphe *5.I.a*). Cette résine est couramment employée en microsystèmes notamment dans les domaines de la microfluidique et de l'encapsulation [137], elle est de plus en plus utilisée comme composant mécanique de MEMS du fait de sa facilité de mise en œuvre mais également de ses impressionnantes capacités mécaniques [85]. En effet, la SU-8 est un matériau viscoélastique qui présente un module de Young (tableau 4.5) relativement faible et une limite élastique élevée ce qui permet d'obtenir de grands déplacements et/ou d'importantes contraintes sans qu'il y ait de dommages structuraux [9,138].

Tableau 4.5: Propriétés mécaniques de la SU-8

	Densité ρ ($g.cm^{-3}$)	Module de Young E (GPa)	Coefficient de Poisson	Limite élastique R_e (MPa)
SU-8 [139–141]	1,19[a]	2-5[a]	0,26[a]	50-130[a]
Veines d'insectes	1,2	2,7-11	0,49	52

(a) Dépendant du processus de fabrication [76]

Enfin, ses caractéristiques mécaniques sont assez proches de celles mesurées par les veines des insectes (tableau 4.5) aussi bien en termes de densité que de module de Young [11]. Le choix de cette résine répond donc à deux critères de conception essentiels, la compatibilité avec les technologies MEMS et une similitude avec les matériaux naturels.

ii. PDMS

La membrane des ailes d'insectes est plus flexible et moins dense que leurs veines (tableau 4.5). De plus, les caractéristiques mécaniques de la membrane sont fortement dépendantes de la structure locale des veines. En effet, diverses mesures effectuées sur différents insectes montrent que sa raideur varie entre 2,5 MPa et 0,75 MPa en fonction du point de mesure.

Par la suite, nous nous sommes attachés à rechercher le matériau le plus adéquat. C'est la raison pour laquelle une comparaison d'un grand nombre de matériaux avec celui des insectes a été effectuée comme présenté à la figure 4.19. Sur cette figure, les lignes quantifient un type de chargement: ainsi les rapports E/ρ, $E^{1/2}/\rho$, $E^{1/3}/\rho$ représentent respectivement une poutre en tension, une poutre en flexion et une plaque en flexion [103,142]. La membrane pouvant être assimilée à une plaque, nous pouvons comparer les rapports $E^{1/3}/\rho$ dans le sens longitudinal ("spanwise") et transversal ("chordwise"). On observe alors une grande disparité entre les valeurs mesurées dans les directions transversale (0,77 $GPa^{1/3}.g^{-1}.cm^3$) et longitudinale (1,15 $GPa^{1/3}.g^{-1}.cm^3$). Une telle anisotropie indique que la membrane est beaucoup plus souple dans le sens transversal que dans le sens longitudinal facilitant ainsi sa torsion.

Notre choix s'est tout naturellement orienté sur le PDMS qui est un polymère organominéral de la famille des siloxanes pour plusieurs raisons:

D'une part, son module de Young (0,4 à 0,9 GPa) se rapproche des raideurs mesurées dans la direction transversale, à titre d'exemple pour des ailes de scarabées ou de sauterelles la raideur peut atteindre 0,3 à 0,8 GPa dans la direction transversale ([109,111]). De plus, le PDMS offre un caractère "hydrophobe" tout comme les ailes d'insecte leur permettant ainsi de rester propres et sèches en toute circonstance [103,113].

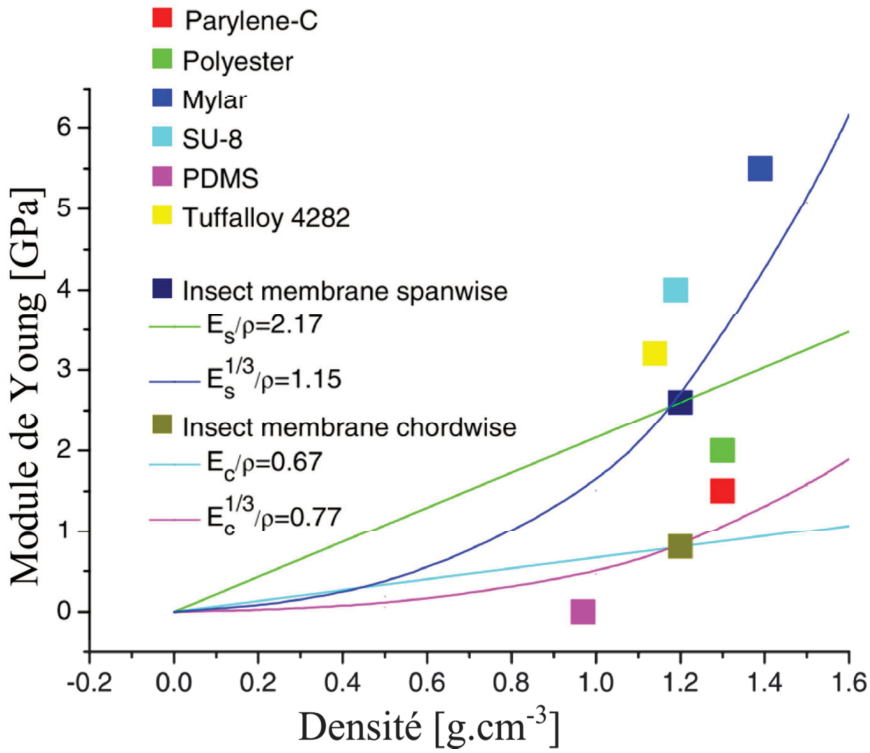


Figure 4.20: Comparaison des propriétés mécaniques des membranes d'insectes avec les différents matériaux [10].

D'autre part, on s'aperçoit si l'on fixe comme critère la raideur longitudinale de la membrane, que des matériaux tels que le mylar, la SU-8 et le tuffalloy 4282 conviennent, tandis qu'en se basant sur la raideur transversale de la membrane, le PDMS, le parylène-C et dans une moindre mesure, le polyester sont adéquats. En outre, la réalisation de veines en SU-8 sur une membrane en PDMS a comme avantage de pouvoir rigidifier localement à divers degrés la membrane en jouant sur leurs épaisseurs. Enfin, les propriétés mécaniques du PDMS peuvent également être modifiées au cours du procédé de fabrication [143]. Ce concept de matériaux hybrides est évoqué dans des travaux antérieurs [144], [145] et est rendu aujourd'hui possible grâce aux technologies MEMS.

Afin de démontrer la capacité de ces matériaux à reproduire les caractéristiques mécaniques d'une aile d'insecte, nous avons fabriqué ensuite un prototype sur le modèle d'une aile de moustique *Nephrotoma appendiculata* [11] en reprenant notamment l'architecture des veines (figure 4.20). La membrane est réalisée en PDMS tandis que la structure (i.e. les veines) est conçue avec de la SU-8.

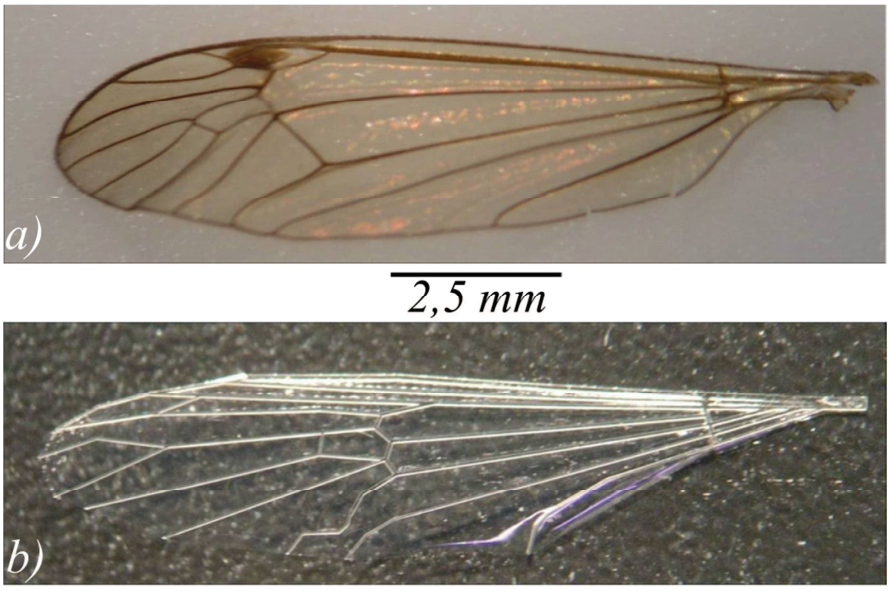


Figure 4.21: Comparaison d'une aile de moustique (a) et d'une aile fabriquée avec une membrane en PDMS et une structure en SU-8 à l'échelle 1 (b)

Au-delà de la ressemblance physique, les paramètres mécaniques de l'aile artificielle ont été également comparés avec ceux d'une aile de *N. appendiculata* fraîche [11], puisque différents travaux ont montré que l'élasticité et la masse d'une aile entre un insecte vivant et un insecte mort variaient énormément.

Tableau 4.6: Comparaison des paramètres caractéristiques d'une aile artificielle avec une aile de *N. appendiculata*

	Masse [mg]	**Épaisseur membrane [µm]**	**Longueur aile [mm]**	**EI longitudinal [N.m²]**	**EI transversal [N.m²]**
N. appendiculata (fraîche), [11]	0,24	1 à 5	13,1	$5{,}4.10^{-8}$	$4{,}6.10^{-10}$
Aile artificielle (SU-8/PDMS), [11]	0,78	~ 7	14,9	$2{,}2.10^{-8}$	$6{,}1.10\text{-}^{10}$

Après l'analyse du tableau 4.6, on remarque un rapport entre les rigidités longitudinales et transversales proche dans les deux cas, l'aile artificielle étant cependant plus lourde, en raison de l'épaisseur de la membrane. Notons toutefois que la répartition massique le long du bord d'attaque (figure 4.22) est assez semblable dans les deux cas. La combinaison de ces deux polymères semble donc tout à fait appropriée pour émuler des ailes d'insecte.

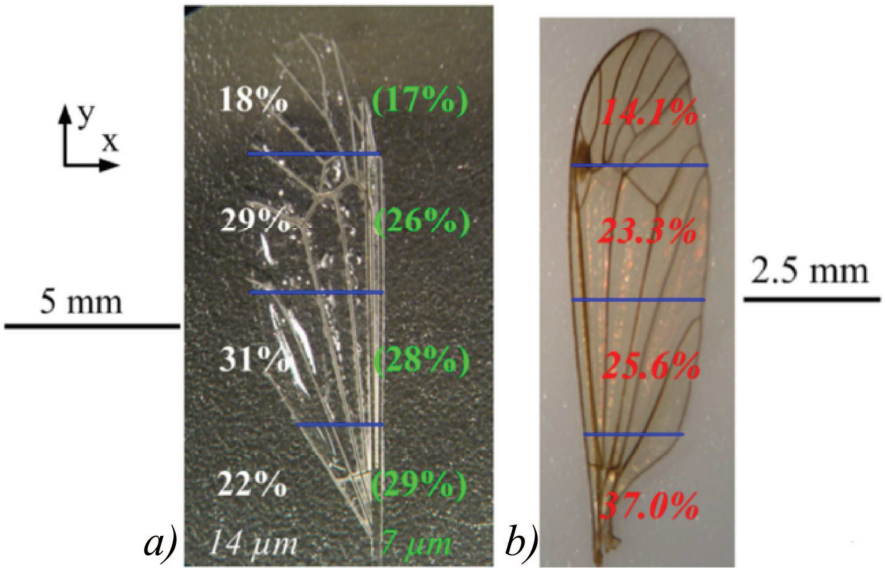


Figure 4.22: Comparaison de la répartition massique d'aile artificielle (a)hybride SU-8/PDMS pour une membrane en PDMS d'une épaisseur de 14 µm (blanc) et 7 µm (vert) et (b) de celle d'une aile fraîche de *Nephrotoma appendiculata.*

Malgré cette adéquation en termes de matériau, les résultats expérimentaux obtenus avec ce type d'aile sur nos prototypes ne sont pas concluants dans la mesure où la cinématique fournie par les ailes donne une flexion faible et une torsion quasi-nulle. Du fait des résultats mitigés observés avec ce type de structure et de leur complexité de fabrication (voir chapitre *5.II.b*) nous privilégierons par la suite des membranes en SU-8. Ce résultat peut s'expliquer entre autres par le fait que nous ne disposons pas d'une structure et de muscles identiques bien que nous puissions reproduire avec un haut degré de précision les ailes d'insectes. Toutefois, comme nous l'avons vu à travers l'étude bibliographique réalisée depuis le début de ce chapitre, l'architecture et la composition des ailes d'insecte sont intimement liées à leurs performances aérodynamiques. Notre démarche doit donc tenir compte de ces conclusions.

b. Modèle structurel de l'aile

Comme cela a été mis en exergue dans le paragraphe *4.I.b*, la structure des ailes d'un insecte est extrêmement complexe. La fabrication d'ailes artificielles reprenant la morphologie de celle des insectes dans ses moindres détails n'est pas une solution réalisable ni forcément souhaitable afin d'obtenir la cinématique acceptable (produisant suffisamment de portance). Aussi, différentes structures simples d'ailes ont été envisagées durant nos travaux de recherche afin d'aller dans ce sens.

L'absence d'outils de conception (en particulier un modèle) efficace d'une part et l'utilisation de concepts originaux comme la résonance ou la torsion passive d'autre part, rendent le dimensionnement de l'aile complexe. Ce dernier se fera donc selon une méthode heuristique en s'appuyant toutefois sur les observations faites sur les ailes d'insecte par les biologistes, comme les abaques proposées par *Ellington* [93] qui définissent des correspondances entre envergure, fréquence d'actionnement et masse de

l'insecte. On peut ainsi observer sur la figure 4.23 qu'en fixant une longueur d'aile de 15 mm, celles–ci doivent avoir une fréquence de battement de l'ordre de 70 Hz afin de soulever une masse de l'ordre de 100 mg.

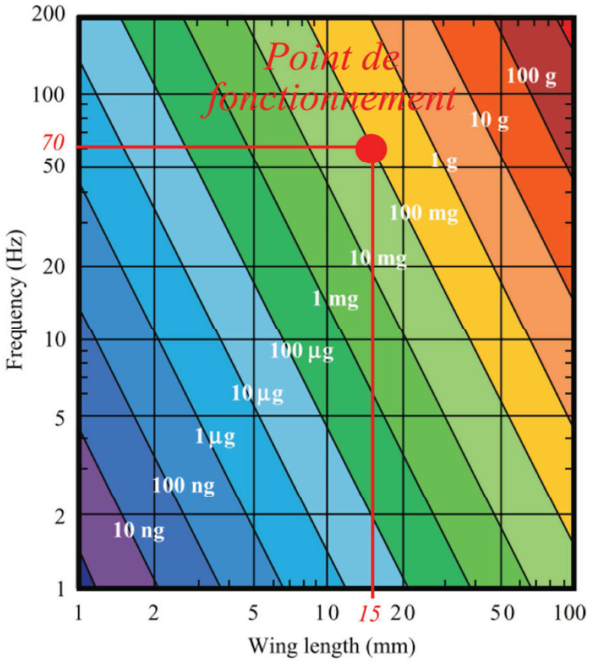


Figure 4.23: Masse de l'insecte en fonction de la fréquence de battement et de l'envergure des ailes [93], le point de fonctionnement que nous visons est inscrit en rouge

Ce pré-dimensionnement ne donne en revanche aucune indication sur la répartition massique ou les rigidités optimales à adopter. La méthode heuristique semble donc la plus adaptée pour trouver la conception adéquate, comme cela a été fait dans le cadre des études préliminaires pour le "Hummingbird" d'*Aerovironment* (figure 4.24). Un grand nombre d'ailes a donc été testé afin de définir l'architecture fournissant la cinématique la plus efficace.

Figure 4.24: Panel d'ailes testées durant la conception du "Hummingbird" [22]

Comme illustré à la figure 4.4, l'amélioration de la cinématique passe essentiellement par une maximisation de l'angle de battement et par une rotation de la membrane autour du bord d'attaque permettant de reproduire les 4 phases du mouvement de la cinématique de l'insecte (pronation, upstroke, supination, downstroke). Plusieurs solutions peuvent être proposées en fonction du type d'effort que l'on cherche à améliorer: ainsi les forces aérodynamiques sont principalement influencées par la fréquence d'actionnement et la surface alaire, les forces élastiques sont pour leur part liées à l'amplitude du déplacement et la raideur de la structure tandis que les forces inertielles sont essentiellement modifiées par la distribution massique.

L'architecture de l'aile a donc évolué selon 4 axes de recherches:

- un premier axe lié à la position des veines afin de faire varier la rigidité de l'aile et son centre de gravité,
- le second est focalisé sur la géométrie de la membrane pour faire évoluer les efforts aérodynamiques,
- le troisième se concentrant sur l'ajout de niche (ou amincissement) dans la structure afin d'optimiser l'amplitude du mouvement,
- et enfin, le dernier correspondant à l'ajout de masses ponctuelles afin de modifier les forces inertielles

Ces solutions comme nous le verrons dans les paragraphes qui suivent s'inspirent bien évidemment de ce qui a été réalisé sur d'autres drones volants.

i. Position des veines

La position et la forme des veines jouent un rôle déterminant dans la répartition de la rigidité sur la surface de l'aile puisque celles-ci sont composées de matériaux beaucoup plus rigides que ceux utilisés pour la membrane. La figure 4.25 montre deux exemples d'architectures: la figure 4.25 (a) représente celle du "Robobee" de l'Université de Harvard pour lesquelles les veines sont constituées de fibres de carbone et reliées de manière rigide au bord d'attaque et attachées à une membrane en polymère [29]. La figure 4.25 (b) illustre quant à elle la structure des ailes du prototype de *Bolsman et al* [47] pour laquelle les veines sont également faites de carbone avec une membrane en mylar. Dans ce second prototype, les veines sont reliées au bord d'attaque via une lame d'acier souple, qui doit aider la membrane à se tordre et obtenir un angle d'attaque favorable.

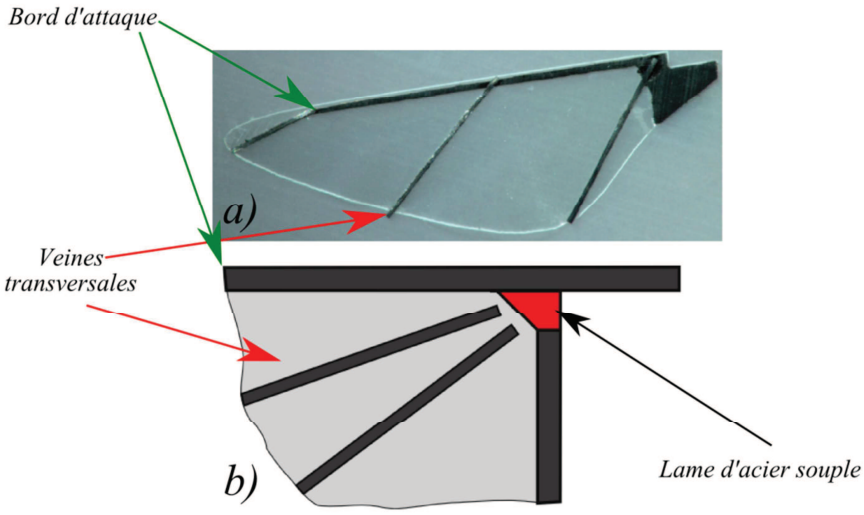


Figure 4.25: Présentation de structure d'ailes de NAVs: a) Aile utilisée par le Robobee [29], b) Structure de l'aile utilisée par Bolsman [47]

Rappelons ici que la présence des veines a comme fonctions d'une part, de rigidifier l'aile afin de transmettre le mouvement de la membrane à l'air environnant et créer de la portance et, d'autre part, de conserver une certaine souplesse afin d'optimiser cette portance [133]. L'agencement des veines joue également un rôle essentiel dans la cinématique des ailes puisque leurs masses non négligeables vont modifier les fréquences de résonance de l'aile et leurs déformées modales.

Globalement dans notre cas, l'aile se compose d'un bord d'attaque, d'une veine extérieure, d'une veine intérieure et d'une membrane (figure 4.26).

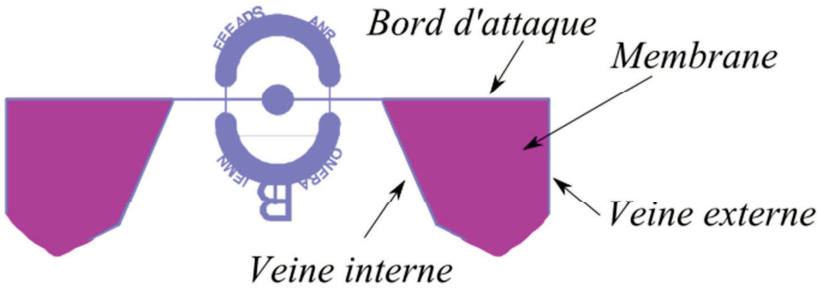


Figure 4.26: Représentation schématique de la structure de l'aile

- Le bord d'attaque, en rouge sur la figure 4.27 modélise les veines radiale, costale et sous-costale qui constituent le bord d'attaque de l'aile d'insecte (figure 4.10) et qui sont prépondérantes dans la rigidité longitudinale.
- Les veines transversales, en bleu sur la figure 4.27, participent avec la membrane à la raideur transverse de l'aile. Cet ensemble de veines a été notoirement simplifié sur l'OVMI en deux veines se situant de part et d'autre de la membrane.

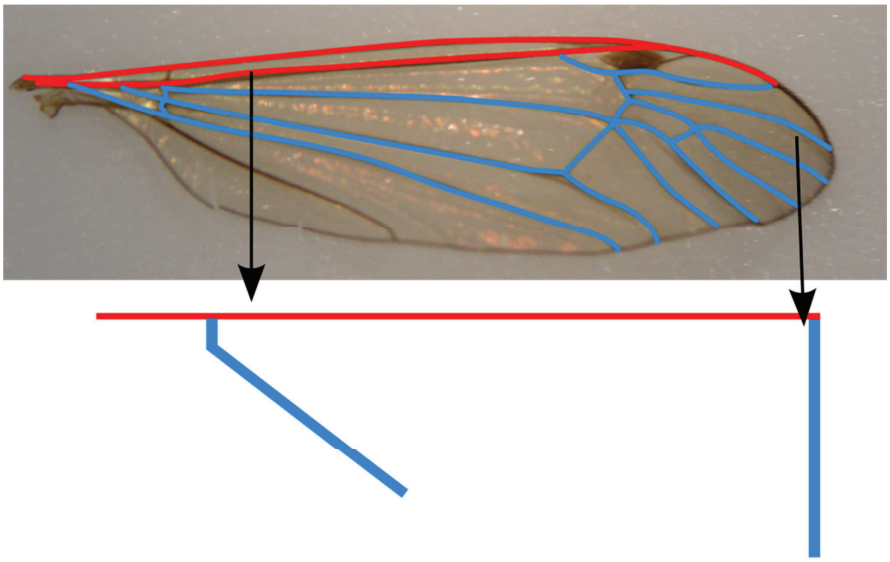


Figure 4.27: Comparaison structurelle d'une aile de moustique et d'une aile de l'OVMI. Les veines surlignées en rouge contribuent principalement à la rigidité en flexion de l'aile et celles en bleu paramètrent la rigidité en torsion

Indiquons enfin que les veines servent également à maintenir la membrane: en effet, sans cela elle aurait tendance à s'enrouler autour d'elle-même en raison des fortes contraintes thermiques lors de sa fabrication et compte tenu de sa faible épaisseur (~2-3 µm) et de sa surface étendue.

ii. Géométrie de la membrane

Si la membrane sert à transformer le mouvement de l'aile en force aérodynamique, elle génère néanmoins un amortissement conséquent réduisant l'angle de flexion de l'aile. Cet amortissement dépend principalement de la surface de la membrane: plus celle-ci est importante, plus l'amortissement créé sera grand et les forces aérodynamiques générées conséquentes.

La problématique est donc de trouver une géométrie permettant de minimiser cet amortissement tout en maximisant les forces aérodynamiques. Le modèle aéroélastique développé par *T. Vanneste* [125] (voir paragraphe *4.II.c*) afin d'optimiser la géométrie de la membrane n'a pas encore fourni à ce jour une architecture optimale. En revanche, ce modèle a mis en avant certaines lignes directrices indispensables à nos travaux d'optimisation, comme par exemple la nécessité d'utiliser des ailes dont la membrane possède une corde faible à l'embase de l'aile et plus importante à son extrémité (figure 4.28).

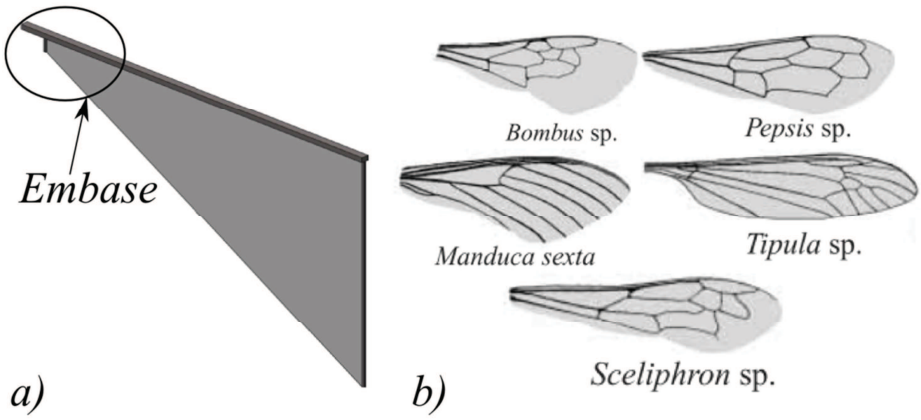


Figure 4.28: (a) Schéma d'une aile dont la corde est plus importante à l'extrémité de l'aile qu'à son embase adaptée de [125], (b) Ailes d'insectes adaptées de [102]

Pour rappel, la vitesse angulaire de l'aile est d'autant plus importante que l'on s'éloigne de son embase, or comme cela est mentionné par l'équation 2.1 rappelée ci-dessous, la force aérodynamique générée dépend de la vitesse de l'aile (V_{aile}) au carré.

$$F_{aero} = \frac{1}{2}\rho_{air} C.S.V_{aile}{}^{2} \tag{2.1}$$

Il est donc essentiel de minimiser la surface de l'aile aux endroits où son impact sur la force aérodynamique globale est le plus faible, donc à l'embase, tout en maximisant cette même surface dans les zones où sa contribution est la plus élevée, i.e. à l'extrémité de l'aile.

Dans la plupart des prototypes, la membrane est réalisée en SU-8 (voir chapitre 5), or ce matériau est assez rigide et ne possède pas forcément les caractéristiques mécaniques, notamment la souplesse, d'une membrane. C'est pourquoi nous sommes passés d'une configuration où la membrane des premiers prototypes (voir paragraphes *6.II.b* et *6.II.c*) était solidaire des veines et du bord d'attaque en tous points de ces derniers (figure 4.29 (a)) à une configuration avec un décrochage au niveau de la membrane. Cela évite notamment que la membrane n'exerce une raideur supplémentaire (figure 4.29 (b)).

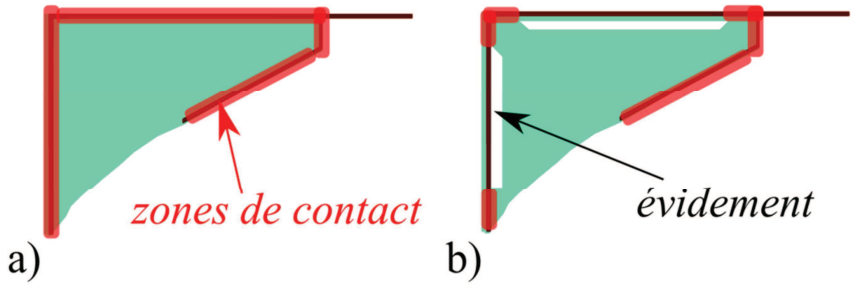


Figure 4.29: Représentation des zones de contact entre la structure et la membrane ainsi que des évidements réalisés afin de les limiter

iii. Ajout d'échancrures

Afin d'accroître leur souplesse et par conséquent leurs performances aérodynamiques, les ailes d'insectes sont pourvues de zones de résiline (figure 4.30). La résiline est une protéine présente chez la plupart des insectes qui offre d'incroyables propriétés élastiques, puisque 97 % de l'énergie cinétique est transformé en énergie élastique [146].

Le module de Young de la cuticule constituant les veines se situe autour de 2 GPa, tandis que dans ces zones de résiline le module de Young est seulement de quelques MPa [110,147]. Il en résulte localement des zones très souples qui favorisent les déformations. On observe également de petits ergots destinés à bloquer la déformation (figure 4.30 (b))

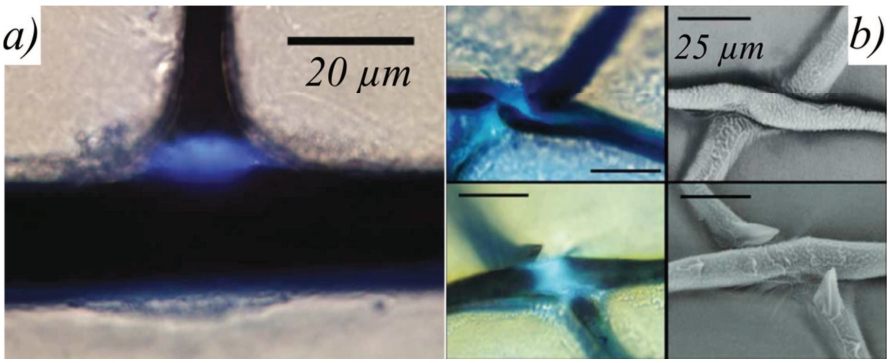


Figure 4.30: Image de microscopie électronique à balayage réalisée sur des ailes de libellule: la prise de vue (a) met en évidence un joint en resiline (en bleu) par fluorescence à l'intersection entre une veine verticale (CV) et une veine horizontale (LV), (b) présente une vue ventrale à gauche et dorsale à droite d'une liaison similaire où l'on observe la présence de "ergot" [147]

Afin de recréer ce type de liaison, des amincissements ont été ajoutés entre les veines et le bord d'attaque (figure 4.31) de façon à réduire localement la raideur des veines et faciliter le mouvement de torsion de la membrane. De plus, comme cela est présent sur certaines liaisons entre les veines chez l'insecte, la déformation est ici bloquée du fait de la faible largeur de l'échancrure comparée à sa profondeur empêchant ainsi la torsion. Ces échancrures ont été positionnées sur certains prototypes (voir paragraphe *6.II.d*) à plusieurs endroits, afin d'en étudier l'impact sur la cinématique de l'aile.

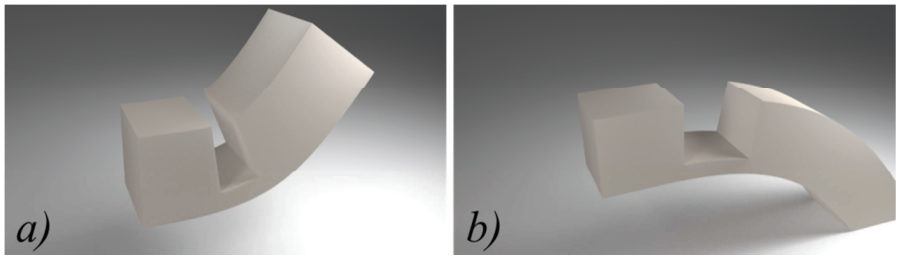


Figure 4.31: Représentation des amincissements positionnés entre le bord d'attaque et la veine interne, la position représentée en (a) montre un blocage dans une des directions du mouvement à l'inverse de celle présentée sur la figure (b)

iv. Masses ajoutées

En analysant la cinématique des ailes d'insectes, comme illustré à la figure 4.4 reprise ci-dessous, on observe un déphasage important lors des phases d'upstroke et downstroke entre le mouvement du bord de fuite celui du bord d'attaque. Ce déphasage est en fait à l'origine de l'angle d'attaque favorable à la création de la portance lors de ces phases, idéalement d'une valeur comprise entre 36 et 55°. Cette torsion de l'aile n'est bien sûr pas uniquement réalisée de façon passive cependant, il a été choisi d'utiliser exclusivement ce concept de torsion passive afin que notre prototype puisse recréer cette cinématique. Il est donc nécessaire d'utiliser des artefacts de fabrication afin d'accentuer ce phénomène. Ainsi, la position du centre de masse de l'aile va être modifiée par l'ajout de masses (voir paragraphe *6.II.d*).

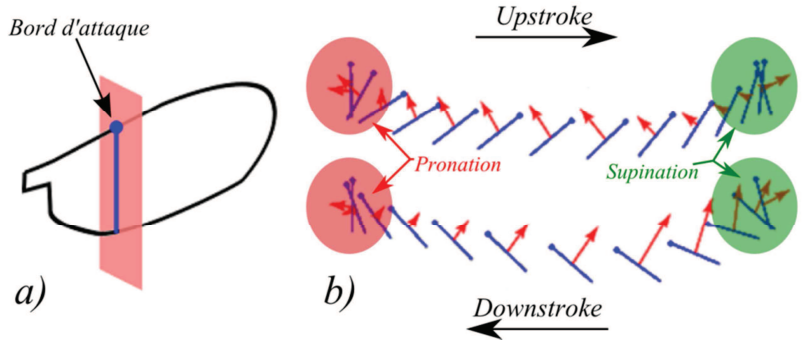


Figure 4.4: Mouvement de l'aile de l'insecte, a) coupe de l'aile permettant une représentation simplifiée du mouvement d'une section verticale de l'aile, le point bleu représentant son bord d'attaque (ce schéma ne tient pas compte de la souplesse de l'aile), b) cinématique détaillée du vol d'un insecte en vol stationnaire: on observe les 4 phases successives, "upstroke", "supination", "downstroke" et "pronation" (adapté de [40,70])

Sans ces masses ajoutées, le centre de gravité G de l'aile se situerait très proche du bord d'attaque (figure 4.32 (a)) et les résultats expérimentaux (voir paragraphe 6.III) qui ont été obtenus dans cette configuration présentent une cinématique très peu favorable à la création de portance comme cela est montré au paragraphe *6.II.d*. Compte tenu de la faible masse des ailes, les forces d'inertie engendrées par l'aile ne sont pas suffisantes pour compenser la raideur du matériau. Ainsi, l'ajout de masses ponctuelles doit accentuer localement les forces d'inertie mais aussi modifier la position du centre de masse comme on peut le voir sur la figure 4.32 (b).

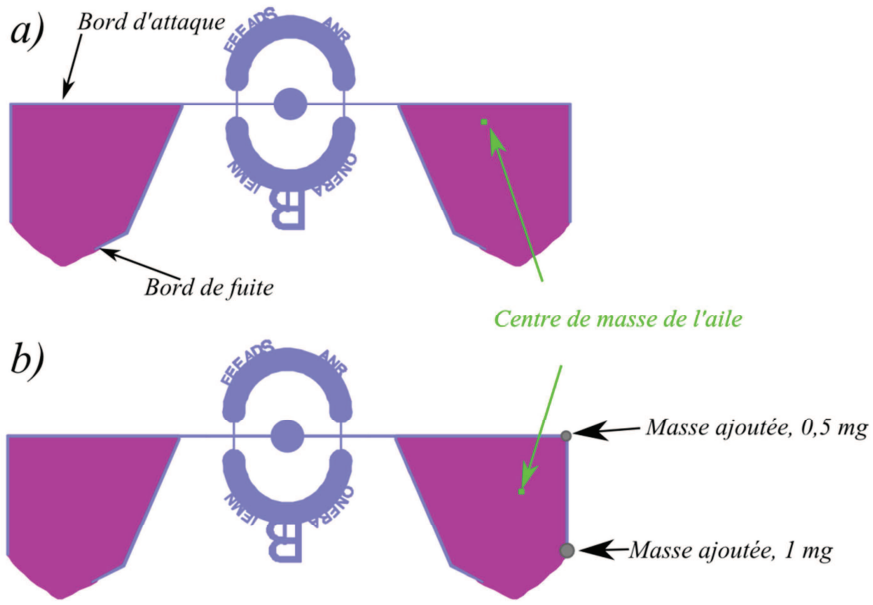


Figure 4.32: Position du centre de masse de l'aile avec des masses ajoutées et sans masse ajoutée

Conclusion

Dans ce chapitre, il est mis en évidence que les ailes d'insectes présentent des propriétés mécaniques singulières, elles possèdent notamment une raideur en flexion largement supérieure à leur raideur en torsion. Ces propriétés mécaniques sont couplées à une structure particulière favorisant la création d'une cinématique optimale. La synthèse des résultats de différents modèles ainsi que de travaux expérimentaux confirment l'importance d'une part de la cinématique des ailes et d'autre part de leurs caractéristiques mécaniques pour générer une force de portance suffisante.

Afin de fabriquer des ailes capables de réaliser des mouvements similaires à celles des insectes, une étude des matériaux et des améliorations structurelles a été faite. Parmi les matériaux disponibles, on montre dans cette étude que la résine SU-8 possède des propriétés mécaniques la rendant capable d'émuler la structure des ailes d'insectes. Toutefois, la membrane de leurs ailes est beaucoup plus souple que leurs veines, un second matériau a donc été identifié propre à jouer le rôle de la membrane, le PDMS. En outre, d'éventuelles innovations structurelles sont envisagées afin de reproduire celles identifiées sur les ailes d'insectes et seront testées dans le chapitre *6*.

Chapitre 5: Réalisation

L'ensemble des études précédentes n'aurait pu être effectué sans les prototypes testés et caractérisés au cours de ces travaux. Ce chapitre est donc dédié au procédé de fabrication de ces prototypes à l'aide des technologies MEMS. Nous verrons notamment qu'il a été nécessaire d'adapter ces outils à des besoins spécifiques et donc de développer des techniques originales pour la réalisation de NAVs. La première partie de ce chapitre sera consacrée au rappel des différentes étapes requises pour la fabrication des prototypes. En particulier, nous décrirons comment les couches en SU-8 correspondant aux différents éléments (thorax, liaisons,…) seront élaborées et assemblées. La seconde partie se focalisera sur les voies d'améliorations apportées successivement au cours de cette thèse dans le processus de fabrication.

I. Fabrication

Historiquement, les OVMIs étaient réalisés en silicium dans la perspective d'intégrer des composants électroniques, cependant les caractéristiques mécaniques de ce matériau n'étaient pas compatibles avec l'application visée comme cela a été montré par *T. Dargent* [70]. De plus, les moyens mis en œuvre étaient lourds et coûteux comparés à ceux utilisés aujourd'hui. Le silicium a ainsi été remplacé par la résine photosensible négative *SU-8 série 2000* qui est synthétisée par l'entreprise "*Micro Chemical*" [135].

La fabrication d'un prototype se déroule en deux étapes : la première étape, effectuée en salle blanche, est la réalisation par photolithographie du squelette du prototype constitué du corps et du support. Le corps comprend une partie mobile, des ailes et un tergum, ainsi qu'une partie rigide, le thorax. Ces deux parties sont reliées entre elles par l'intermédiaire de liaisons souples (voir chapitre *3*). Le support a quant à lui pour fonction de renforcer et de rigidifier le thorax tout en assurant le centrage de la bobine par rapport à l'aimant.

La seconde étape du processus de fabrication consiste en l'assemblage de l'actionneur sur le prototype. L'actionneur se compose d'un aimant et d'une bobine (voir chapitre *2*), son assemblage avec la structure est une phase délicate de la fabrication qui sera détaillée dans le paragraphe *5.I.d*. En outre, différents procédés seront développés et examinés, afin de faciliter le montage et conjointement d'améliorer les performances des prototypes.

a. Principe de fabrication

Nous avons privilégié l'utilisation de la photolithographie optique qui est un procédé simple, rapide, reproductible et peu coûteux. Le principe de la photolithographie repose sur la propriété de certaines résines à voir leur solubilité évoluer en fonction de la quantité de radiation Ultra-Violet (UV, λ=365 nm) absorbée. La SU-8 est une résine dite "négative" : la partie de la résine exposée aux UV permet aux chaînes de molécules de réticuler, ce qui a pour effet que les chaînes auparavant indépendantes

s'interconnectent pour créer un réseau (figure 5.1). Ainsi, après insolation et lorsque la résine est placée dans son solvant, les parties non insolées vont être solubilisées et les parties insolées, qui ont donc été réticulées, ne seront plus solubles dans le solvant.

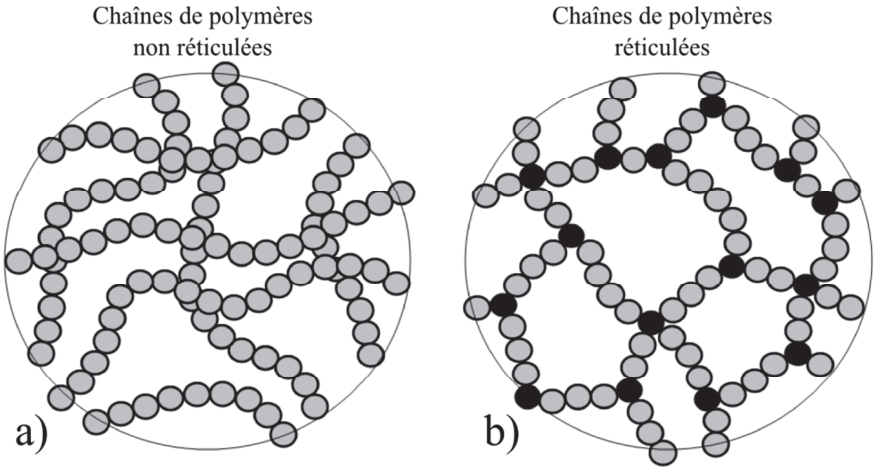


Figure 5.1: Schéma présentant le principe de réticulation, a) chaînes de polymères non réticulés, b) chaînes de polymères réticulés, des liaisons sont créées entre les chaînes (point noirs) limitant la mobilité des chaînes solidifiant le polymère[23]

Pour définir les motifs qui seront insolés, des masques sont placés entre le substrat et la lampe. Les masques, habituellement utilisés, sont des masques en quartz sur lesquels sont déposés 50 nm de chrome. Cette couche bloque 99 % des UV permettant une résolution de l'ordre du micromètre en photolithographie. La fabrication se déroule ensuite de façon séquentielle : les couches de résine sont superposées et chaque dépôt est constitué des 5 étapes décrites à la figure 5.2.

La première étape consiste à déposer par centrifugation la résine sur le substrat et sert à définir l'épaisseur de la couche déposée (figure 5.2 (1)). La résine étant assez visqueuse, l'enduction est faite suivant deux phases. La première phase (500 rpm/100 rpm.s^{-1}/5 sec) a comme objectif l'étalement de la résine sur l'ensemble de la surface du substrat tandis que la seconde phase qui se déroule à une vitesse plus élevée (entre 1000 et 3500 rpm) sert à uniformiser et réduire l'épaisseur de la résine pour obtenir l'épaisseur escomptée.

Une fois étalée, une étape de pré-cuisson est requise afin d'assurer l'élimination rapide d'une partie des solvants (figure 5.2 (2)). L'exposition aux UVs est alors réalisée (figure 5.2 (3)) entraînant une polymérisation des zones exposées, et une tenue particulière au solvant de révélation alors que les parties non insolées disparaissent. Cette résine doit être ensuite recuite à 95 °C pendant plusieurs minutes en fonction de l'épaisseur de la couche afin de finaliser sa polymérisation (figure 5.2 (4)).

[23] http://commons.wikimedia.org/wiki/File:Structures_of_macromolecules.png

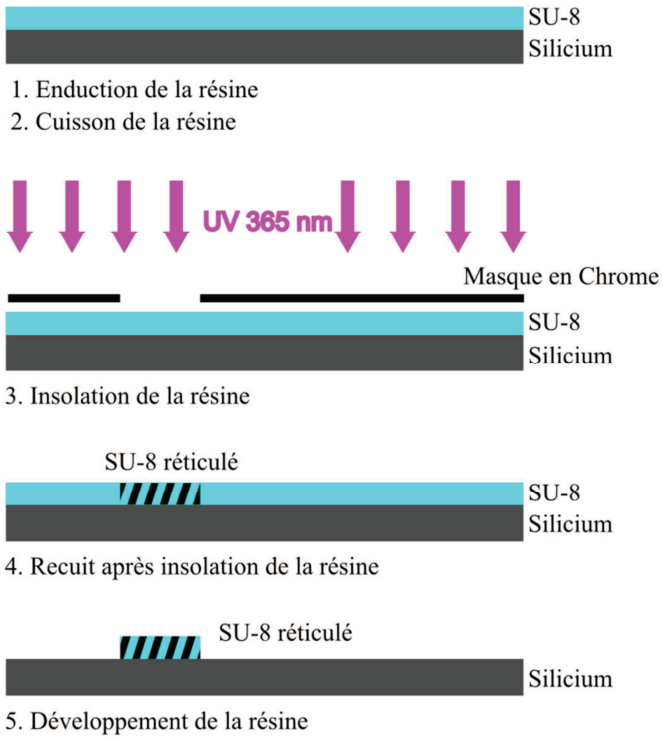


Figure 5.2 : Présentation du processus de fabrication d'une couche de SU-8

Soulignons ici que, pour éviter la création de contraintes résiduelles, la montée en température doit se faire progressivement: un premier palier est effectué à 65°C, puis une seconde rampe permet une montée en température progressive jusqu'à 95 °C. Par ailleurs, la redescente en température est réalisée, une fois la cuisson terminée, de façon progressive également, à raison de 1°C.min $^{-1}$ évitant ainsi la création de contraintes résiduelles dues à un gradient de température trop important.

La dernière étape consiste à développer la résine: dans ce but, le substrat est plongé dans un bain de 1-méthoxy-2-propyl-acétate (PGMEA) ce qui va dissoudre les parties non insolées de la résine sans dégrader les parties insolées (figure 5.2 (5)).

Pour des raisons de coût et de délais, certains masques ne nécessitant pas une résolution de grande qualité ont été fabriqués sur des films transparents par impression jet d'encre. À titre d'exemple, ces supports ont notamment été utilisés pour effectuer l'étape de fabrication de la membrane des ailes, la résolution ainsi obtenue étant de l'ordre de 50 µm. La figure 5.3 illustre la différence de qualité entre des motifs réalisés grâce à un masque obtenu par impression jet d'encre sur transparent et un masque fabriqué en chrome par écriture électronique directe.

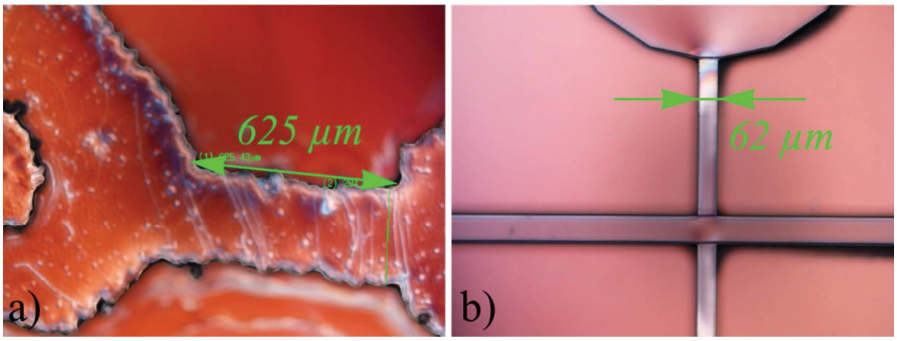


Figure 5.3: On observe une large différence de précision entre des pièces réalisées à l'aide de masques en plastique (a) et de masque en chrome (b)

b. Prototypes à liaisons pivots-glissants

La fabrication de la liaison pivot-glissant (voir paragraphe *3.II*) entre les ailes et le thorax est une véritable prouesse technologique. En effet, si l'on observe en coupe la zone de liaison (figure 5.4 (a)), on remarque qu'il est nécessaire de réaliser une partie vide au centre du thorax. Or, comme cela est mis en lumière sur la figure 5.4, les procédés de fabrication ne permettent pas de produire aisément ce genre de structure.

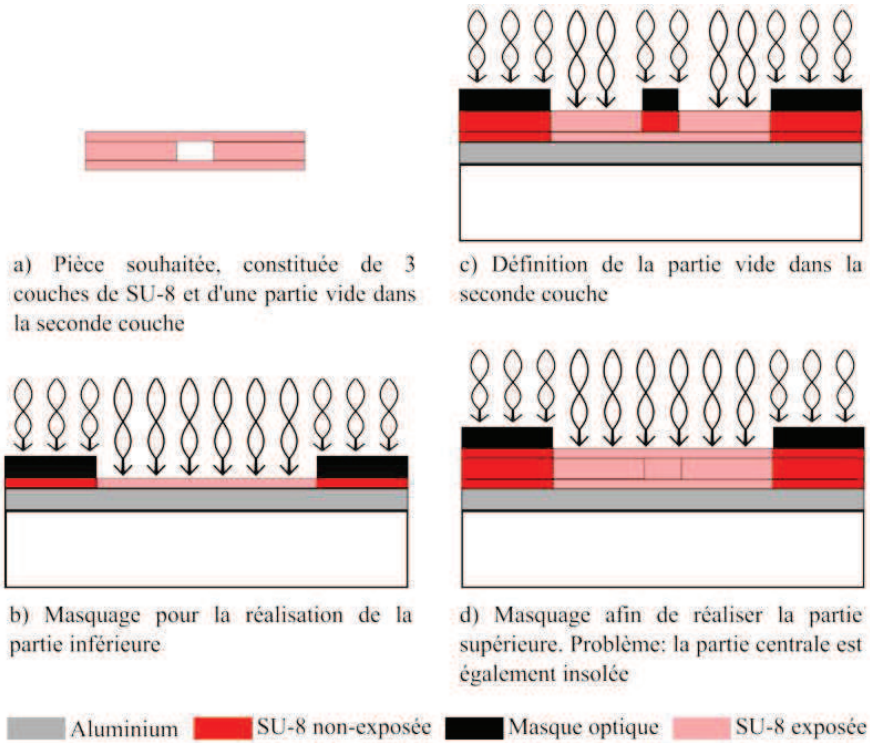


Figure 5.4: Technique de photolithographie non-adaptée à la réalisation d'un passage à travers le thorax [70]

Afin de contourner ce problème, les premiers prototypes ont été fabriqués en 3 parties distinctes :

- la partie inférieure du thorax,
- la partie mobile reliée à l'aile,

- et la partie supérieure du thorax.

Celles-ci sont assemblées manuellement à l'aide d'une loupe binoculaire, les deux parties du thorax en résine SU-8 étant conçues de façon à s'imbriquer l'une dans l'autre et ainsi enserrer la partie mobile (figure 5.5). Signalons que l'élimination de tout mouvement parasite du bord d'attaque requiert l'ajout de taquets pour bloquer les déplacements latéraux qui sont fortement préjudiciables pour les performances du prototype.

Une fois l'ensemble des éléments réalisés, le bord d'attaque est tout d'abord positionné sur le thorax inférieur et le thorax supérieur est posé dessus avec de la colle afin de solidariser les deux. Ce procédé est dit "Multi-Step" dans la mesure où différents étapes de fabrication doivent être effectués en parallèle pour ensuite assembler les pièces.

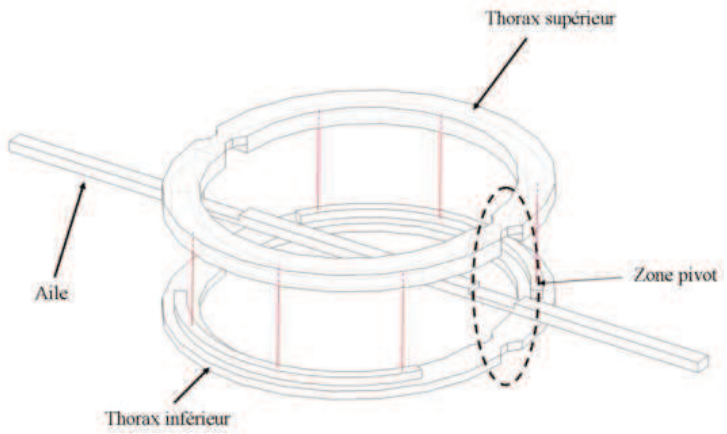


Figure 5.5: Modèle représentant les trois pièces et la méthode d'assemblage [70]

Les étapes du montage étant effectuées à la main, elles ne permettent pas d'assurer une bonne reproductibilité des prototypes et notre expérience montre que dans ce cas le montage est délicat : un nombre non-négligeable de prototypes n'arrive pas à terme en raison d'éléments cassés. Ainsi, afin d'améliorer la fiabilité et la rentabilité de la fabrication un procédé dit "One-Step", bien qu'il comporte plusieurs étapes de fabrication, a été mis au point (voir figure 5.6). Son avantage principal est de réaliser l'ensemble de la structure au cours d'un unique procédé grâce à l'utilisation de deux couches sacrificielles comme détaillé à la référence [104].

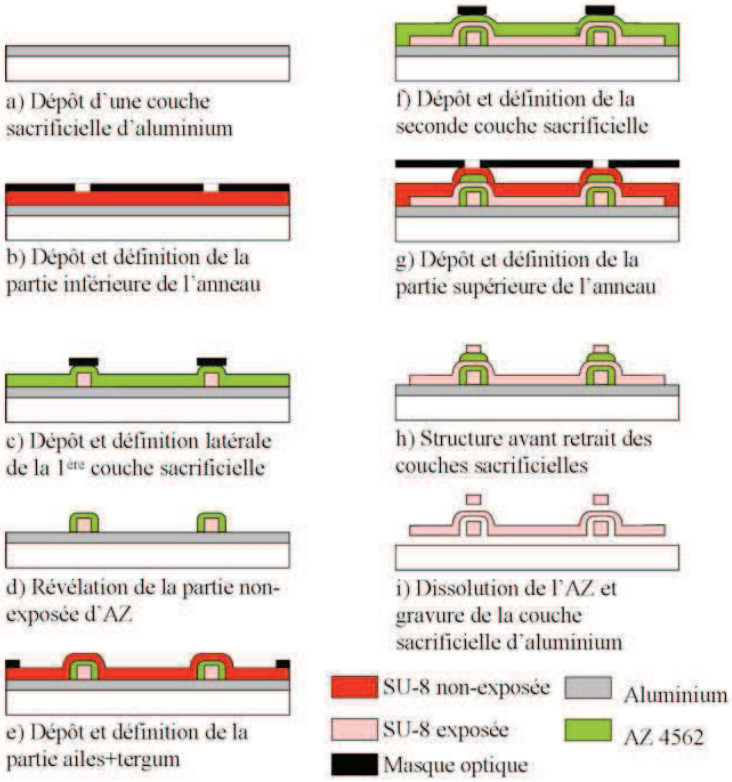


Figure 5.6: Description du procédé de fabrication "One-Step" [104]

Bien qu'original, ce procédé demeure cependant plus complexe à mettre œuvre et nécessite une bonne maîtrise des moyens employés en salle blanche en particulier les phases de recuit et de dissolution des couches sacrificielles. En outre, ce type de liaison ayant montré des limites en termes de modélisation et de performances (voir chapitre *3*), les travaux se sont par la suite concentrés sur des prototypes monobloc à liaisons souples dont la fabrication est décrite dans le paragraphe suivant.

c. Prototypes à liaisons souples

Le corps est la pièce principale du prototype et se compose de différentes parties (figure 5.7) qui requièrent des propriétés mécaniques variées et donc des géométries différentes. En effet, la membrane doit être très souple et donc assez fine et les liaisons ont pour leur part une épaisseur calibrée afin d'optimiser la transmission du mouvement. Enfin, le thorax doit être plus rigide que le reste du corps sachant qu'il sera, lors du montage, renforcé par le support.

Le procédé de fabrication d'un thorax comporte 5 couches de SU-8 d'épaisseurs différentes (voir tableau 5.1), avec pour chaque couche un des masques présenté à la figure 5.9. Ainsi, on obtient comme épaisseurs respectives 3 µm pour la membrane, 37 à 55 µm pour les veines et les liaisons, entre 70 et 85 µm pour le bord d'attaque et de 130 à 225 µm pour le thorax. Les étapes présentées précédemment dans la partie *5.I.a* sont donc répétées 5 fois par procédé pour obtenir un thorax complet.

Rappelons qu'une étape est ajoutée avant la première enduction de résine afin de libérer la structure : le substrat est recouvert d'une couche sacrificielle constituée d'Omnicoat®. Cela permet d'intercaler une couche sacrificielle entre le silicium et la SU-8, qui sert en la solubilisant à libérer la structure de son support.

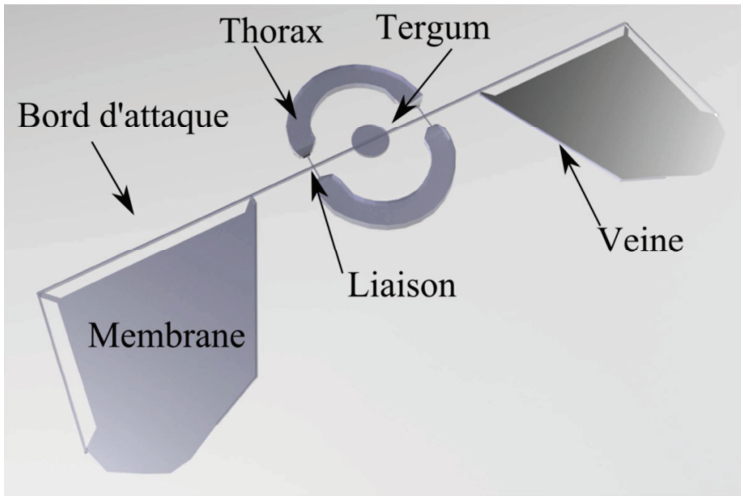


Figure 5.7: Vue globale du thorax et de ses différents composants

Tableau 5.1: Recette de fabrication du thorax par photolithographie (rpm: tour par minute)

Étapes	Résine	Enduction [rpm/rpm.s^{-1}/s]	Recuit	Insolation (mJ.cm^{-2})	Recuit	Développement	Épaisseur (µm)
0	Omnicoat	500/100/5 1000/1000/30	1 min, 200°C	0	0	0	0,2
1	SU-8 2002	500/100/5 1000/1000/30	1 min, 65°C 2 min, 95°C	105	1 min, 65°C 1 min, 95°C	15 sec	3
2	SU-8 2035	500/100/5 3500/1000/30	2 min, 65°C 5 min, 95°C	250	1 min, 65°C 3 min, 95°C	0	37
3	SU-8 2035	500/100/5 3300/1000/30	2 min, 65°C 5 min, 95°C	250	1 min, 65°C 3 min, 95°C	0	40
4	SU-8 2035	500/100/5 3000/1000/30	2 min, 65°C 5 min, 95°C	250	1 min, 65°C 3 min, 95°C	0	50
5	SU-8 2075	500/100/5 2125/1000/30	8 min, 65°C 20 min, 95°C	420	3 min, 65°C 10 min, 95°C	10 min	100

En remplaçant l'aluminium dont une épaisseur de 300 nm était auparavant déposée par pulvérisation cathodique radio fréquence [76], la couche d'Omnicoat allège le processus qui ne nécessite plus l'utilisation d'une machine de dépôt de couches minces mais uniquement de la photolithographie

standard. De plus, cela accélère notoirement la libération des structures qui passe de 8 heures auparavant avec l'aluminium à 2 heures maintenant.

Lorsque la couche d'Omnicoat est recuite, le dépôt de la première couche de SU-8 peut être effectué (figure 5.11). Cette première couche de 3 µm déposée constitue la membrane des ailes. Une attention particulière est portée sur les contraintes thermiques résiduelles dues aux gradients de température lors des cuissons. En effet, un gradient de température trop important cause l'enroulement des membranes sur elles-mêmes. Pour réduire au maximum ces contraintes thermiques, une plaque SAWATEC permettant de programmer des rampes de température est utilisée pour l'ensemble des recuits. Ainsi, les montées en température se font à une vitesse de 3°.min^{-1} et la redescente en température à 1°.min^{-1} (figure 5.8).

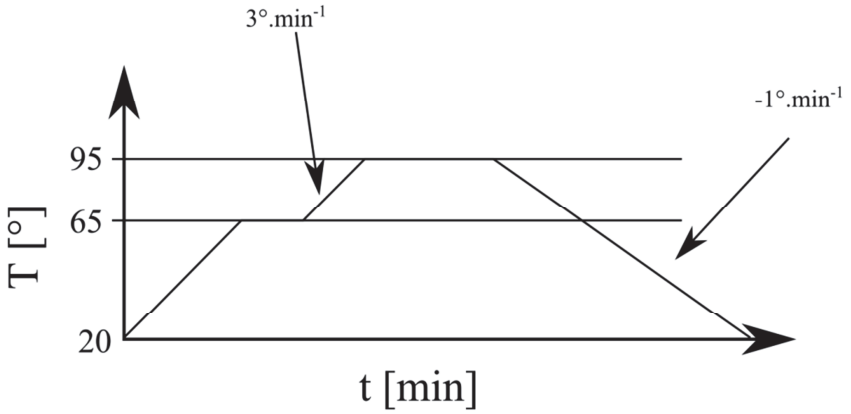


Figure 5.8: Profil du recuit de la SU-8 pour les membranes : les montées en températures se font à 3°.min^{-1} et la redescente à 1°.min^{-1}.

Après le recuit, cette première couche sera développée pour permettre l'alignement des suivantes. L'alignement s'effectuant sur la face avant, il est nécessaire de pouvoir observer la première couche une fois la deuxième couche réalisée. La deuxième couche correspond quant à elle au thorax, au bord d'attaque et aux liaisons (figure 5.9). L'épaisseur des liaisons qui est un paramètre déterminant de la transmission de la puissance de l'actionneur vers les ailes (voir chapitre *3*), est déterminée par l'épaisseur de cette couche. Le procédé est le même que précédemment hormis le développement qui est fait simultanément pour les couches 2 à 5 après le dépôt de la dernière couche. Ce développement simultané de l'ensemble des couches 2 à 5 réduit les difficultés liées à l'alignement de motifs de grandes épaisseurs.

La couche 3 est un renforcement du bord d'attaque et du thorax par l'ajout d'une surépaisseur. L'épaisseur finale étant de 80 µm, les cuissons et les recuits comportent également une redescente en température de 3°C par minute pour évacuer les contraintes résiduelles qui pré-contraindraient et fléchiraient le bord d'attaque. De même, la couche 4 sert à renforcer et rigidifier le thorax (figure 5.9). Enfin, la dernière couche permet de créer des piliers utiles pour l'alignement lors de la phase d'assemblage du thorax et du support (voir paragraphe *5.I.e*).

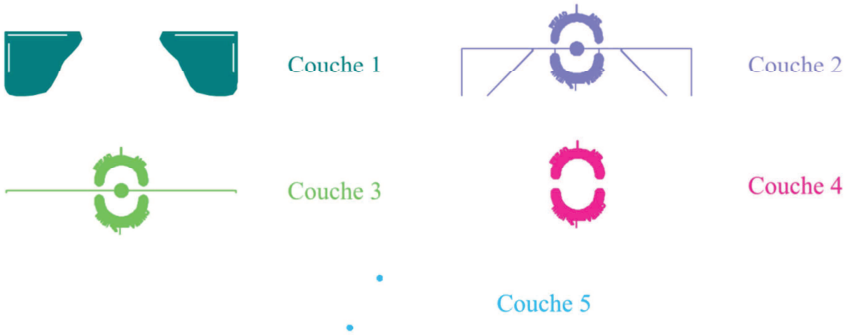


Figure 5.9: Présentation des différents masques utilisés pour la réalisation du thorax. La première couche définit les membranes, les couches 2 et 3 correspondent au squelette du prototype, la couche 4 permet par l'ajout d'une couche épaisse de renforcer le thorax et la couche 5 engendre les plots d'alignement avec le support.

Une fois l'ensemble de la structure réalisée, il faut développer les couches 2 à 5. Dans ce sens, le substrat est immergé dans une solution de PGMEA pendant plusieurs minutes puis rincé avec tout d'abord de l'isopropane-2-ol (IPA) et ensuite dans un bain neuf de PGMEA pour évacuer les derniers restes de résine. Il est enfin de nouveau rincé à l'IPA puis séché à l'azote. On obtient alors la structure du thorax et des ailes (figure 5.10).

Figure 5.10 : 16 thorax développés en SU-8 sur un substrat de silicium de 3 pouces, dont un sans membrane

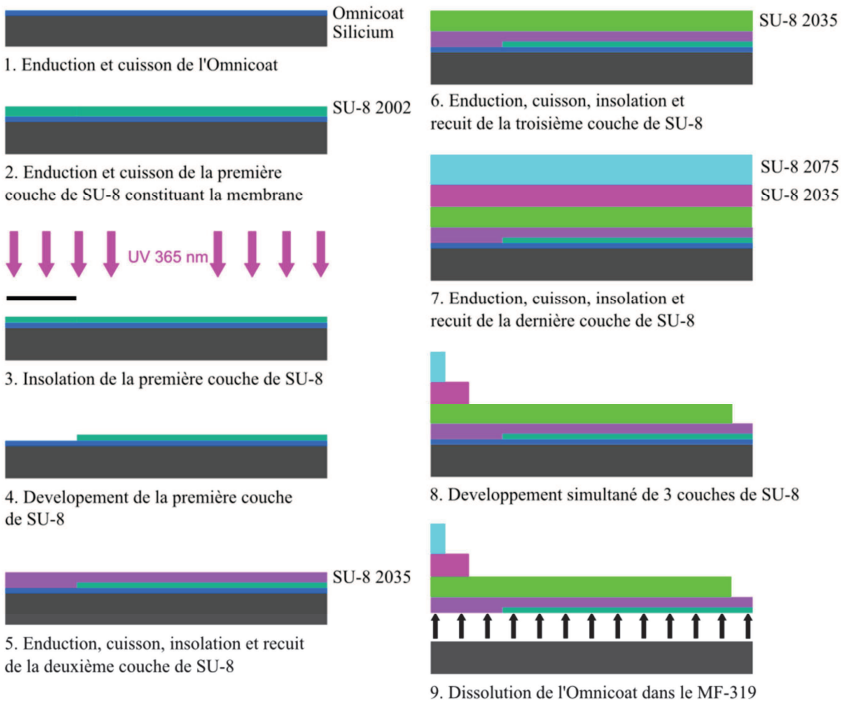


Figure 5.11 : Processus de fabrication du thorax

Par la suite, il faut dans un premier temps immerger le substrat dans un bain de MF-319 qui est un développeur à base d'hydroxyde de Tetramethylammonium (TMAH) qui va dissoudre l'Omnicoat et ainsi libérer les prototypes. Dans un second temps, il faut extraire les structures de la solution puis les sécher.

Afin de réaliser cette étape complexe, deux méthodes semblent naturelles: la première serait de sortir directement les prototypes du liquide puis de les sécher tandis que la seconde serait d'ôter le liquide et de récupérer les prototypes secs. Néanmoins, ces deux méthodes ont été testées sans succès sur des membranes d'une surface de 41 mm². Lors de l'extraction des prototypes par la première méthode, cette surface retient un volume important de liquide, ce qui provoque de fortes contraintes au niveau des liaisons et aboutit à leur rupture. Concernant la seconde méthode des ménisques se forment entre les deux surfaces lisses (le verre du cristallisoir et la SU-8) engendrant des forces capillaires très grandes qui excluent toute manipulation des structures. Après différents tests, la solution optimale consiste en l'utilisation de Gratton Scotch-Brite™ en tant qu'épuisette pour sortir les prototypes du liquide (figure 5.12 (a)). Ce dernier a une surface extrêmement poreuse et très accidentée minimisant ainsi la surface de contact avec le prototype (figure 5.12 (b)) tout en assurant l'évacuation du liquide.

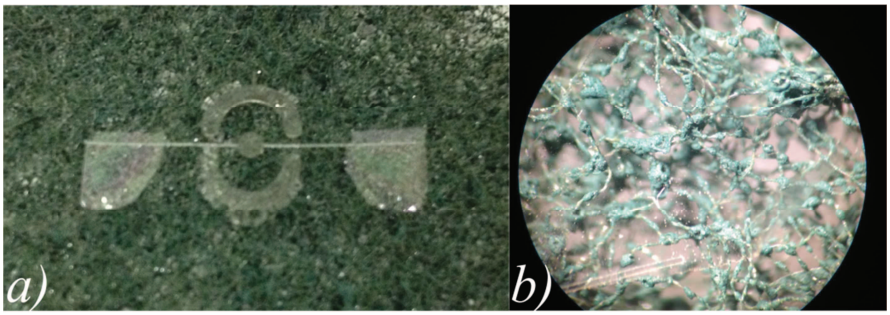


Figure 5.12 : a) Prototype libéré et évacué du bain à l'aide du Gratton Scotch-Brite™ b) Gratton vu au microscope optique

La structure du prototype possède une masse comprise entre 2,4 à 2,8 mg, ce qui représente 12 à 14 % de la masse globale du prototype avec l'aimant, la bobine et le support.

d. Support

Le support est principalement composé de deux parties : une base (partie 1, figure 5.13), et un cylindre de maintien (partie 2, figure 5.13). Ce support a plusieurs utilités, tout d'abord la base rigidifie le thorax pour que l'ensemble thorax et support puisse assurer l'immobilité de la bobine, ensuite le cylindre de maintien permet de positionner la bobine de façon précise par rapport à l'aimant (voir Chapitre 2) afin d'assurer un rendement optimal de l'actionneur.

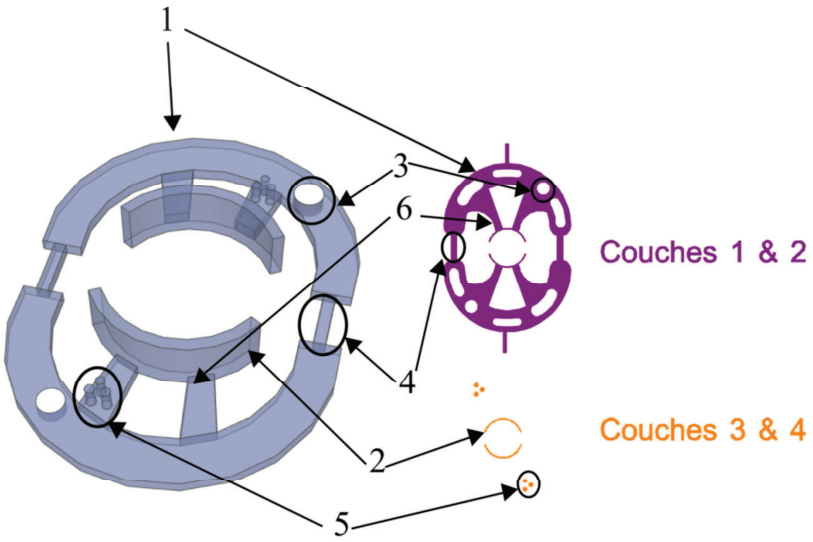


Figure 5.13 : Vue 3D du support ainsi que des masques utilisés. Les éléments importants associés sont, 1: base, 2 : cylindre de positionnement de la bobine, 3 : trou d'alignement entre le thorax et le support, 4 : amincissement du support au-dessus de la zone de liaison, 5 : plot de fixation de la bobine, 6 : barre de maintien du cylindre. Certaines extrusions présentes sur le schéma en deux dimensions ne sont pas présentes sur la vue 3D.

De la même façon que pour le thorax, une couche d'Omnicoat est déposée sur le substrat afin de libérer les supports. La base a une épaisseur de 270 µm et celle du cylindre de maintien atteint 325 µm. Pour

obtenir de telles épaisseurs de SU-8, plusieurs couches de résine (tableau 5.2) sont superposées car l'épaisseur maximale atteinte avec de la SU-8 2075 (résine la plus visqueuse de la série 2000 disponible) en une seule couche est de 225 µm. Une première couche de résine de 225 µm est donc enduite et recuite, avant qu'une seconde couche de 45 µm de résine ne soit enduite sur la précédente. La bicouche de résine est ensuite insolée, recuite, et développée comme indiqué dans le tableau 5.2.

Au cours de nos travaux, différentes améliorations ont été apportées à l'architecture de la pièce afin de faciliter les étapes d'assemblage, d'améliorer les performances du prototype mais également de réduire sa masse. Parmi ces améliorations, des trous (élément 3, figure 5.13) ont été réalisés dans le support de manière à s'imbriquer avec des piliers ajoutés sur le thorax (figure 5.14) et ainsi assurer un alignement des deux pièces. De la même façon, des plots (éléments 5, figure 5.13) maintiennent le fil de la bobine lors de son assemblage. Des amincissements du support (éléments 4, figure 5.13) ont été proposés au-dessus des liaisons souples du thorax afin d'éviter tout contact entre le bord d'attaque et le support lors des mouvements amples de ce dernier. Enfin, pour réduire au maximum la masse du support, une attention particulière a été apportée au volume des barres de renfort du cylindre de maintien et de la base du support. Leur épaisseur étant assez conséquente (270 µm), le volume de chaque partie a été minimisé au maximum, ce qui explique la présence d'extrusions sur la base du support et la forme particulière des barres de renfort.

Tableau 5.2: Recette de fabrication du support par photolithographie

Étapes	Résine	Enduction [rpm/rpm.s^{-1}/s]	Recuit	Insolation [mJ.cm^{-2}]	Recuit	Épaisseur [µm]
0	Omnicoat	500/100/5 3000/1000/3	1 min, 200°C			0,2
1	SU-8 2075	500/100/5 1000/1000/3	5 min, 65°C 45 min, 95°C			225
2	SU-8 2075	500/100/5 2750/1000/3	4 min, 65°C 7 min, 95°C	350	7 min, 65°C 20 min, 95°C	45
3	SU-8 2075	500/100/5 1000/1000/3	5 min, 65°C 45 min, 95°C			225
4	SU-8 2075	500/100/5 2125/1000/3	6 min, 65°C 20 min, 95°C	400	1 min, 65°C 3 min, 95°C	100

Finalement, nous obtenons un support de 5,5 mg, ce qui représente 25 % de la masse totale du prototype. Cette masse doit pouvoir être encore réduite de 20 %, d'une part en augmentant la surface des extrusions réalisées sur la partie 1 et d'autre part, en réduisant la taille des barres de maintien du cylindre (élément 6, figure 5.13). En principe, il est possible de gagner 1 à 1,5 mg sur la masse de cette pièce en assurant une

quasi immobilitée de la bobine. En effet, dans le cas idéal on considère l'aimant mobile et la bobine immobile. Toutefois, la force exercée par la bobine sur l'aimant induit également une force de réaction de sens opposé. Si la bobine n'est pas sur un support, cette force tendra, en fonction du sens du courant, à éloigner la bobine de l'aimant ou au contraire à ramener l'aimant au centre de la bobine, ce qui, dans les deux cas diminue la force exercée sur l'aimant. Un compromis doit donc être respecté entre ces deux critères.

e. Assemblage

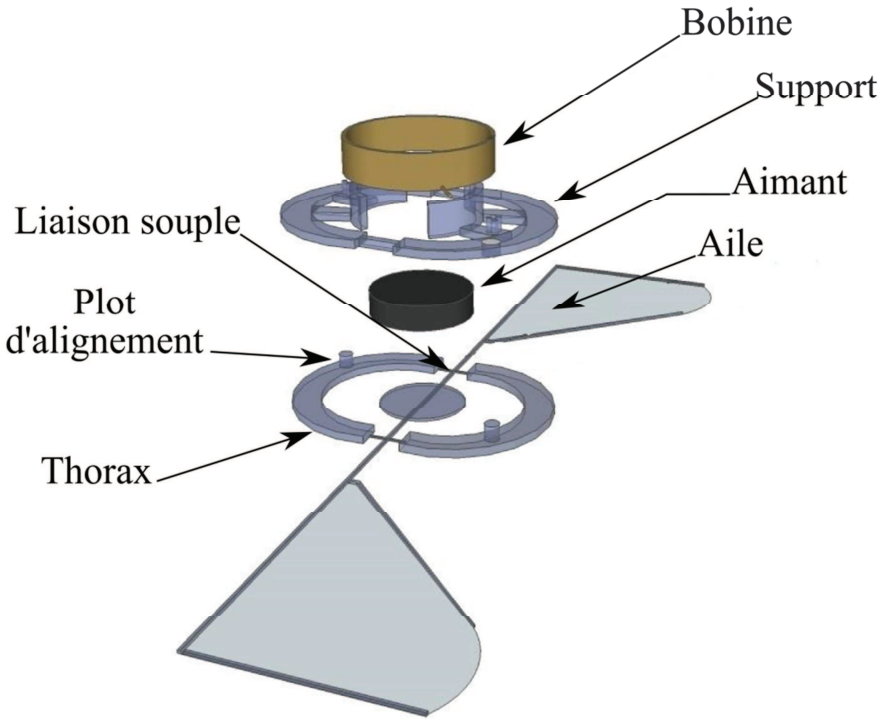


Figure 5.14 : Vue éclatée du prototype complet

Comme le présente la figure 5.14, le prototype est composé de 4 pièces, le thorax, le support, l'aimant et la bobine. L'assemblage s'effectue sous une loupe binoculaire de façon séquentielle. Dans un premier temps, l'aimant est collé au thorax, avec une colle dont le temps de séchage est assez long pour permettre si besoin d'ajuster la position de l'aimant sur la structure. Le cylindre présent au centre du tergum (figure 5.15 (a)) a un diamètre égal à celui de l'aimant, afin de centrer l'aimant par rapport au thorax (figure 5.15 (b)).

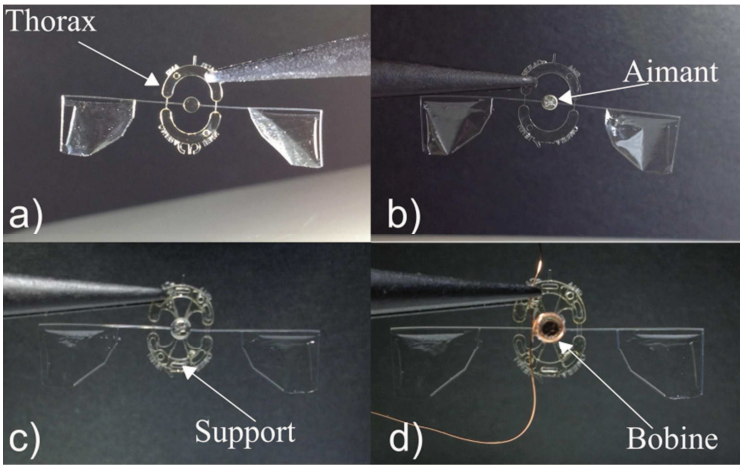


Figure 5.15 : Séquence d'assemblage du prototype

Dans un second temps, le support est positionné à l'aide des plots d'alignements mâles sur le thorax et femelles sur le support (figure 5.15 (c)). La colle doit par ailleurs être déposée en faible quantité à des points précis pour ne pas sur-contraindre la structure, car en séchant elle a tendance à se rétracter. Les extrusions pratiquées dans le support facilitent ce collage. Une fois le support positionné et collé, il ne reste plus qu'à fixer la bobine sur le support. On la fabrique à la main à l'aide d'un calibre, puis on la centre vis-à-vis de l'aimant grâce au cylindre de positionnement (élément 2, figure 5.13). Les fils sont ensuite collés sur les plots de fixation, et on obtient le prototype illustré à la figure 5.16.

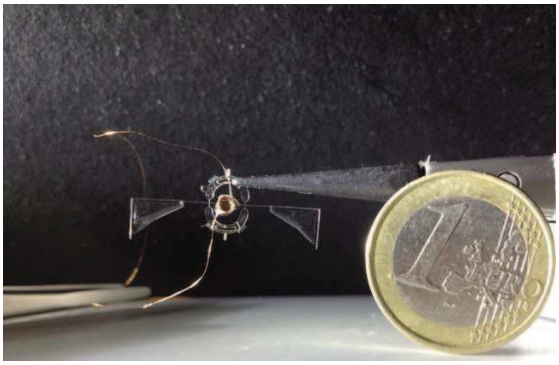


Figure 5.16: Vue de face d'un prototype assemblé

II. Améliorations apportées aux procédés de fabrication

Différentes voies d'amélioration ont été imaginées au cours de ces travaux et certaines ont pu être mises en œuvre. Une première idée consiste à la création d'un prototype monobloc afin de réduire au maximum le nombre d'étapes de montage. Une autre voie possible est de fabriquer les membranes des ailes en PDMS car comme cela a été mis en avant dans le chapitre 4, ce matériau possède des propriétés prometteuses.

a. Prototype monobloc

L'assemblage représente une étape de la fabrication délicate. Dans une perspective d'intégration plus aisée, le processus de fabrication est donc légèrement modifié afin d'intégrer le thorax et le support au sein du même procédé.

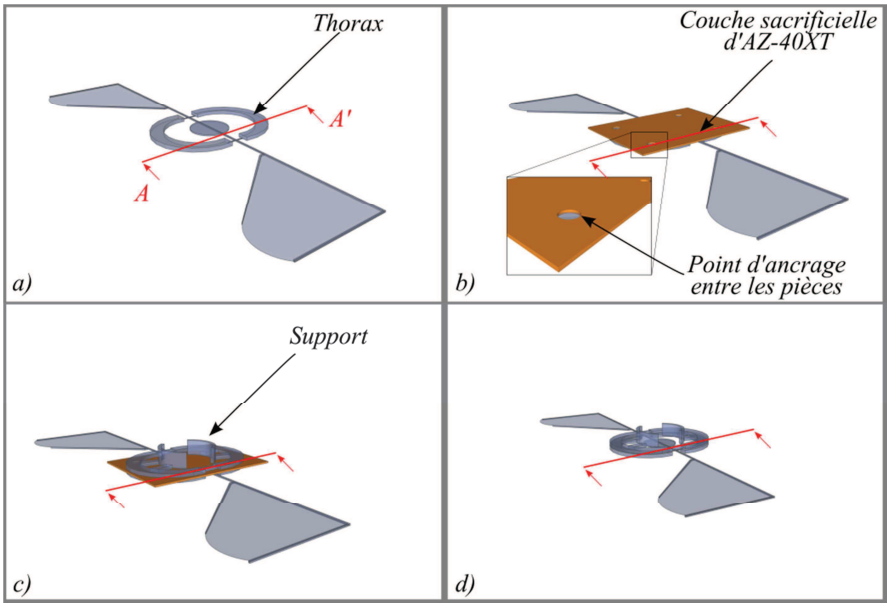


Figure 5.17: Représentation schématique du procédé de fabrication dans le plan de coupe de la figure 5.12 : a) le corps du prototype est dans un premier temps réalisé comme décrit au paragraphe *5.I.b,* b) une couche sacrificielle d'AZ-40XT est ensuite déposé sur le thorax, cette couche comporte des trous afin de relier à ces endroits le thorax et le support. c) Le support est élaboré directement sur la couche sacrificielle. d) La couche sacrificielle est dissoute

La principale problématique réside dans l'élaboration d'un support "suspendu" au-dessus du thorax afin de laisser libre de mouvement la partie mobile. La méthode proposée est d'utiliser les deux processus précédents (présentés dans les paragraphes *5.I.c* et *5.I.d*) en intercalant une couche de résine sacrificielle intermédiaire afin d'éviter toute insolation parasite de la résine SU-8 située en-dessous (figure 5.17). Pour cela, la résine utilisée doit être assez opaque de manière à ce que très peu de rayonnement passe au travers lors des insolations successives de la résine SU-8 constituant le support. La résine sélectionnée est l'AZ-40XT de *Microchemical*. C'est une résine positive qui permet d'élaborer des couches de plus de 40 µm d'épaisseur.

La figure 5.18 résume le procédé de fabrication qui peut être divisé en quatre étapes :

- En premier, le thorax est réalisé sur le substrat de silicium recouvert d'Omnicoat (figure 5.17 (a))
- Dans un deuxième temps, différentes couches d'AZ-40XT sont déposées afin d'obtenir des épaisseurs allant de 50 à 150 µm. Excepté aux points d'ancrage, la résine est ensuite insolée, (figure 5.17 (b)) entre le corps et le support, recuite puis révélée.
- Dans un troisième temps, le support est fabriqué directement sur la couche sacrificielle selon le même procédé que celui décrit au paragraphe *5.I.c* (figure 5.17 (c)).

- Enfin, la résine sacrificielle est développée et la structure est libérée (figure 5.17 (d)).

Ce procédé a conduit à la réalisation d'un grand nombre de structures comme illustré à la figure 5.19.

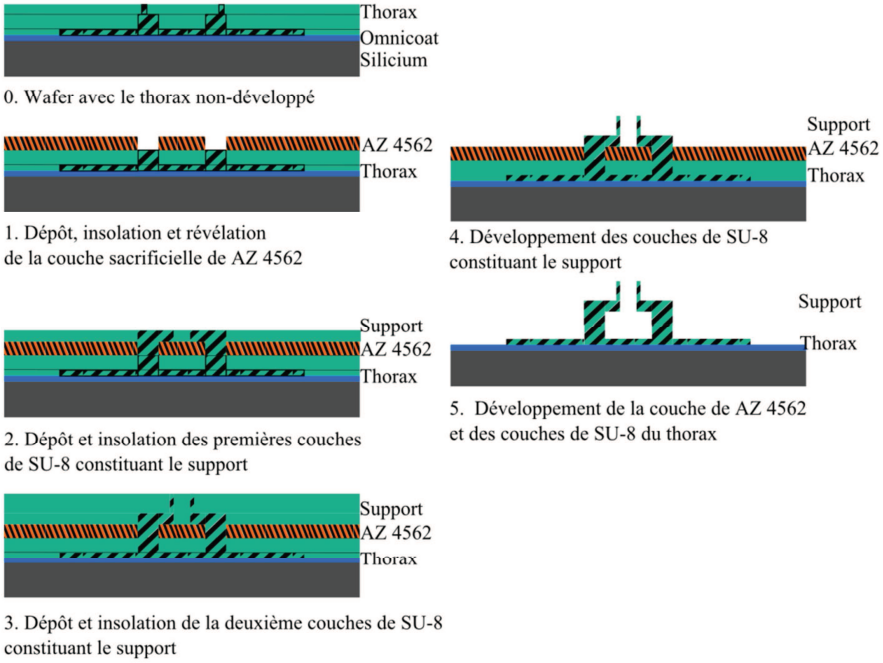


Figure 5.18 : Procédé de fabrication pour prototypes monoblocs, la coupe est réalisée selon le plan A-A' de la figure 5.13

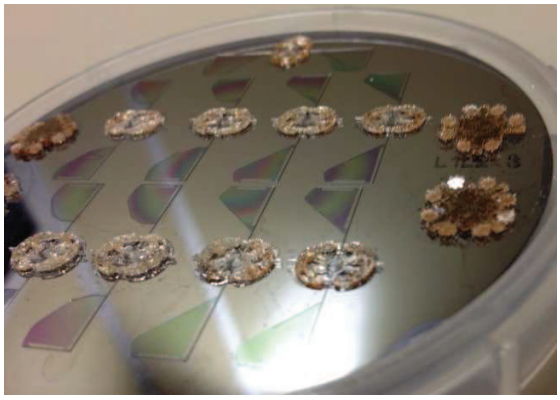


Figure 5.19: Réalisation des structures monobloc

Bien que ce procédé de fabrication simplifie indéniablement l'assemblage du thorax et du support, le positionnement de l'aimant devient plus complexe dans la mesure où la zone d'accès au tergum se trouve limitée par le cylindre de positionnement de la bobine (figure 5.14 (2)). Il faut alors faire glisser l'aimant dans le support en ayant au préalable mis de la colle au centre du tergum. Cette opération n'est pas aisée car l'aimant a tendance à se coincer dans le cylindre de maintien. Ce procédé de fabrication est sans aucun doute prometteur à condition de travailler à l'intégration de l'aimant lors du procédé de fabrication.

b. Réalisation de membranes en PDMS

Comme cela a été montré dans le chapitre 4, le PDMS possède des propriétés mécaniques qui en font un très bon candidat pour faire les membranes. Toutefois, le PDMS n'est pas une résine photosensible, c'est pourquoi deux solutions innovantes ont été imaginées pour pallier ces problèmes. La première solution envisagée procède par moulage, tandis que la seconde solution a pour objectif de rendre le PDMS photosensible.

Par moulage

Le procédé par moulage est détaillé sur la figure 5.20. Dans cette première solution, une couche de résine sert de moule pour le PDMS. Dans ce sens, une couche d'aluminium est déposée au début du procédé afin de libérer les structures à la fin. Pour des raisons d'adhérence entre la membrane et la structure, la couche de PDMS est encapsulée entre deux couches de SU-8.

Une première couche de SU-8 est donc déposée, insolée et recuite. Puis une couche de 6 µm d'AZ-4562 est à son tour déposée également sur le substrat, insolée, recuite et développée permettant ainsi l'obtention d'un moule (figure 5.15). Le PDMS est ensuite enduit sur l'ensemble du substrat et raclé puis exposé à un plasma d'oxygène pour enlever le surplus de PDMS se trouvant à l'extérieur des cavités du moule. Une fois le PDMS recuit, le moule d'AZ 4562 est dissout en 7 minutes dans une solution de MF-319. Par la suite, une seconde couche de SU-8 est déposée sur le substrat pour enserrer la couche de PDMS. On obtient alors une membrane en PDMS qui par endroits est encapsulée entre deux couches de SU-8 qui constituent les veines. Les figures 5.21 (a) & (b) mettent en évidence cette structure tri-couche SU-8/PDMS/SU-8.

Différents types d'ailes ont été réalisées [11] grâce à ce procédé de fabrication. Ainsi, la figure 5.21 (c) présente une architecture en forme de parapluie adaptée des travaux d'*Ennos et al* [108] qui permet d'avoir une aile dont la raideur en torsion est beaucoup plus faible que sa raideur en flexion.

Bien que la souplesse de la membrane soit plus importante avec le PDMS qu'avec de la SU-8, les résultats obtenus sont mitigés avec ce type de matériau pour plusieurs raisons. En premier lieu, il est difficile d'obtenir une bonne adhésion des différentes couches puisqu'il est nécessaire d'éviter au maximum les défauts qui peuvent naître du dégazage de solvant par les polymères lors des recuits (5.21 (b)). Par ailleurs, la géométrie mise au point par *Ennos* est très générale et ne tient pas compte des subtilités des ailes d'insectes [11].

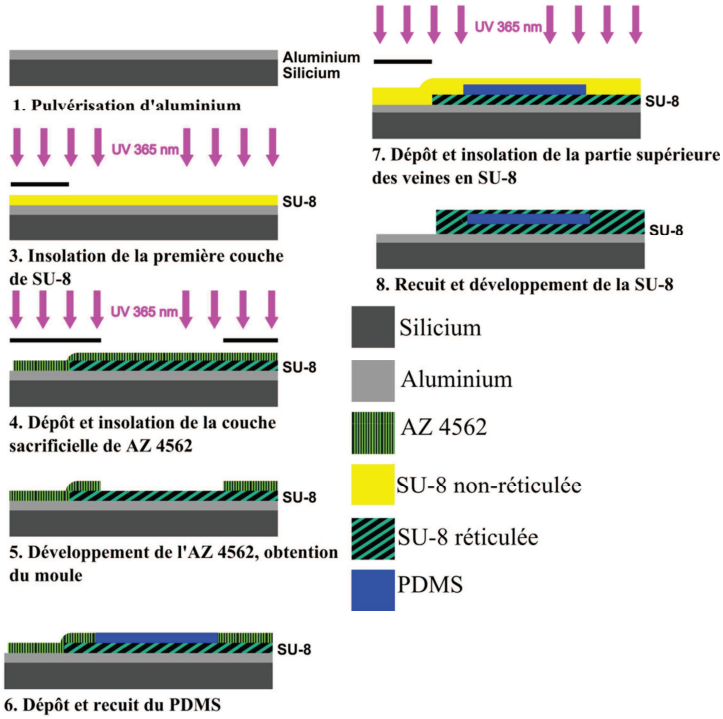


Figure 5.20 : Procédé de fabrication des membranes en PDMS par moulage dans des cavités réalisées avec la résine positive AZ-4562 [11]

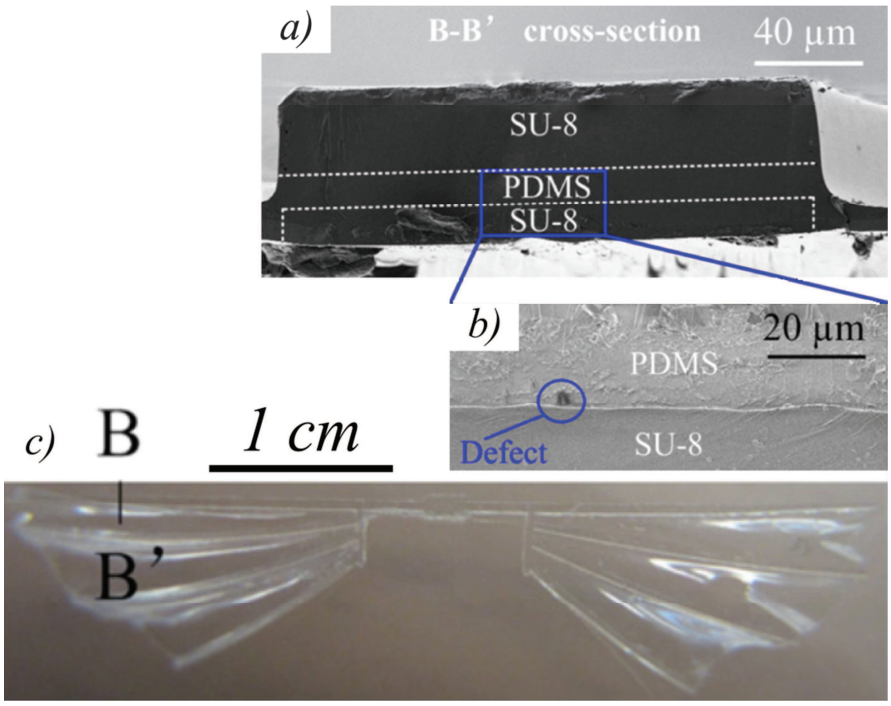


Figure 5.21: Aile basée sur l'architecture d'*Ennos et al* [108] dont les veines sont en SU-8 et la membrane en PDMS : (a)Vue en coupe B-B' au MEB d'une veine, les lignes pointillées mettent en évidence les frontières entre les couches de PDMS et de SU-8, (b) Mise en évidence d'un défaut de 2 µm à l'interface entre les couches de résine [11]. (c) Vue globale de l'aile

Afin d'obtenir une aile possédant des caractéristiques plus proches de celles des insectes, des ailes dont l'architecture est basée sur celle du moustique *Nephrotoma appendiculata* ont été réalisées avec ce même procédé (figure 5.22). Une nouvelle fois malgré le fait que les caractéristiques mécaniques de ces ailes soient proches de celles des insectes la cinématique fournie par ces ailes n'est pas satisfaisante (voir paragraphe *4.III.a.ii*).

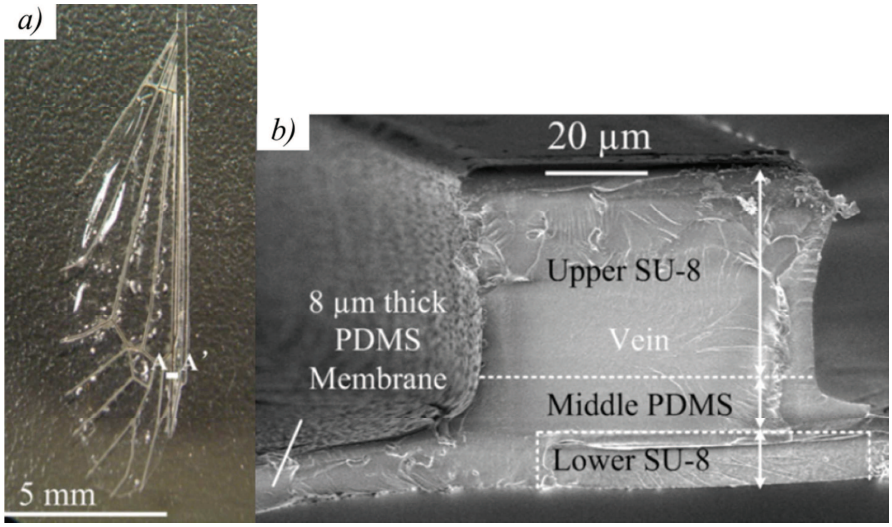


Figure 5.22: Fabrication d'ailes "biomimétiques": (a) Présentation globale d'une aile biomimétique réalisée sur le modèle d'une aile de moustique *N. appendiculata*, (b) Prise de vue au MEB mettant en évidence la structure tri-couche

Par photosensibilisation

Le procédé de fabrication présenté dans la partie précédente montre que l'élaboration de membranes fines en PDMS n'est pas aisée. Les épaisseurs minimales que la méthode par moulage permet d'atteindre sont de l'ordre de 6-7 µm, ce qui reste trop épais pour envisager de réaliser une membrane souple. Pour répondre à cette problématique, la seconde solution employée a consisté à diluer puis rendre photosensible le PDMS par l'ajout de photo-initiateur [148,149].

Pour rappel, le PDMS est un élastomère qui doit être mélangé avec un agent durcisseur afin de se solidifier. Il est généralement nécessaire ensuite de le mettre sous vide afin de dégazer les bulles créées durant le mélange. Aussi, une alternative à la méthode par dégazage a dû être trouvée car l'élastomère est dilué à 50 % en masse dans du Méthylisobutylcétone (MIBK) et un dégazage sous vide chassait une grande partie de ce solvant. Dans ce but, l'idée innovante a été dans un premier temps, de diluer le PDMS ce qui rend le mélange moins visqueux, puis, dans un second temps, d'ajouter l'agent durcisseur et le photo-initiateur dans les proportions présentées dans le tableau 5.3. Une fois le mélange réalisé, le bocal est fermé et placé dans un bain à ultrasons. Après 15 minutes, le dégazage est terminé. Le procédé choisi (tableau 5.4) ensuite est assez proche de celui utilisé précédemment, la résine étant déposée par enduction sur le substrat, traitée thermiquement, insolée, recuite et enfin développée.

Lors de son utilisation, ce procédé a servi à réaliser des motifs en PDMS d'une épaisseur de 1-2 µm remplissant ainsi les objectifs fixés. Néanmoins, des problèmes de compatibilité de ce matériau avec la SU-8 et son procédé de fabrication ont empêché l'intégration d'ailes en PDMS photosensible à des prototypes complets.

Tableau 5.3: Récapitulatif des différents composants utilisés et de leurs proportions massiques dans le mélange

Composé	Quantité massique [%]
PDMS Sylgard 184	43
Agent durcisseur	4,6
MIBK	46,7
Photo-initiateur (2,2-dimethoxy-2-phenyl acétophénone)	5,7

Tableau 5.4: Procédé de fabrication de motifs à base de PDMS photosensible

Enduction (rpm/rpm.s^{-1}/s)	500/100/5 1800/450/30
Recuit	45sec @ 65°C
Insolation (mJ.cm^{-2})	4800
Recuit	1 min 30 sec @100°C
Développement (% en masse)	MIBK/IPA[(a)] (1:2)

[(a)] IPA : propan-2-ol

En conclusion, l'obtention d'une cinématique adéquate n'est possible que si l'aile est très souple, ce qui n'est pas vraiment le cas des ailes de moustiques. Notre conception doit donc plus se rapprocher d'une aile de papillon de petite taille.

Ceci indique clairement que nous n'arriverons pas à un résultat en tentant absolument de mimer une aile d'insecte. Il nous faut concevoir une forme d'aile beaucoup plus simple comprenant au moins les deux caractéristiques importantes que nous recherchons, c'est-à-dire de grandes amplitudes de battement et une torsion adéquate. Les matériaux SU-8 et PDMS restent cependant ceux que nous devons privilégier, car leurs caractéristiques mécaniques sont très proches de celles des ailes d'insectes et leur élaboration demeure aisée à l'aide des technologies microsystèmes.

Conclusion

Au cours de ces travaux, différents procédés de fabrication et d'intégration des matériaux ont été développés afin de mener à bien la réalisation d'un OVMI. Les critères choisis afin d'optimiser la

conception et la réalisation des prototypes comprennent la recherche d'allègement de la structure, le développement d'un prototype monobloc ainsi que l'intégration d'une membrane en PDMS. D'une part, les procédés de fabrication et les différentes étapes de l'élaboration de prototypes en SU-8 sont aujourd'hui parfaitement maîtrisés, permettant ainsi la réalisation de prototypes monoblocs. D'autre part, les travaux portant sur l'intégration du PDMS ont présenté des résultats intéressants, puisque des ailes aux propriétés mécaniques similaires à celles des insectes ont pu être fabriquées, donnant lieu à plusieurs publications [11], [10]. Toutefois, les prototypes réalisés avec ce procédé n'ont pas donné de résultats concluants du point de vue de l'amplitude de battement ni de celui de la cinématique. L'amplitude de battement est réduite dans ce cas par une rigidité transversale trop importante au regard de notre volonté d'avoir une aile qui se déforme beaucoup en flexion à la résonance. Cela peut être amélioré si l'on est capable de réaliser des membranes très fines de PDMS, ce qui a été démontré grâce à la méthode de photosensibilisation du PDMS. Indiquons également ici que les prototypes élaborés entièrement en SU-8 grâce aux procédés développés durant ces travaux ont donné des résultats expérimentaux très encourageants. Ils seront d'ailleurs décrits dans le chapitre suivant.

Chapitre 6: Évaluation des démonstrateurs

Ce chapitre est entièrement dédié à la réalisation et l'évaluation de démonstrateurs capables de reproduire des performances similaires à celles d'un insecte en termes de cinématique et de portance. Dans une première partie, nous décrivons le banc de mesure développé afin d'évaluer les performances de nos prototypes. Puis, dans un second temps, nous proposerons successivement trois générations de prototypes afin d'améliorer la cinématique. La dernière partie est quant à elle consacrée à la mesure de la force de portance du prototype optimal.

I. Outils de mesure & plan d'expérience

Avant de pouvoir évaluer les performances des prototypes, il est essentiel de décrire en détail le banc de mesure, c'est-à-dire, les outils que nous avons sélectionnés pour caractériser les diverses composantes mécaniques, électriques et aérodynamiques. Rappelons ici que les mesures de force et de déplacement doivent être réalisées avec une précision souvent proche du micron et que certaines acquisitions doivent s'effectuer à la vitesse de battement des ailes et suivre de grands déplacements.

a. Caméra ultra-rapide

Afin d'analyser avec précision le mouvement dans l'espace des ailes de nos prototypes, l'outil privilégié durant ces travaux a été la caméra ultra-rapide Phantom V.7.2 de *Vision Research.* Cette caméra est équipée d'un capteur SR-CMOS monochrome de 800 x 600 pixels qui peut acquérir jusqu'à 6600 images par seconde en pleine résolution et son utilisation nous sert à visualiser la position de l'aile de face (figure 6.1 (a)) comme de côté (figure 6.1 (b)).

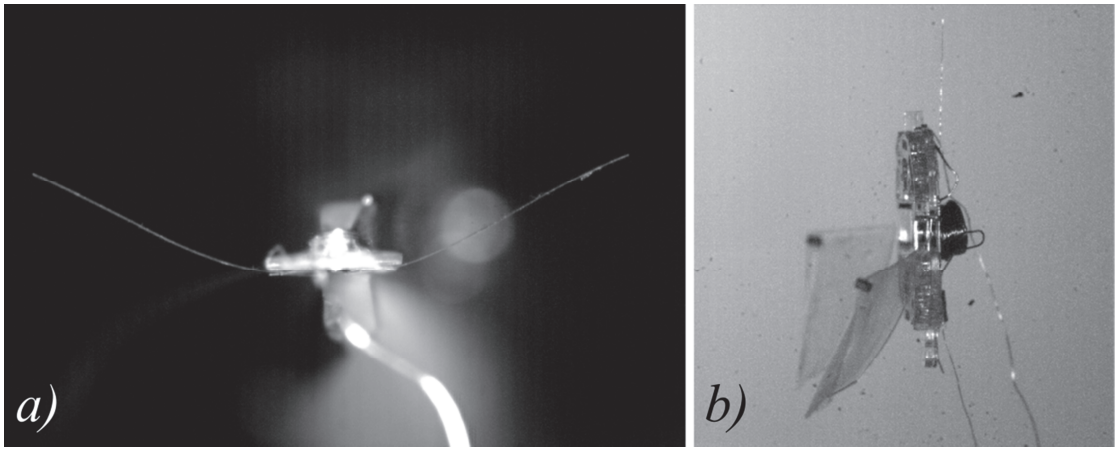


Figure 6.1: Images issues de vidéos réalisées avec la caméra Phantom V 7.2, a) vue de face b) vue de côté

Pour la réalisation de prises de vue de qualité, nous avons privilégié des sources lumineuses LED froides qui, contrairement aux sources lumineuses habituelles de forte puissance ne rayonnent pas beaucoup de

chaleur et donc ne risquent pas d'endommager les structures en polymères. En outre, cet éclairage évite le scintillement à 50 Hz observé avec les éclairages classiques. Le traitement des vidéos est effectué pour sa part à l'aide du Logiciel ICARUS développé par l'Université de Manchester. Ce logiciel gratuit permet de faire un suivi de points directement sur les vidéos et ainsi d'en extraire les informations utiles pour décrire la cinématique du prototype telles que l'accélération, la vitesse et la position de points caractéristiques de l'aile.

b. Capteur de déplacement

Outre la caméra ultra-rapide, nous avons également à disposition un capteur laser KEYENCE LK-G32. L'intérêt de ce type de capteur est de pouvoir déterminer la position d'un objet en mouvement avec une précision de 0,02 %, une répétabilité de 0,1 µm et surtout une fréquence d'échantillonnage pouvant aller jusqu'à 20 kHz. L'estimation de la distance se fait par triangulation et cette méthode aide à enregistrer des battements ayant un angle important sans perdre le retour du faisceau laser. Nous verrons par la suite que ce capteur a été employé notamment pour mesurer le déplacement de l'aimant (voir chapitre *2*).

c. Capteur de force

En ce qui concerne les estimations des forces, ces dernières sont mesurées au niveau du tergum, du bord d'attaque et des ailes afin d'une part, de disposer d'informations sur la raideur locale, de déterminer les paramètres du modèle de l'actionneur et d'autre part, de comparer les caractéristiques des ailes de nos prototypes avec celles des insectes.

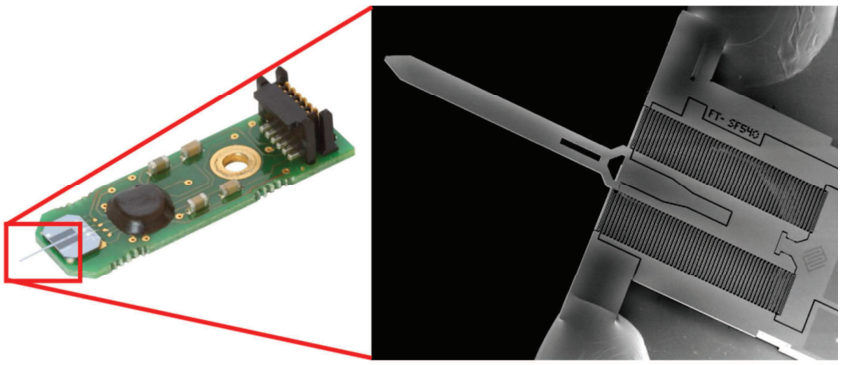


Figure 6.2: Capteur de force FT-S[24] servant à mesurer des forces allant du µN à quelques mN

Les "FTS-Microforce®" de *Femtotools* (figure 6.2) sont des capteurs de force uni-axiaux élaborés à partir de procédés de microfabrication utilisant les technologies MEMS. La sonde est constituée d'un corps mobile suspendu grâce à 4 liaisons souples et des capteurs capacitifs servent à mesurer des forces comprises entre quelques µN et plusieurs mN lors du déplacement du corps mobile (figure 6.3). Chaque sonde est parfaitement étalonnée et connaissant leur gain, une utilisation directe est possible.

[24] http://www.femtotools.com/index.php?id=products-fs1000

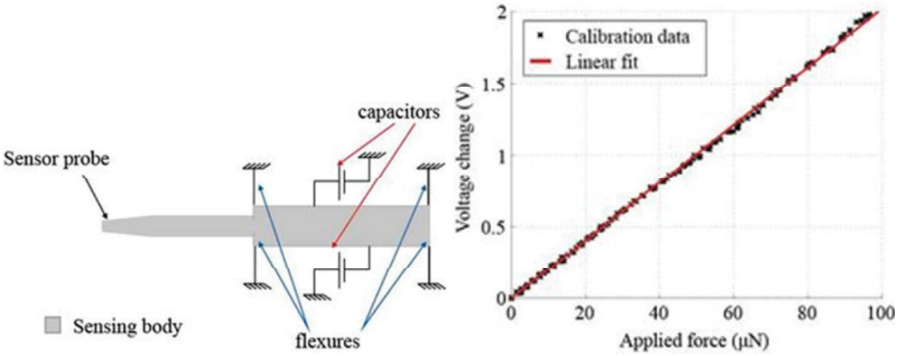


Figure 6.3: Schéma de principe de la sonde des capteurs "FTS-Microforce"

d. Balances

Dans le cadre de ces travaux, les mesures de poids sont primordiales afin de quantifier d'une part de quantifier la masse de chaque pièce du prototype et du prototype complet à soulever, et d'évaluer la force de portance générée durant l'actionnement d'autre part. Ces deux mesures requièrent des dispositifs différents. Les premières mesures sont statiques et sont réalisées grâce à une balance Mettler Toledo XP-26 (figure 6.4 (a)) qui permet d'estimer une masse avec une précision de 2 µg. Cette balance a notamment servi pour la pesée des composants des prototypes.

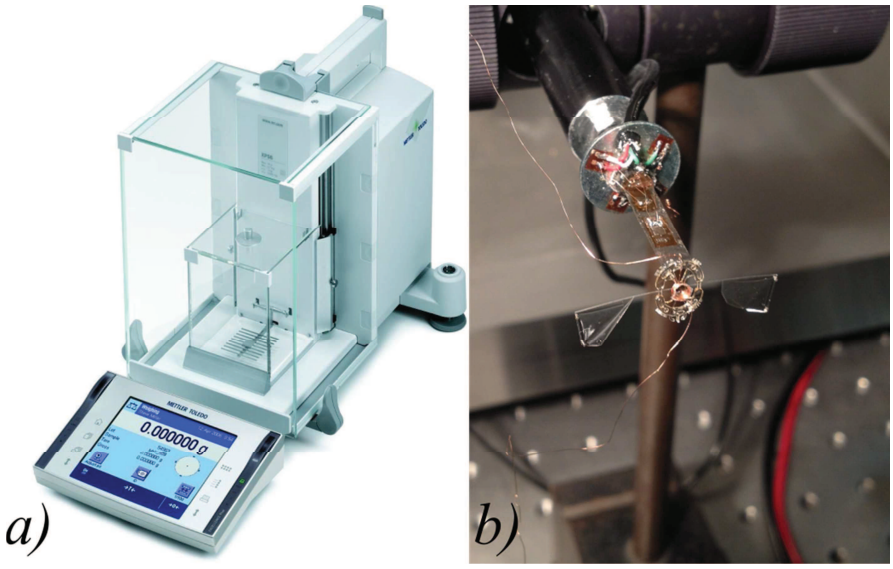


Figure 6.4: a) Balance Mettler Toledo XP-26[25] , (b) Montage d'un prototype sur la balance de mesure de portance

En revanche, il est nécessaire d'effectuer des pesées dynamiques pour mettre en évidence la création de portance. En effet, si l'on connaît le poids du prototype au repos puis lors de l'actionnement des ailes, on peut alors déterminer la portance générée par ces dernières. Le dispositif doit alors être capable de faire

25 http://fr.mt.com/fr/fr/home/products/Laboratory_Weighing_Solutions/Analytical_Balances/Excellence_Analytical.html

une mesure de poids à une fréquence de l'ordre de 100 Hz avec une précision de quelques µN. Les balances commerciales ne possèdent malheureusement pas de telles caractéristiques à l'exception de la micro balance de *Femto Tools* utilisée par *Sun et al* [150] qui se révèle extrêmement fragile pour notre application.

Pour répondre à ce besoin, une solution a donc été développée en interne par T. Vanneste et l'équipe de l'ONERA [125]. Celle-ci fonctionne grâce à quatre jauges de contraintes collées sur une pièce fine d'aluminium de manière à former un pont de Wheastone. Le prototype est donc fixé sur la pièce d'aluminium (figure 6.4 (b)) et lors de la mise en mouvement des ailes, la force de portance générée plie légèrement l'aluminium. Ces déformations sont ensuite captées par les jauges. Rappelons qu'au préalable, des calibrations statiques et dynamiques de ces balances ont permis d'établir une relation entre la force et la tension comme celle présentée sur la figure 6.5. On trouve alors une sensibilité de l'ordre de 37 µV. N^{-1}.

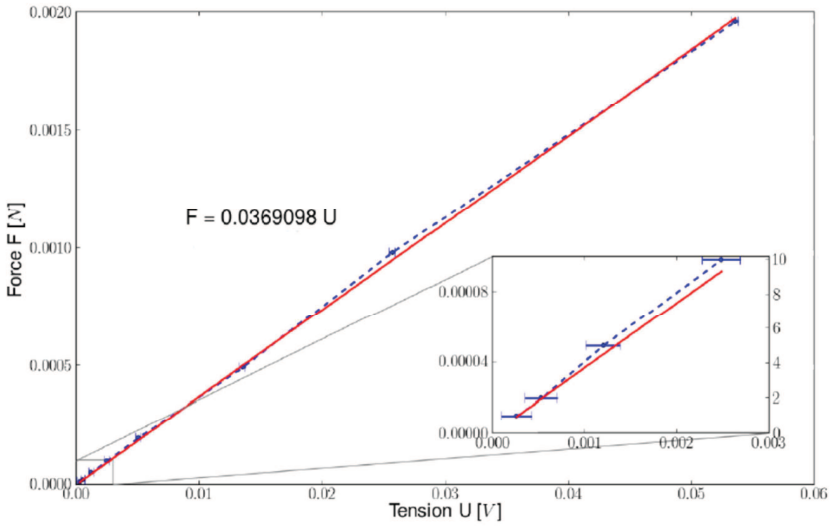


Figure 6.5: Courbe de calibration de la balance: l'équation de calibration permet pour cette balance d'établir une relation entre la force et la tension avec un coefficient de 0,0369 [125]

e. Plan d'expérience

En faisant le bilan des études antérieures de l'équipe sur ce projet, on note que la réalisation d'un mouvement similaire à celui des insectes intégrant les concepts de résonance et de torsion passive a été validée par *Dargent et al* [48]. Néanmoins, les ailes sont actionnées dans ses travaux à l'aide d'un pot vibrant. Les expériences présentées dans les paragraphes suivants proposent donc de prouver dans un premier temps que ces concepts sont également valides sur un prototype d'OVMI intégrant un actionneur ainsi que des liaisons souples.

La première étape consiste à démontrer qu'il est possible de créer des angles de flexion conséquents avec une aile sans membrane. Ces grands débattements sont primordiaux si l'on cherche à obtenir des forces aérodynamiques importantes. En effet, comme le montre l'équation 2.1 reprise ci-dessous, la force

aérodynamique dépend au carré de la vitesse de l'aile, par conséquent, il convient de travailler à des des angles de flexion et donc des vitesses élevées.

$$F_{aero} = \frac{1}{2}\rho_{air} C.S.V_{aile}{}^2 \tag{2.1}$$

Plus précisément, il est indispensable de maximiser le débattement angulaire de l'aile et sa fréquence (équation 6.1) afin d'atteindre de telles vitesses.

$$V_{aile} = 2.f_c.l_{aile}.\dot{\theta} \tag{6.1}$$

Où V_{aile} représente la vitesse de l'aile, f_c sa fréquence d'actionnement (i.e. sa fréquence propre), l_{aile} son envergure et $\dot{\theta}$ sa vitesse angulaire. Notons ici que le mouvement angulaire des ailes de notre prototype doit être idéalement de 80° crête à crête (voir paragraphe *4.I.a.i*)

La deuxième étape de ce plan d'expérience est d'obtenir de grands débattements mais cette fois avec des ailes pourvues de membranes. En effet, la superficie de la membrane joue également un rôle important dans la génération des forces aérodynamiques, mais génère en même temps un amortissement qui a pour effet de réduire l'amplitude des mouvements et de diminuer la fréquence de résonance. Afin de mieux comprendre ces phénomènes et en déduire la forme d'aile la plus appropriée différents prototypes seront testés avec divers types de membrane.

La dernière étape de ce plan expérimental est de réaliser un mouvement proche de celui des insectes. Comme cela a été souligné au chapitre 4, la portance générée par les insectes naît autant d'un mouvement ample que d'une cinématique singulière. Ainsi, les derniers prototypes auront pour ambition de produire une cinématique inspirée de celle des insectes afin de générer une portance suffisante. Cette portance sera quantifiée grâce à la balance mise au point par *T. Vanneste* (voir paragraphe *6.I.d*).

II. Actionnement d'ailes sans membranes

La SU-8 a montré sa capacité à endurer de grandes déformations lors de nombreuses expériences réalisées sur pots vibrants [70]. Les premiers tests ici ont donc pour but de valider la résistance des liaisons souples en SU-8 et d'évaluer les déformations maximales des bords d'attaque de nos futures ailes. Par ailleurs, c'est l'occasion de tester l'efficacité de l'actionnement.

Dans ce sens, les prototypes ont été élaborés avec une géométrie spécifique (figure 6.6). Ils possèdent un bord d'attaque d'une largeur de 500 µm pour une épaisseur de 50 µm et une envergure totale de 30 mm tandis que les liaisons utilisées lors de ces essais ont une section de 50 µm pour une longueur de 500 µm.

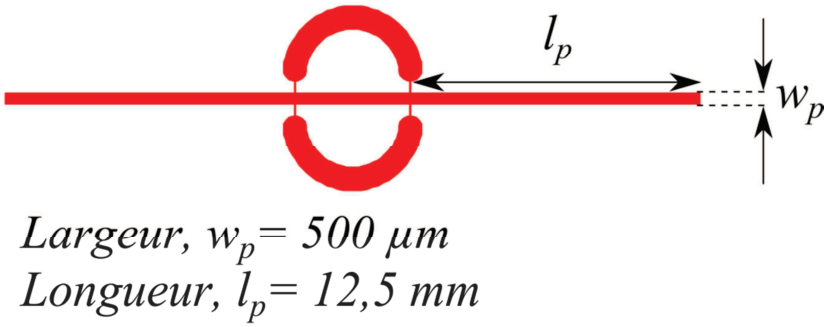


Figure 6.6: Prototype sans membrane: la poutre constituant le bord d'attaque a une largeur w_p de 500 µm, une longueur l_p de 12,5 mm et une épaisseur e_p de 50 µm

Lorsque l'on augmente le courant sinusoïdal circulant dans la bobine de l'actionneur, on constate que l'amplitude de flexion de la poutre croît puis atteint un palier. Ce palier appelé également "limite de déformation" est obtenu pour un courant de 840 mA à la fréquence de 80 Hz (voir la figure 6.7), la valeur de débattement angulaire étant alors égale à 66°. Cette déformation peut être augmentée soit en modifiant la longueur de la poutre ou en plaçant en bout d'aile de la masse ajoutée, mais dans ces deux cas la fréquence de résonance diminue. En outre, l'aimant se déplaçant entre 200 µm et 300 µm à une distance de 2,5 mm, on estime que l'angle au niveau de la liaison souple est de 6,8° en théorie. Travailler à la résonance permet donc de multiplier par 10 cet angle. Concernant les liaisons souples, la géométrie et le dimensionnement apparaissent robustes, puisque durant les essais, nous n'avons pas observé de liaisons cassées. Il serait opportun toutefois de faire des essais de fatigue à l'avenir pour tester leur durée de vie.

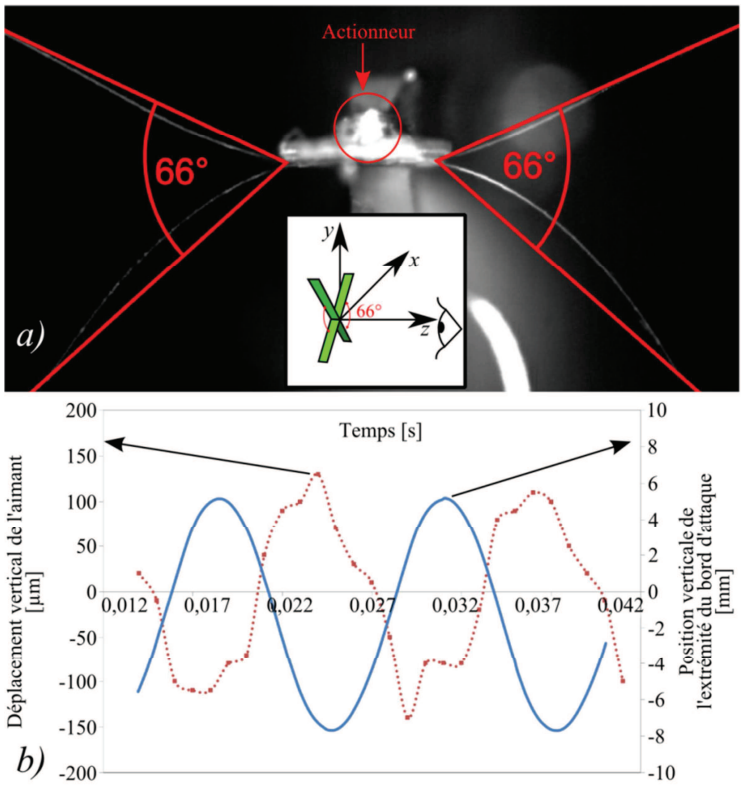


Figure 6.7:Résultats expérimentaux: (a) Superposition de deux images montrant l'angle maximal réalisé par le bord d'attaque. (b) Graphique représentant le déplacement de l'aimant (ligne rouge pointillée) et le déplacement du bord d'attaque (ligne bleue) [9]

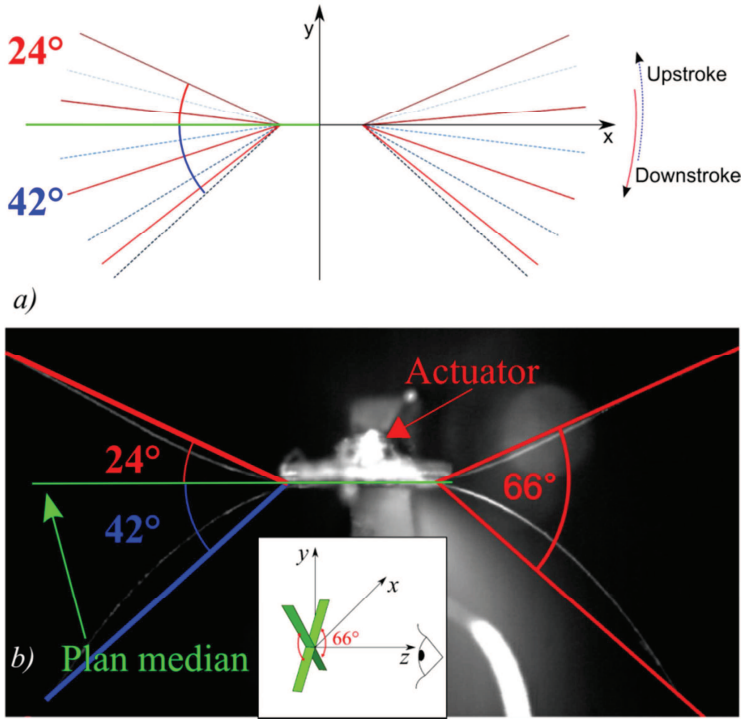


Figure 6.8: a) Position des poutres à différents instants du mouvement, la période d'échantillonage étant de 1,5 ms b) Mise en évidence de la dissymétrie entre les mouvements vers le haut et vers le bas

Un autre point essentiel mis en lumière avec ce premier prototype réside dans la symétrie "quasi parfaite" du battement entre les ailes gauche et droite (figure 6.8 (a)). Ce résultat peut en grande partie être attribué à la qualité de la réalisation de la structure obtenue par photolithographie. Cette observation est cruciale dans la mesure où des difficultés apparaîtraient si une aile disposait d'un débattement plus grand ou différent de l'autre aile.

En revanche, si l'on étudie plus précisément le battement d'une aile, nous pouvons constater sur la figure 6.8 (b) que le battement n'est pas symétrique par rapport au plan médian de l'aile. Nous obtenons en effet un angle de 24° lorsque l'aile passe au-dessus du plan médian et un angle de 42° lorsque l'aile repasse en-dessous. Comme indiqué par la figure 6.9, cette disparité reste vérifiée quels que soient les valeurs de courant. Toutefois, on observe que l'angle supérieur augmente beaucoup plus facilement que l'angle inférieur, il serait donc envisageable sous réserve d'éliminer la dissymétrie d'obtenir un angle de flexion de l'ordre de 90°.

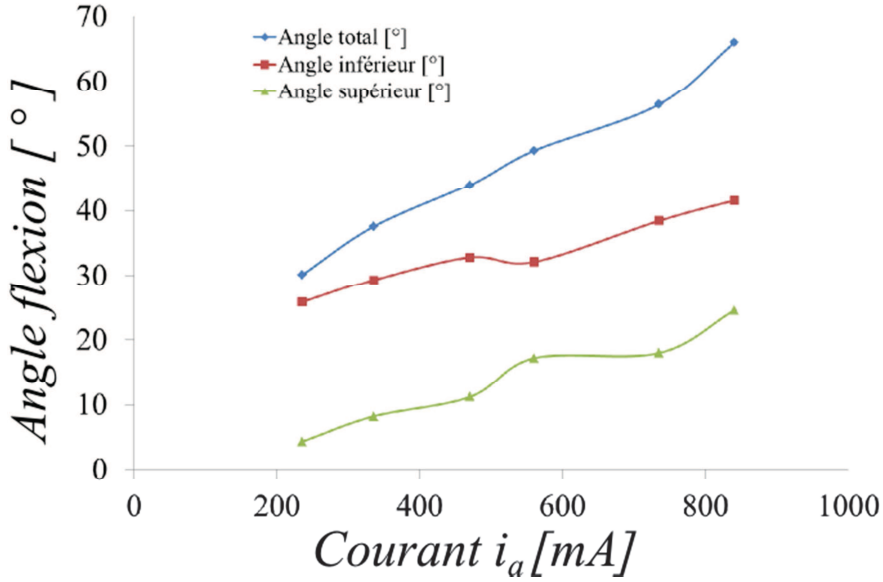


Figure 6.9: Mesures expérimentales des angles de flexions pour différentes valeurs de courant

Après réflexion, cette dissymétrie peut provenir d'une combinaison de plusieurs facteurs :

- En premier lieu, la force générée par l'actionneur peut ne pas être symétrique. Néanmoins, comme le montre la courbe de la figure 6.10, la composante radiale du champ magnétique moyen apparaît symétrique dans l'intervalle défini par notre application et donc la force générée qui s'applique à l'aimant doit l'être également.

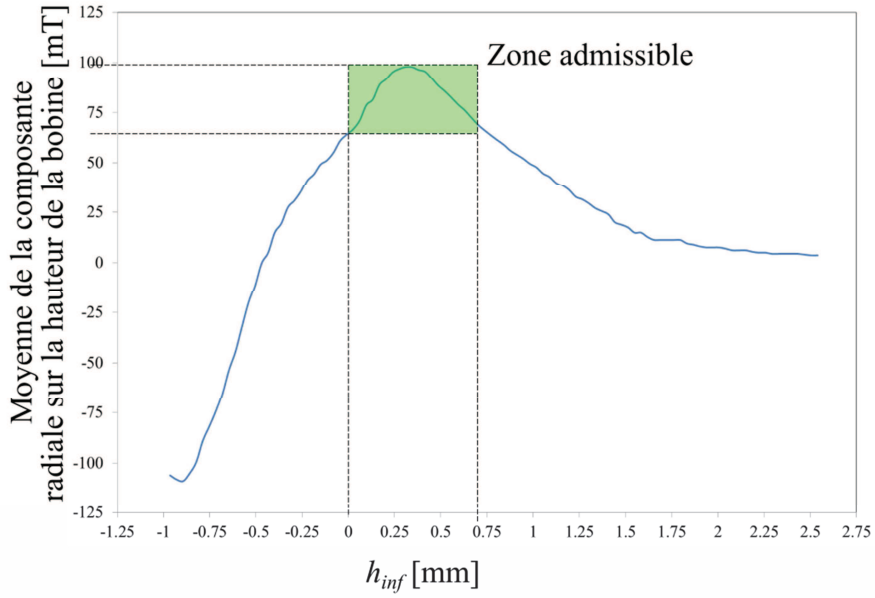


Figure 6.10: Représentation du champ radial moyen de l'aimant agissant sur une bobine d'une hauteur de 960 µm, en fonction de sa position verticale h_{inf} par rapport au centre de l'aimant.

- Le poids de l'aimant peut éventuellement influencer le mouvement : sur ce point, la figure montre que l'angle est plus faible lorsque l'aile passe au-dessus du plan médian, c'est-à-dire quand l'aimant appuie de tout son poids sur le tergum. Nous pouvons donc conclure que ce n'est pas du fait du poids de l'aimant que cette dissymétrie existe.
- L'hypothèse qui reste alors la plus probable est l'existence de contraintes dans le matériau en raison des traitements thermiques. Elles sont visibles lorsque l'on récupère les prototypes puisque les structures sont parfois recourbées. Afin de limiter la présence de contraintes thermiques résiduelles, les cuissons durant la fabrication ont été modifiées (voir paragraphe *5.I.b*).

Les principales conclusions que l'on peut tirer de ces expériences sont tout d'abord que l'actionnement et les liaisons choisies transmettent une puissance suffisante aux ailes pour obtenir de grands déplacements. De plus, les résultats expérimentaux prouvent que la structure et en particulier les liaisons peuvent endurer sans problèmes ces larges déplacements. Toutefois, les essais des ailes sans membrane ne reflètent pas fidèlement les conditions physiques du vol battu puisque les efforts aérodynamiques sont très faibles devant les efforts inertiels et élastiques du fait de la très faible surface alaire.

III. Actionnement d'ailes avec membrane

L'ambition de ces prototypes avec membrane est bien sûr de recréer la cinématique des ailes d'insectes. Toutefois l'objectif premier de ces expériences concerne la valeur de l'angle de flexion obtenue avec une aile constituée d'une membrane. En effet, bien que l'ajout de cette dernière soit essentiel pour la création

de la portance sa présence tend également à amortir le mouvement puisqu'une partie de l'énergie élastique est dissipée dans le fluide. Afin de réduire cet amortissement, les efforts inertiels doivent donc être augmentés.

a. Première génération de prototype avec membrane

Les premiers prototypes (figure 6.11) testés avec une membrane possèdent un bord d'attaque et des veines d'une épaisseur de 80 µm, ce qui est 37 % plus épais que les prototypes dépourvus de membrane, accentuant ainsi les forces inertielles. La membrane est constituée d'une couche de 3 µm d'épaisseur de SU-8 tandis que les liaisons et le thorax sont quant à eux similaires au prototype précédent. La masse des ailes précédentes c'est-à-dire sans membrane, était de 547 µg tandis que la masse de celles utilisées ici est de 898 µg.

Figure 6.11: Prototype de première génération

Les résultats obtenus après mesure (figure 6.12) démontrent que l'on obtient un angle de flexion de 26° à une fréquence de 38 Hz pour un courant de 650 mA. On constate donc une diminution de 60 % de l'angle de flexion par rapport au prototype sans membrane, de plus la fréquence propre de la structure chute fortement. Comme l'on pouvait s'y attendre, l'ajout de la membrane, d'une surface de 43,6 mm² et des veines augmente considérablement les forces aérodynamiques qui s'opposent au mouvement. La problématique qui se pose dorénavant est de réussir à amplifier le mouvement de flexion des ailes. C'est pourquoi nous nous sommes tournés vers une seconde génération de prototypes.

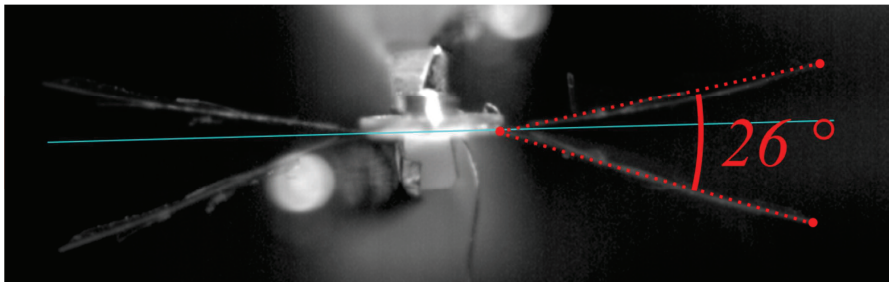


Figure 6.12: Superposition de deux prises de vue de face du prototype, mettant en avant un angle de flexion de 26° pour un courant sinusoïdal de 650 mA à une fréquence de 38 Hz

b. Deuxième génération de prototype avec membrane

Cette deuxième génération de prototypes (figure 6.13) a été développée en tenant compte des modifications suivantes:

- Tout d'abord, afin d'accroître les inerties des bords d'attaque et par conséquent le débattement en flexion du prototype, des surépaisseurs de SU-8 d'une masse approximative m_{ad} de 300 µg, ont été déposées localement à ses extrémités. Elles sont représentées sur la figure 6.13 par des carrés orange et correspondent au quart de la masse totale du bord d'attaque.
- De la même façon, des masses plus légères (70 µg) ont été ajoutées aux veines internes. Du fait de la réduction de la membrane, celles-ci jouent le rôle de balancier et doivent favoriser le mouvement de torsion.

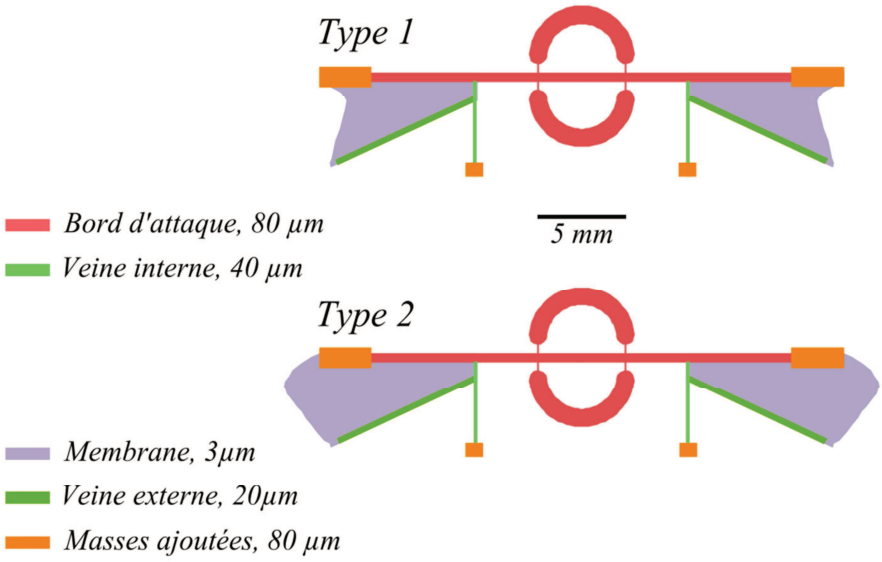


Figure 6.13:Différents prototypes constituant la deuxième génération

- Enfin, la géométrie des membranes a également été modifiée afin que la surface soit plus importante à leurs extrémités qu'à leurs embases. En outre, différentes formes de membrane ont été testées, les premières possédant une extrémité convexe (type 1) tandis que les secondes ont

une forme concave (type 2). En outre, à l'inverse de la membrane de type 1, l'extrémité de la membrane de type 2 est complètement libre. Cette modification doit donc permettre de tester des conditions de contraintes différentes dans les membranes. Remarquons d'autre part, que l'on obtient alors des formes d'aile beaucoup plus proches de celles des insectes comme décrit au paragraphe *4.II.b.ii*.

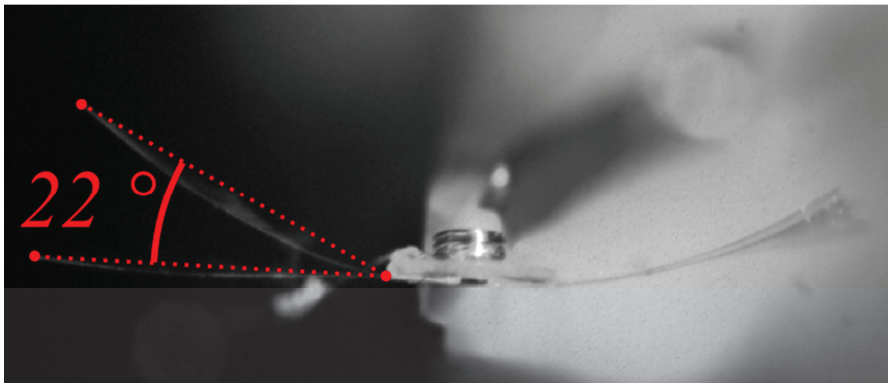


Figure 6.14: Superposition de deux images vue de face d'un prototype de type 1 mettant en avant un angle de flexion de 22° pour un courant de 730 mA à une fréquence de 55 Hz

Les valeurs d'angle de flexion obtenues avec les prototypes de type 1 (22 °) et 2 (23 °) (figures 6.14 et 6.15) sont très proches de celles mesurées précédemment. La figure 6.14 met également en évidence une dissymétrie entre les ailes droite et gauche provenant très certainement soit de différences morphologiques générées lors de la fabrication, soit de l'endommagement de l'aile droite. Il est important cependant de souligner que les prototypes de type 1 et 2 présentent des ailes de fréquences de résonance respectives de 55 Hz et 45 Hz ce qui correspond respectivement à des fréquences 44% et 20% plus élevées que celles obtenues avec les prototypes de première génération. Cette différence s'explique par une réduction de la surface de la membrane de respectivement 33 % et 14 % pour les prototypes de type 1 (29,3 mm²) et 2 (37,7 mm²). Néanmoins, la fréquence des ailes demeure encore un peu en-dessous de l'objectif fixé pour imiter l'insecte, c'est-à-dire autour de 70 Hz.

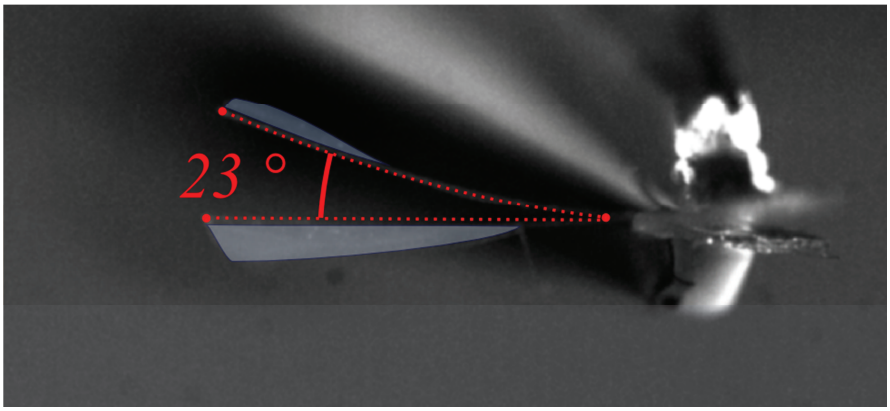


Figure 6.15: Prototype de type 2 alimenté par un courant de 650 mA à une fréquence de 45 Hz, la superposition de deux images met en évidence un angle de flexion de 23 ° et une légère torsion de la membrane qui a été surlignée

Par ailleurs, soulignons le fait que la différence entre les prototypes est marquée par le comportement de leurs membranes: en effet, la membrane du prototype de type 1 réagit comme une plaque rigide contrairement à la membrane du prototype de type 2 qui se déforme au cours du mouvement comme on peut l'observer sur la figure 6.15. Cette légère torsion de la membrane est certainement due à la forme concave de son extrémité qui crée une zone où celle-ci est moins contrainte. En revanche, contrairement à notre attente initiale le mouvement de torsion observé ne peut être imputé au balancier. Si le balancier avait un rôle prépondérant dans le gauchissement de l'aile, on devrait observer une torsion de la veine externe (trait rouge) sur la figure 6.16, alors que l'on a constaté un mouvement quasiment dissocié entre la veine externe (trait rouge) et la veine interne (trait vert).

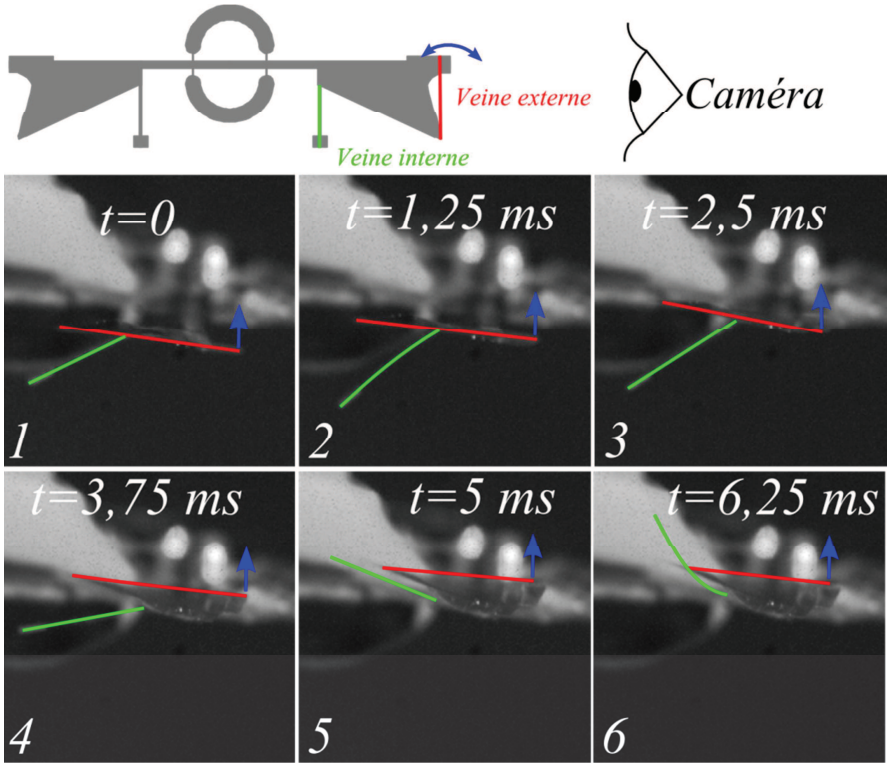


Figure 6.16: Montage chronophotographique comparant le mouvement de la veine externe (trait rouge) et celui de la veine interne (trait vert) pour un courant de 611 mA à une fréquence de 45 Hz, la flèche bleue symbolisant la direction du mouvement

Deux raisons peuvent expliquer le faible impact du balancier sur le mouvement de l'aile:

- la faible masse du balancier,
- le faible couplage mécanique entre le bord d'attaque et le balancier, en grande partie lié à la réduction de la membrane à son embase réduisant ainsi la liaison mécanique entre la veine interne et la veine externe.

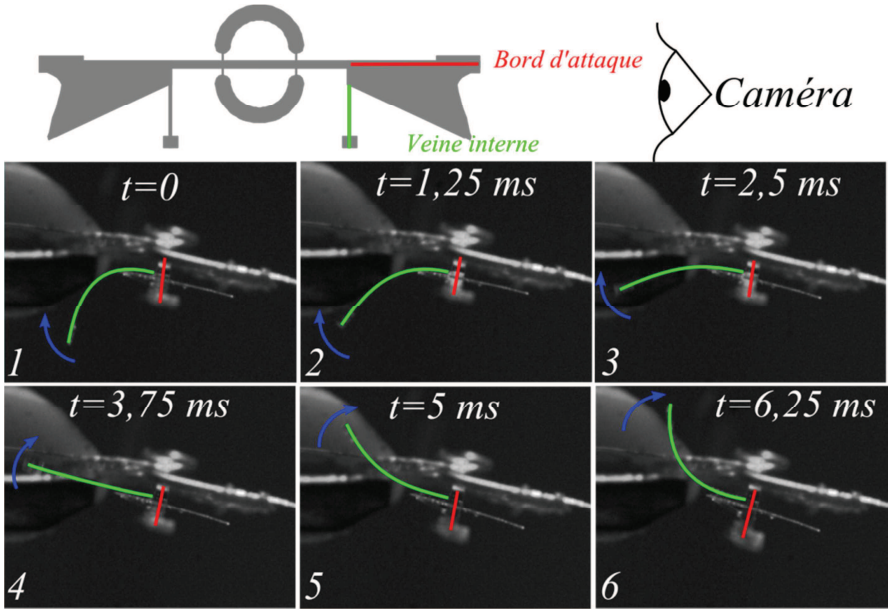


Figure 6.17: Montage chronophotographique comparant le mouvement du bord d'attaque (trait rouge) et celui de la veine interne (trait vert), la flèche bleue symbolisant la direction du mouvement pour un courant de 600 mA à une fréquence de 59 Hz

De plus, ce faible couplage induit la présence de modes de résonance supplémentaires: à une fréquence de 59 Hz et pour un courant de 600 mA, le pendule oscille de quasiment ± 90° tandis que le bord d'attaque est quasiment immobile comme l'illustre la figure 6.17.

c. Troisième génération de prototype avec membrane

Au regard des résultats obtenus, certaines modifications ont été apportées aux prototypes des générations précédentes (figure 6.18 et 6.20) :

- Pour faciliter la torsion de l'aile, les largeurs des veines et du bord d'attaque ont été réduites afin d'obtenir des poutres de section carrée de 80 µm de côté. Ce redimensionnement doit permettre d'obtenir une raideur en torsion K_θ minimale comme l'illustre la formule 6.1 [89] :

$$K_{\theta y} = \frac{G_{SU-8} {w_p}^3}{l_p} . \left(a . e_p - b . w_p\right), si\ e_p \geq w_p \tag{6.1}$$

  Où $G_{SU\text{-}8}$ représente le module de cisaillement caractéristique de la SU-8, a et b sont des constantes de valeur respectives 0,333 et 0,21 (voir tableau 3.6, paragraphe *3.III.b.ii*) et l_p, w_p et e_p sont les dimensions de la poutre.

  Cette diminution des dimensions a également pour conséquence d'accroître la fréquence de résonance.

- En outre, le balancier a été positionné à l'extrémité de l'aile et non plus à l'embase afin d'augmenter son efficacité. Ce choix découle principalement des raisons suivantes: tout d'abord, la vitesse étant plus grande à l'extrémité de l'aile, le moment créé sera plus important. D'autre

part, les tests précédents ayant montré la nécessité d'un couplage fort entre le bord d'attaque et le balancier, le couplage sera cette fois-ci réalisé par la présence de la membrane.

- La surface de la membrane a également été réduite pour, d'une part, augmenter les fréquences de résonances des ailes, et d'autre part, pour diminuer les forces de frottement aérodynamiques.
- Enfin, des amincissements ou "hinges" ont été ajoutés entre la veine interne et le bord d'attaque afin d'accroître localement la flexibilité de la structure et ainsi favoriser la torsion de l'aile (voir paragraphe *4.III.b.iii*). L'épaisseur de la veine est réduite de 60 % sur une longueur de 100µm.

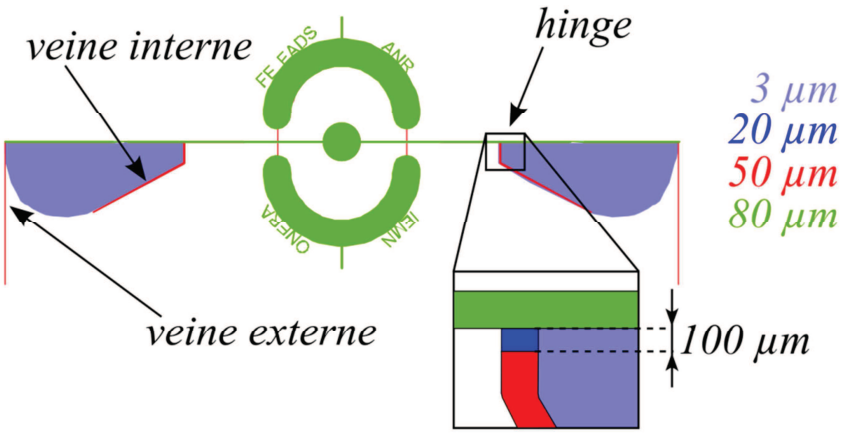


Figure 6.18: Modèle de troisième génération: l'insert présente l'amincissement présent entre le bord d'attaque et la veine interne

Après analyse des premiers résultats, on s'aperçoit que si ces améliorations apportées ont bien augmenté la fréquence de résonance des prototypes située dorénavant aux alentours de 110 Hz, en revanche l'amplitude en flexion n'a pas augmenté (figure 6.19). Bien que l'amortissement aérodynamique s'atténue avec la taille de la membrane (équation 2.1), les forces inertielles diminuent également du fait de la réduction de la masse (i.e. de la largeur) du bord d'attaque.

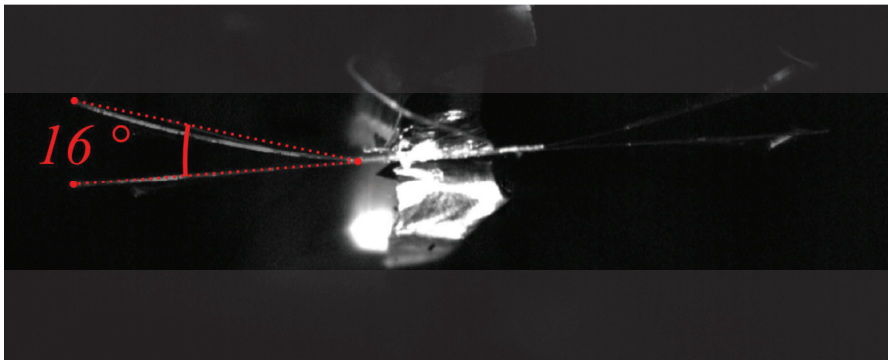


Figure 6.19: Superposition de deux images mettant en exergue une angle de flexion de 16° pour un prototype excité à une fréquence de 112 Hz par un courant de 786 mA

Afin d'augmenter le débattement en flexion, une dernière génération de prototypes a donc été testée au cours de ces travaux. Cette fois-ci une autre voie possible pour résoudre cette problématique consiste à travailler sur la membrane. En effet, il a été noté, durant ces expérimentations, que celle-ci pouvait

exercer une raideur sur le bord d'attaque l'empêchant de se déformer suffisamment, alors que ce dernier, libéré de la membrane, se déforme de façon importante avec des grands débattements (voir figure 6.7). Des évidemments ont donc été réalisés sur la membrane de ce prototype afin qu'elle ne soit solidaire du bord d'attaque que ponctuellement (voir figure 6.20) comme cela est suggéré au paragraphe *4.III.b.ii*.

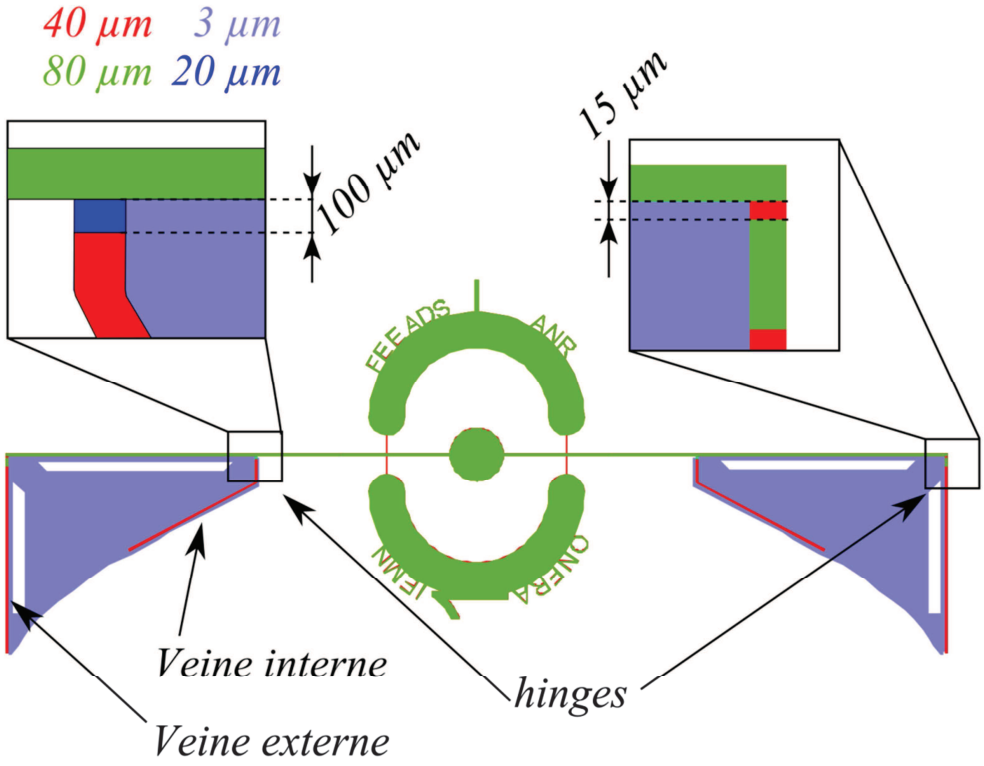


Figure 6.20: Prototype de troisième génération amélioré: la surface des ailes a été augmentée pour avoir une fréquence de résonance proche des 70 Hz et il y a eu l'ajout d'un second "hinge" sur la veine externe

De plus, un second "hinge" a été fait sur la veine externe afin de rendre le mouvement de torsion des ailes dissymétrique à l'instar de celui des ailes d'insectes, comme cela est décrit au paragraphe *4.III.b.iii.* Suite à ces modifications, la fréquence de résonance de ces nouveaux prototypes est de 74 Hz, ce qui reste dans la gamme désirée. Les premiers tests montrent que l'amplitude du mouvement de flexion demeure assez faible, de l'ordre de 13°. Par ailleurs, nous observons (figure 6.21) sur ces nouveaux prototypes, une rotation permettant de se rapprocher de la cinématique voulue puisqu'à t = 2 ms, on remarque que l'angle d'attaque de l'aile est inférieur à 90°. L'angle d'attaque est de 75°, il demeure supérieur à la gamme d'angles allant de 35 à 60° espérée [7].

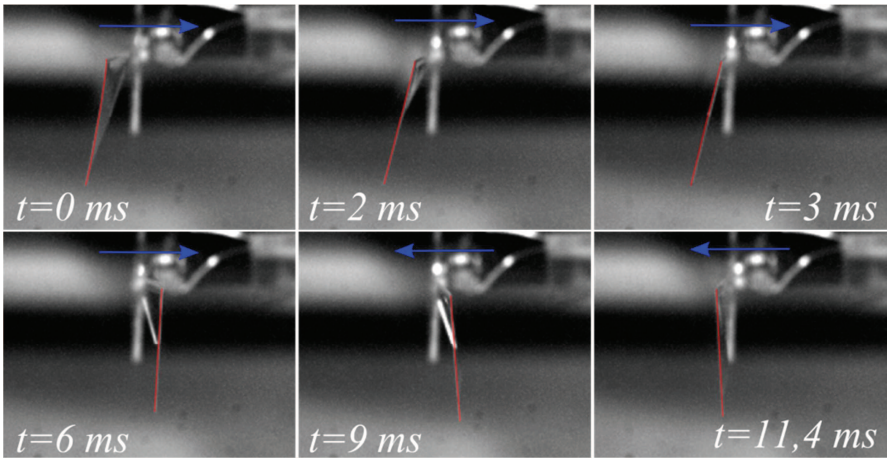


Figure 6.21: Chronophotographie mettant en avant la cinématique de l'aile vue de profil. La bobine est alimentée par un courant de 600 mA à une fréquence de 74 Hz. La flêche bleue indique la direction du mouvement et le trait rouge symbolise la veine externe

En conclusion, les différents changements effectuées ("hinges", géométrie de la membrane et dimensionnement des poutres) apportent une amélioration faible puisque l'amplitude de flexion des ailes avec la membrane reste faible comparée à celles sans membrane. Afin de répondre à ce problème, il a donc été décidé d'augmenter les forces inertielles pour contre-balancer l'amortissement de l'air.

IV. Vers une cinématique bio-inspirée

Afin d'augmenter l'angle de flexion et par la suite d'obtenir une cinématique appropriée, des masses sont ajoutées aux ailes. Dans ce but, des micro-aimants B1 et B2 d'une masse respective de 0,5 et 0,3 mg (tableau 6.1) ont alors été sélectionnés.

Tableau 6.1: Récapitulatif des différents aimants utilisés comme masses ajoutées

Dénomination	Composition	Rayon r_{ai} [µm]	Épaisseur e_{ai} [µm]	Masse volumique, ρ_{ai} [kg.m^{-3}]	Masse, m_{ai} [mg]	Champ rémanent B [T]
B1	SmCo-5	250	400	6300	0,5	N.C
B2	SmCo-5	200	300	6600	0,3	N.C

Ces masses sont disposées selon différentes configurations (figure 6.22). Dans un premier temps, seuls les aimants de type B1 sont employés dans le but d'accentuer l'angle de flexion. Cependant, nous verrons par la suite que la structure de l'aile ne permet pas à elle seule de créer une torsion de façon passive. Les configurations 2 et 3 seront donc utilisées dans un second temps afin de générer une cinématique plus proche de celle des insectes.

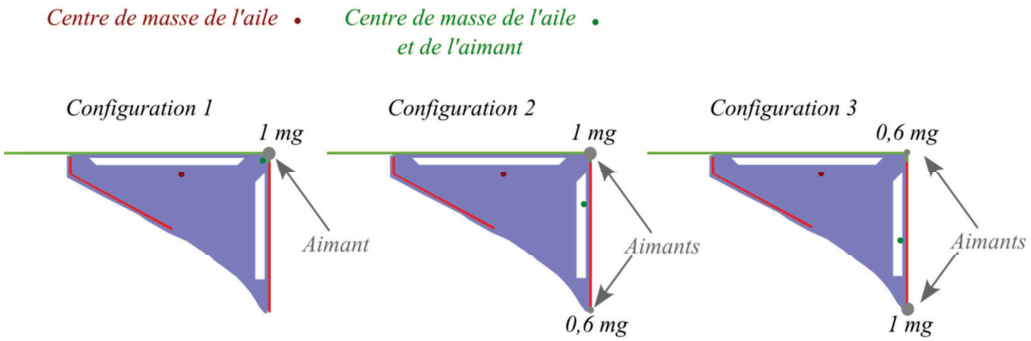


Figure 6.22: Vue des différentes configurations: dans la configuration 1 un seul couple d'aimants B1 est positionné sur le bord d'attaque. Dans la configuration 2, un couple d'aimant B1 est positionné sur le bord d'attaque et un couple d'aimants B2 sur le bord de fuite. Dans la configuration 3, un couple d'aimants B2 est positionné sur le bord d'attaque et un couple d'aimants B1 sur le bord de fuite

a. Configuration 1

Afin d'obtenir un angle de flexion plus important, un premier couple d'aimants B1 d'une masse de 1 mg au total est positionné à l'extrémité du bord d'attaque, ce qui a pour effet d'excentrer le centre de gravité de l'aide vers son extrémité (figure 6.23).

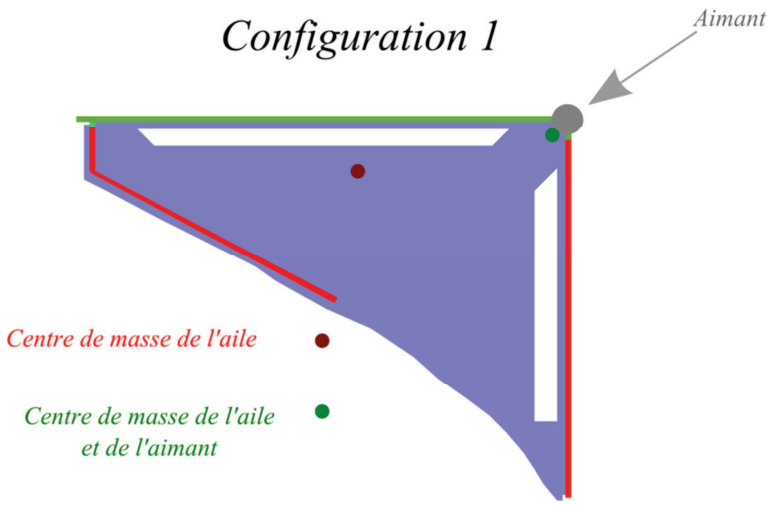


Figure 6.23: Vue du dessus de l'aile en configuration 1 permettant d'observer la position du premier couple d'aimants ainsi que la modification du centre de masse de l'aile

La fréquence propre du prototype en configuration 1 est à présent de 27,8 Hz du fait de l'importante masse ajoutée de 1 mg qui représente 500 % de la masse de l'aile. Les premiers tests affichent des résultats prometteurs, comme on peut le constater sur la figure 6.24 (a) puisque des angles de flexion de 51° sont mesurés pour un courant de 600 mA. De plus, les deux ailes ont des mouvements quasiment identiques, malgré le positionnement manuel des aimants (figure 6.24 (b)). De même, le mouvement des ailes est maintenant symétrique par rapport au plan médian.

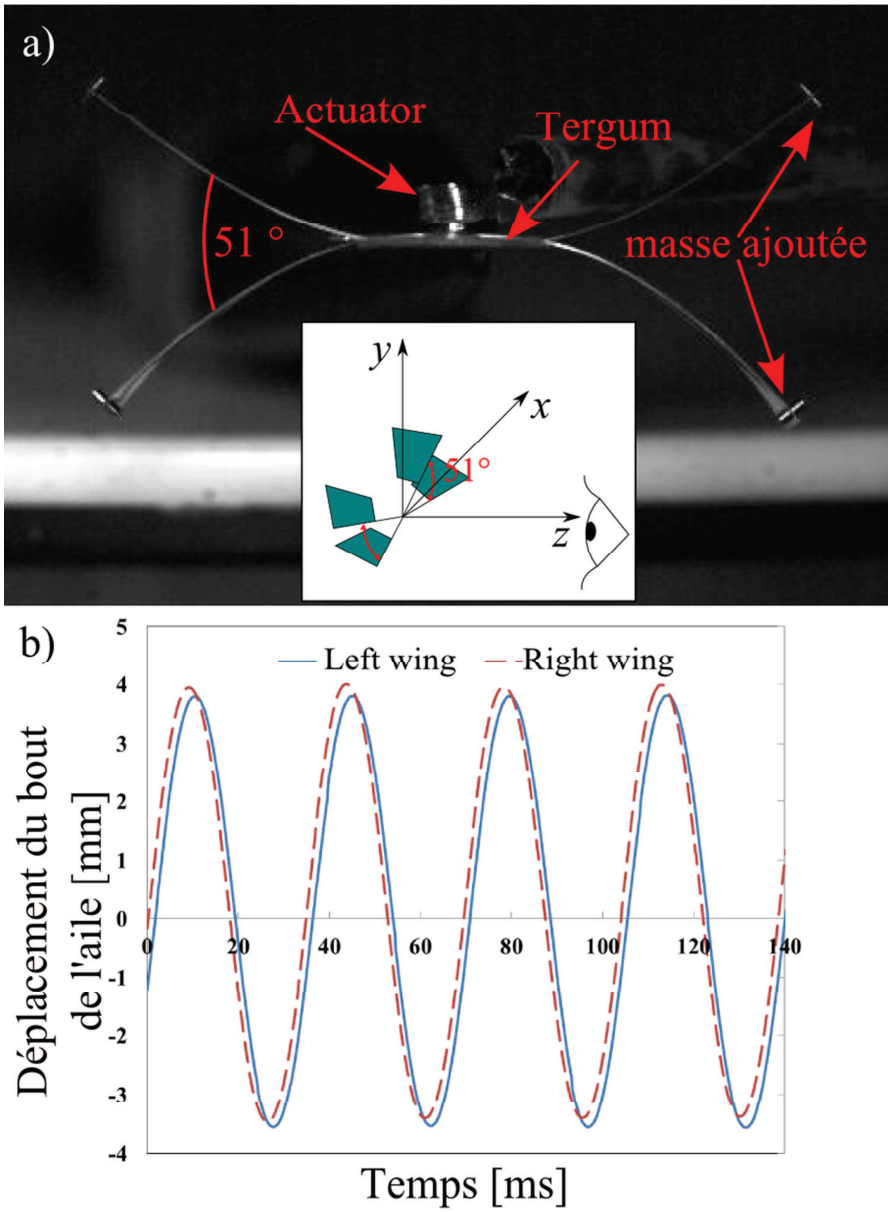


Figure 6.24: a) Superposition de 2 vues de face du prototype représentant l'angle de flexion de 51° pour un courant de 600 mA à 27,8 Hz. b) Graphique exposant la position verticale des extrémités des deux ailes en fonction du temps

En revanche, comme cela est souligné par la figure 6.25, l'angle d'attaque varie très peu dans le temps et reste proche de 90°, ce qui ne permet pas d'envisager un battement efficace de l'aile [7]. En effet, lorsque l'angle d'attaque est supérieur à 60°, la force aérodynamique générée par l'aile est quasi-exclusivement constituée de traînée, ce qui "freine" l'aile sans pour autant créer une force verticale, comme cela est mis en évidence à la figure 4.5 (page 100).

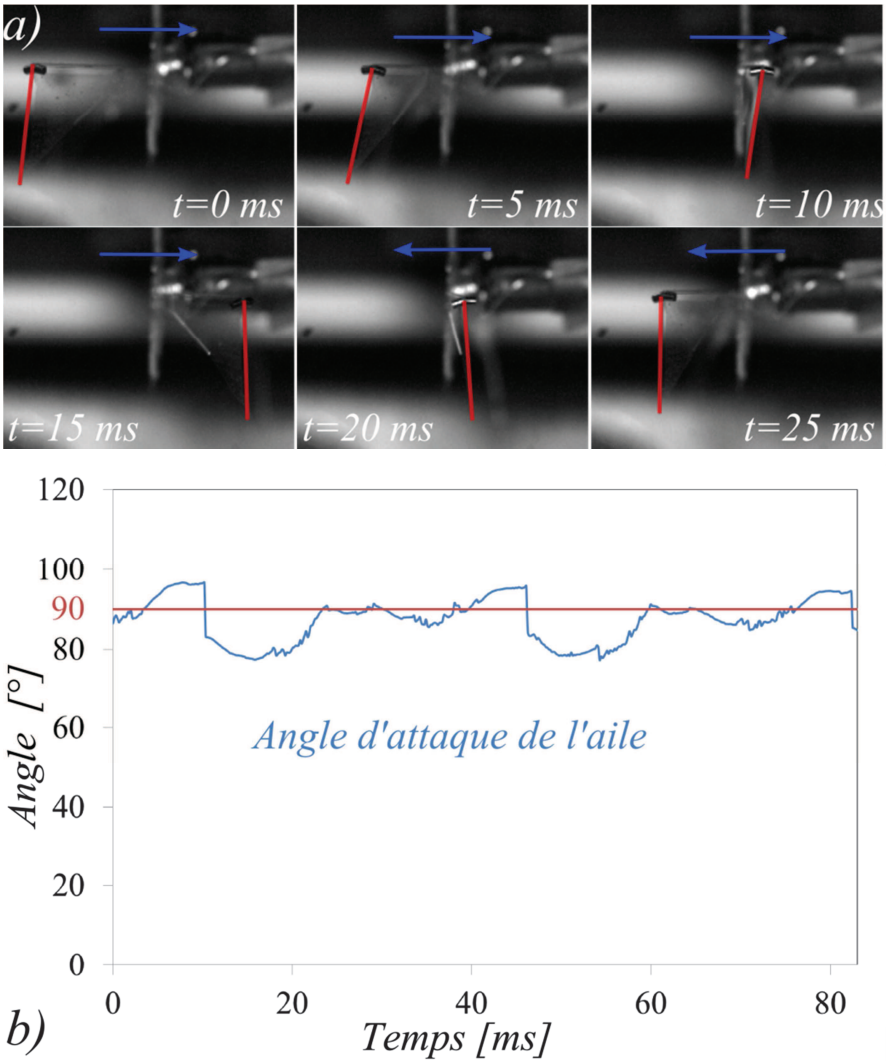


Figure 6.25: a) Vue de profil de la chronophotographie de l'aile d'un prototype avec des micro-aimants de type B1, la veine externe est surlignée en rouge et le sens du mouvement est indiqué par la flèche bleue. Le prototype est actionné par un courant de 600 mA à 27,8 Hz. b) Graphique représentant l'oscillation autour de 90° de l'angle d'attaque au cours du temps

Si l'on désire que l'aile produise passivement un angle d'attaque plus favorable, le centre de masse de l'aile doit donc être excentré du bord d'attaque afin de favoriser un déphasage plus important entre les bords d'attaque et de fuite.

b. Configuration 2 & 3

Dans ce sens, une seconde paire d'aimants de masse plus faible, est ajoutée sur chaque aile, ainsi les configurations 2 et 3 sont proposées :

- La configuration 2 consiste à mettre une paire d'aimants B1 sur le bord d'attaque et une paire d'aimants B2 sur le bord de fuite.

- La configuration 3 est l'inverse de la précédente, les aimants B2 étant positionnés sur le bord d'attaque et ceux B1 sur le bord de fuite.

Bien que ces deux configurations déplacent la position du centre de masses en direction du bord de fuite (figure 6.22), il est cependant plus bas dans la configuration 3. En outre, les masses des ailes étant plus importantes, les fréquences de résonance obtenues sont plus faibles que lors de l'ajout d'une seule paire d'aimants. Elles sont respectivement de 20,9 Hz et de 19,4 Hz pour les configurations 2 et 3.

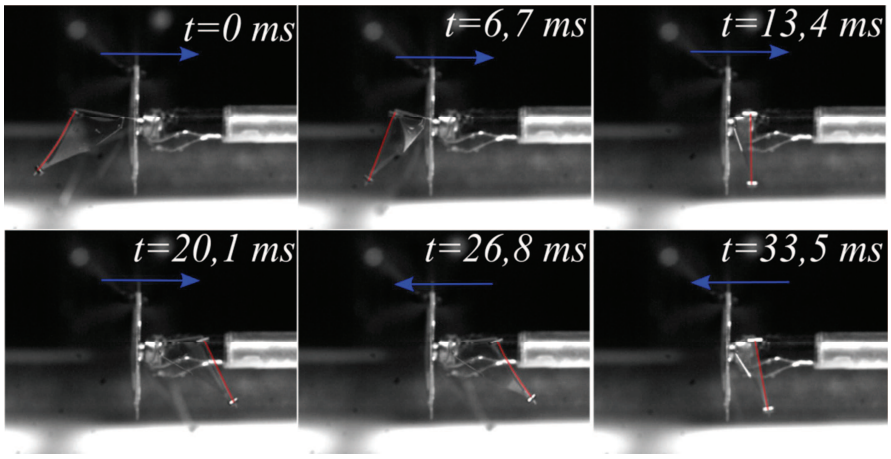


Figure 6.26: Chronophotographie du prototype en configuration 2: la veine extérieure de l'aile est surlignée en rouge et le sens du mouvement est indiqué par la flèche bleue. Le prototype est actionné par un courant de 400 mA à 20,9 Hz.

Comme on peut le voir en comparant les images à 0 et 26,8 ms (figure 6.26), le prototype en configuration 2 présente une amplitude de flexion de 40° comparable aux 51° obtenus précédemment (figure 6.24 (a)) dans la mesure où le courant injecté dans la bobine est de 400 mA contre 600 mA pour l'expérience précédente. Après analyse de la chronophotographie (figure 6.26), on peut noter que l'angle d'attaque mesuré est cependant plus faible que dans le cas précédent. Pour illustrer ce point, on utilise une représentation symbolique de la veine extérieure de l'aile à l'aide d'un trait vertical et du bout du bord d'attaque par un point (figure 6.27 (a)). Cette figure nous permet de constater que sur une demi-période d'un battement de l'aile, l'angle d'attaque est inférieur à 90° et va générer une portance vers le haut. Ensuite, durant la seconde moitié de ce battement, l'angle d'attaque devient supérieur à 90° générant une portance vers le bas compensant ainsi la portance générée lors de la première moitié du battement.

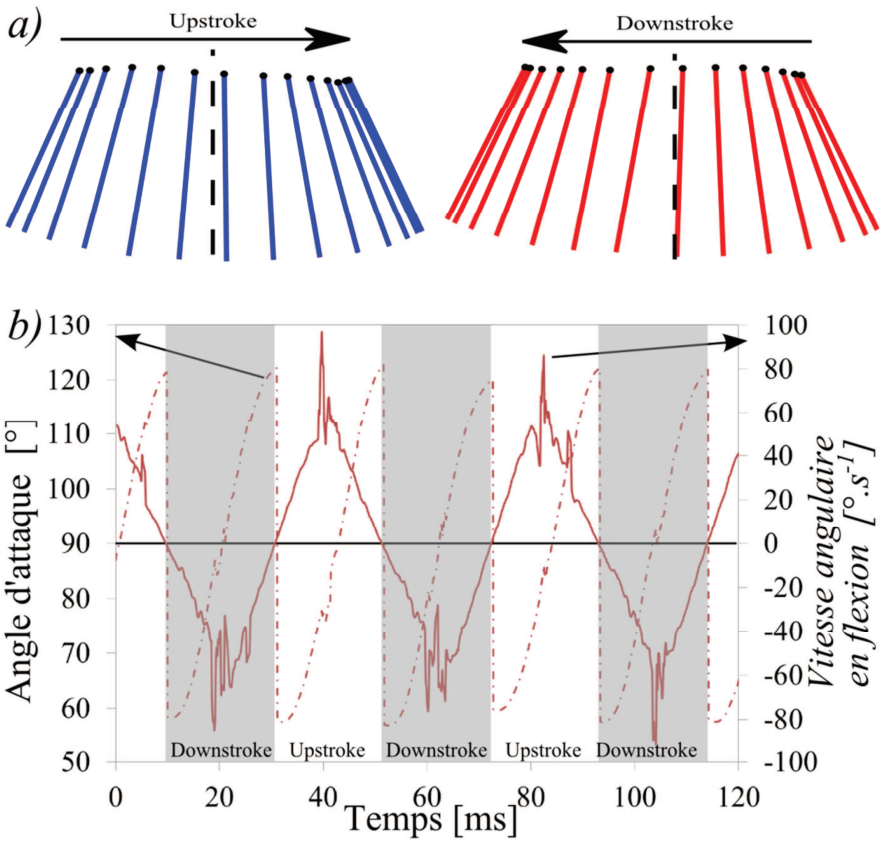


Figure 6.27: Représentation du mouvement de l'aile: (a) vue de côté avec une période d'échantillonnage de 1,7 ms. La veine extérieure de l'aile est représentée par un trait vertical et le bord d'attaque par un point noir. (b) Graphique de l'angle d'attaque (trait pointillé) et de la vitesse angulaire en flexion (trait plein) de l'aile en configuration 2 en fonction du temps pour un courant de 400 mA à 20,9 Hz

Ce mouvement peut également être analysé à partir de la figure 6.27 (b) où l'angle de battement (trait rouge continu) et l'angle d'attaque (trait rouge pointillé) sont représentés en fonction du temps. Nous remarquons sur cette figure que l'angle d'attaque est parfaitement symétrique, passant lors de chaque battement d'un angle de 60° à 120° et présentant à mi-battement un angle de 90°. Cependant, cette cinématique n'est pas efficace dans la mesure où l'angle d'attaque est de 90 ° lorsque la vitesse angulaire de l'aile est maximale.

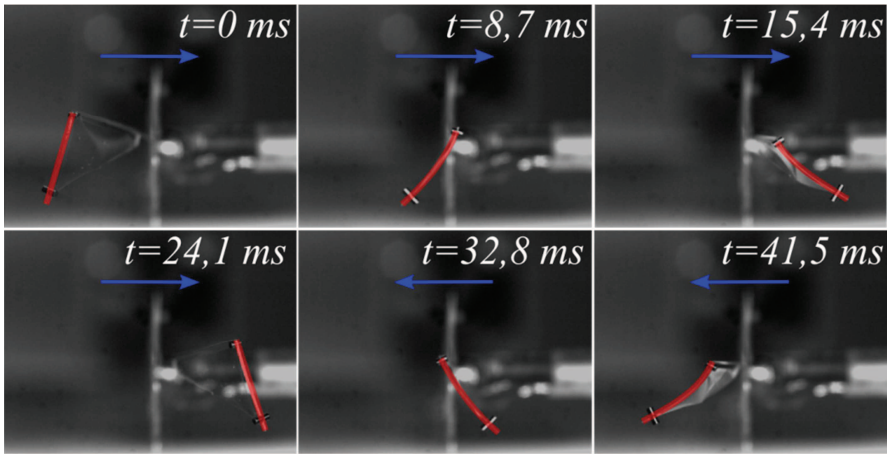


Figure 6.28: Chronophotographie du prototype en configuration 3. La veine extérieure de l'aile est surlignée en rouge et le sens du mouvement est indiqué par la flèche bleue. Le prototype est actionné par un courant de 400 mA à 19,4 Hz.

Afin de diminuer l'angle d'attaque de l'aile (i.e. le déphasage entre les bords d'attaque et de fuite), les paires d'aimants sont donc inversées dans la configuration 3 (figure 6.22). Dans cette configuration une flexion de 48° est mesurée à la fréquence de résonance est de 19,4 Hz, pour un courant de 400 mA (figure 6.28), ce qui est du même ordre de grandeur que pour les configurations 1 (51°) et 2 (40°). La cinématique obtenue (figure 6.29) est en revanche bien différente de la précédente. Le point positif de cette configuration est que l'angle d'attaque minimal atteint (55°) est plus faible que précédemment ce qui est favorable à la production de portance.

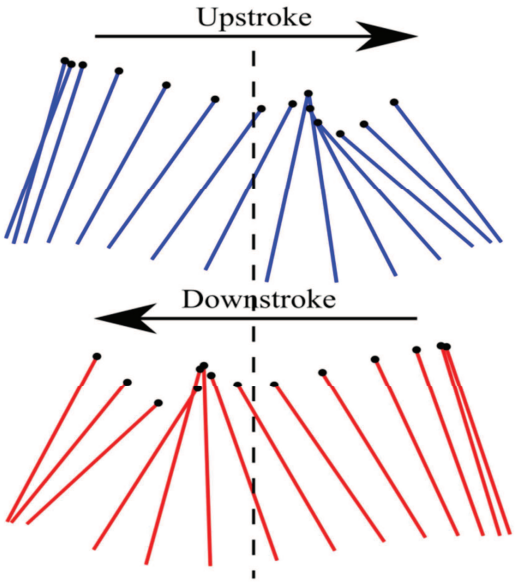


Figure 6.29: Représentation du mouvement de l'aile (configuration 3) vue de côté avec une période d'échantillonnage de 1,7 ms. La veine extérieure de l'aile est représentée par un trait vertical et le bord d'attaque par un point noir.

On constate que la forme des vitesses angulaires et de l'angle d'attaque du prototype en configuration 3 sont proches des vitesses "idéales" (figure 6.30 (a) et (b)). Toutefois, la membrane se retourne au cours

du battement (figure 6.29) induisant d'une part, une annulation de la vitesse angulaire de l'aile lors de chaque cycle (figure 6.30 (a)) et produisant d'autre part, un angle d'attaque supérieur à 90° assez préjudiciable à la génération de portance (figure 6.30 (b)).

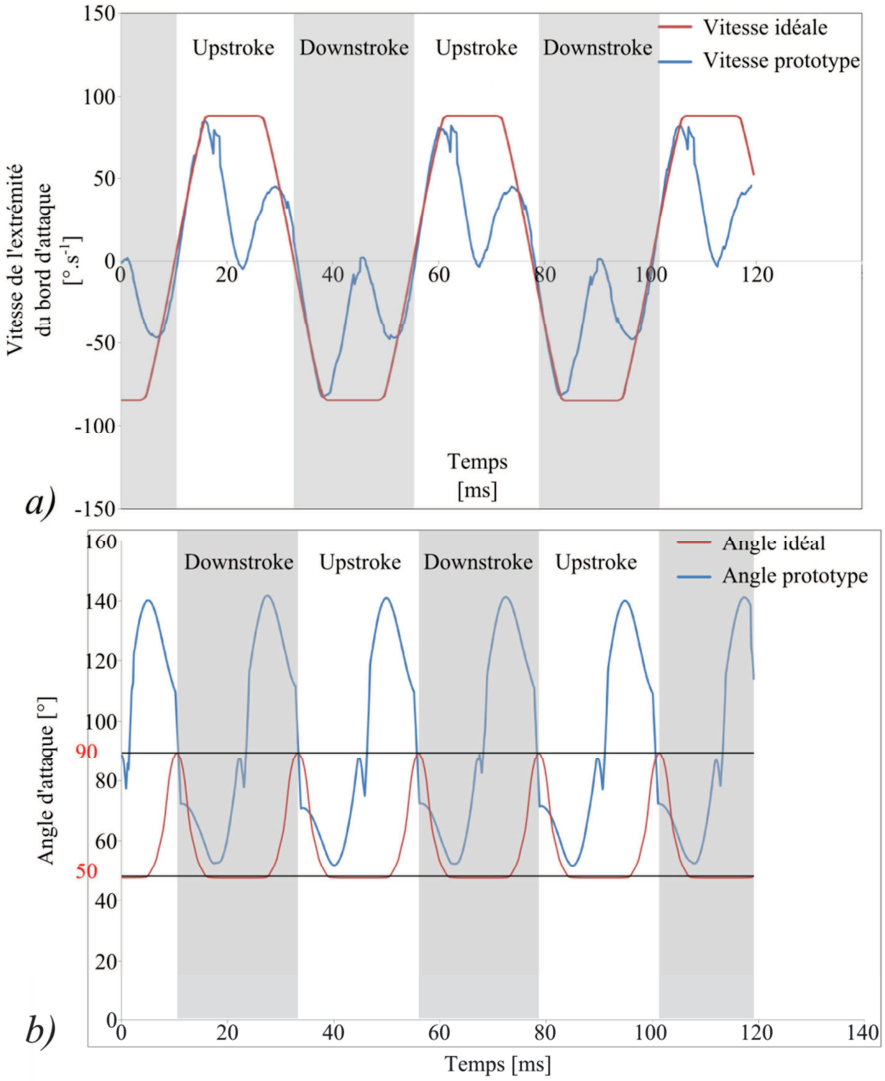


Figure 6.30: (a) Comparaison entre les vitesses angulaires du prototype en configuration 3 (figure 6.22) mesurées expérimentalement et la vitesse angulaire idéale adaptée de [54]. (b) Comparaison entre les angles d'attaque du prototype en configuration 3 (figure 6.22) obtenus expérimentalement et l'angle d'attaque idéal adapté de [54]

Pour résumer, différents prototypes ont été testés au cours de ces travaux et leurs performances ont été nettement améliorées. Ces améliorations portent aussi bien sur la flexion puisque les prototypes présentent des battements allant jusqu'à 55° que du point de vue de la torsion de l'aile. Afin de tendre vers une cinématique "idéale" d'autres tests doivent être réalisés.

Comme nous avons pu l'observer lors de derniers essais (paragraphe *6.II.d*), les masses ajoutées apportent une contribution essentielle, mais elles réduisent drastiquement la fréquence de résonance.

Aussi, il est proscrit d'augmenter encore ces masses, néanmoins des tests avec des masses plus légères et réparties différemment apporteraient sans conteste des résultats prometteurs aussi bien sur la cinématique que sur la fréquence de résonance.

c. Mesures directes de portance

Pour rappel, les phénomènes aérodynamiques sont très complexes à quantifier et comme cela a été exposé plus tôt (paragraphe *4.I.a.ii*), les modèles prédictifs ne sont pas encore opérationnels. C'est la raison pour laquelle seules des mesures de poids peuvent être effectuées afin de quantifier la qualité de la cinématique présentée au paragraphe précédent. Dans ce but, le prototype est positionné sur la balance décrite au paragraphe *6.I.b*. Cette dernière sert à mesurer avec une fréquence d'échantillonnage de 10 kHz le poids perdu par la structure quand les ailes sont mises en mouvement. La cinématique obtenue lors de l'acquisition des mesures est filmée à l'aide de la caméra Phantom V.7.2 (figure 6.31) permettant ainsi de mettre en relation la cinématique et la création de portance.

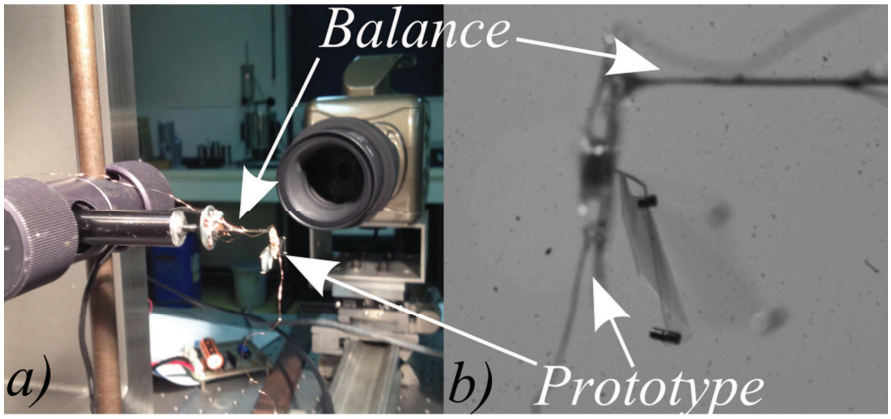


Figure 6.31: Montage expérimental aboutissant à la mesure de la portance: a) vue générale du banc, b) image issue d'un film réalisé durant les mesures

Le prototype testé est un prototype de troisième génération en configuration 3 (figure 6.22) dont la cinématique décrite plus haut (figure 6.29) est prometteuse. Les résultats obtenus le sont tout autant, comme en atteste la figure 6.32. On observe en effet sur cette figure les forces de portance mesurées pour différentes fréquences d'actionnement. A la fréquence de 17,1 Hz, la force de portance moyenne est de 74 µN ce qui correspond à 29 % de la masse du prototype (22 mg). Lorsque le test est réalisé à la fréquence de résonance du prototype (19,4 Hz), une portance moyenne de 169 µN est mesurée, ce qui correspond à 75 % de la masse totale du prototype, et démontre tout l'intérêt de travailler à la résonance des ailes.

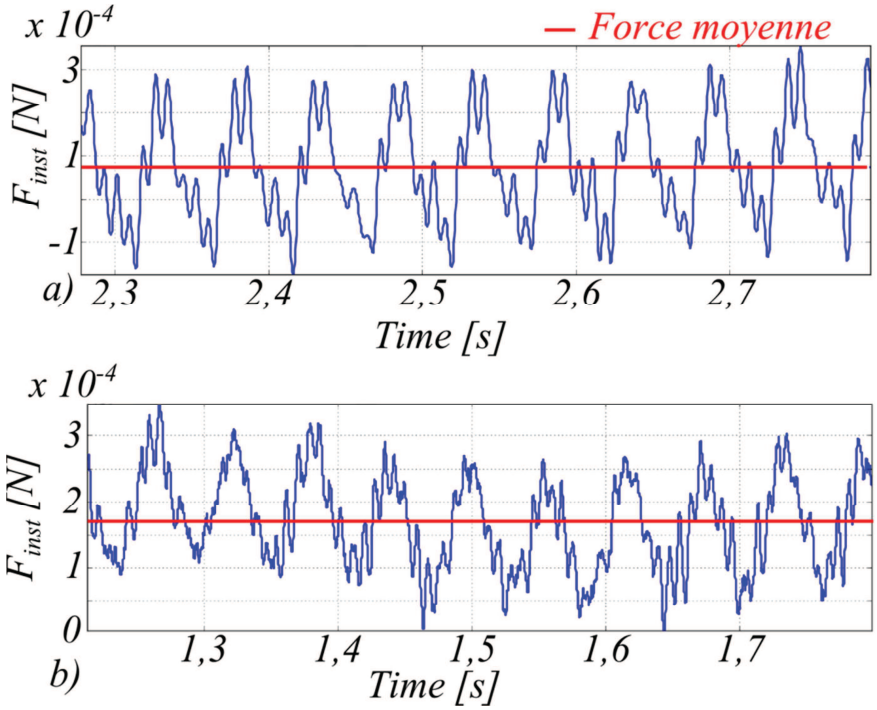


Figure 6.32: Mesure de la force verticale instantanée générée par le prototype (trait bleu) et la force moyenne (trait rouge): a) pour une fréquence d'actionnement de 17,1 Hz on obtient une force moyenne de 74 µN; b) pour une fréquence d'actionnement de 19,4 Hz, on obtient une force moyenne de 169 µN

Conclusion

Les NAVs à ailes vibrantes nécessitent des outils particuliers afin de quantifier leurs performances, c'est pourquoi dans ce chapitre nous avons présenté dans un premier temps, les différents outils qui ont été utilisés ou mis au point afin de concevoir une chaîne de mesure répondant aux besoins spécifiques de ce projet. Dans un second temps, nous avons montré que nous étions capables aujourd'hui de réaliser des prototypes (voir chapitre *5*) et de quantifier expérimentalement leurs performances, notamment au travers de la mesure dynamique de leurs poids permettant ainsi de connaître la portance générée.

De plus, les essais menés sur différents prototypes, grâce à ce banc expérimental, nous ont également permis de valider les concepts de torsion passive et d'amplification. Enfin, les prototypes de troisième génération ont mis en évidence une cinématique prometteuse, puisqu'une portance de 169 µN correspondant à 75% du poids du prototype (220 µN) a pu être obtenue.

Conclusion générale

Aujourd'hui les MAVs sont devenus une réalité, et de nombreux verrous technologiques ont été résolus de sorte qu'ils prennent de plus en plus de place sur le théâtre opérationnel aussi bien dans le domaine militaire, pour des missions de reconnaissance, que dans le domaine civil. Pour leur part, les NAVs n'ont en revanche pas atteint encore une maturité similaire notamment en raison du facteur d'échelle. En outre, lorsque l'on cherche à réaliser un NAV à ailes vibrantes, les défis à relever sont d'autant plus grands qu'il n'existe à l'heure actuelle aucun nanodispositif autonome de la taille d'un insecte utilisant ce moyen de locomotion. En effet, il est difficile à cette échelle de développer des systèmes possédant une efficacité énergétique suffisante et capable de "battre" des ailes aussi efficacement que les insectes.

Dans le but de répondre à cette problématique, le projet d'Objet Volant Mimant l'Insecte (OVMI) propose de concevoir des prototypes à l'aide des technologies MEMS mettant en œuvre des concepts originaux tels que la torsion passive ou le phénomène de résonance. Comme nous avons pu le constater au cours de cette thèse, la réussite d'un tel projet nécessite avant tout l'analyse et l'optimisation des différents composants de la chaîne de puissance, c'est-à-dire de l'actionneur, de la transmission et des ailes.

Pour cette étude, nous nous sommes très rapidement orientés (voir chapitre *2*) vers un actionnement électromagnétique linéaire. Tout d'abord car il présente une grande simplicité de fabrication et d'intégration, mais également en raison des caractéristiques de déplacement et de force adaptées à notre prototype. Afin de faciliter l'analyse et l'optimisation, un modèle énergétique de l'actionneur a été élaboré. Les résultats de simulation étant en accord avec les expériences, ce modèle peut être exploité pour d'autres types de configuration.

Sachant qu'il est primordial de transmettre le plus efficacement possible la puissance générée par l'actionneur aux ailes, la transmission (voir chapitre *3*) a représenté également une part importante de ce travail. Nous nous sommes donc intéressés dans un premier temps à une liaison héritée de travaux antérieurs de *T. Dargent* [70]. Après optimisation, il s'avère cependant que les chocs internes à la structure ainsi que son caractère hypostatique restent des facteurs limitants. Par conséquent, une liaison souple a été conçue, modélisée et fabriquée dans un second temps. Ce nouveau type de liaison a permis non seulement d'accroître le débattement angulaire des ailes, mais aussi de grandement faciliter la fabrication et l'assemblage des prototypes.

Concernant le dernier élément de cette chaîne de puissance (et non des moindres), c'est-à-dire les ailes, l'étude du mécanisme du vol des insectes nous a aidé à identifier deux aspects essentiels de leur mode de locomotion: les propriétés mécaniques de ces ailes ainsi que leurs cinématiques. Ainsi, des analyses des propriétés mécaniques des ailes d'insectes ont montré une répartition anisotropique de la raideur favorisant la torsion des ailes. Dans la littérature, des études plus fines de leurs mouvements ont été effectuées au travers de nombreuses modélisations et de travaux expérimentaux afin de comprendre et

finalement aider au dimensionnement de NAVs à ailes battantes. Si ces recherches n'ont pas identifié à ce jour les paramètres clé de la géométrie des ailes d'insectes, elles ont toutefois servi à démontrer que les performances de ces insectes naissent du couplage entre des matériaux souples et légers et d'une cinématique singulière. Fort de cet enseignement, nous nous sommes concentrés sur le choix de matériaux, utilisés pour les technologies MEMS, proches de ceux des ailes d'insectes. Dans ce cadre, nous avons sélectionné la résine SU-8 qui possède des propriétés mécaniques la rendant capable d'émuler la structure, i.e. les veines des ailes d'insectes. Pour la membrane *a priori* plus souple que les veines, un second matériau a été identifié: le PDMS. Au-delà des matériaux adéquats, des améliorations structurelles ont été imaginées et incorporées aux prototypes.

Suite à ces analyses, différents procédés de fabrication et d'intégration des matériaux ont été développés afin de mener à bien la réalisation d'un OVMI. Les procédés de fabrication et les différentes étapes d'élaboration de prototypes en SU-8 sont aujourd'hui parfaitement maîtrisés. De plus, les travaux portant sur l'intégration du PDMS ont débouché sur des résultats prometteurs, puisque des ailes aux propriétés mécaniques similaires à celles des insectes ont pu être fabriquées, donnant lieu à plusieurs publications [10,11].

Une fois ces procédés maîtrisés, des outils ont été spécialement mis en place afin de concevoir une chaîne de mesure répondant aux besoins spécifiques de ce projet. Il s'agissait entre autres d'être capable de quantifier la portance générée par les prototypes et de corréler ces mesures en fonction des cinématiques. Les tests effectués ont servi non seulement à valider les concepts de torsion passive et d'amplification, mais aussi à proposer les modifications nécessaires à la production d'une cinématique proche de celles des ailes d'insectes: des prototypes réalisés complètement en SU-8 ont permis de générer une portance correspondant à 75 % du poids du prototype (220 µN).

Même si les prototypes intégrant du PDMS et de la SU-8 n'ont pas donné par la suite de résultats aussi concluants du point de vue de l'amplitude de battement ni de celui de la cinématique, ces résultats pourront être améliorés à l'avenir si l'on est capable de produire des membranes très fines de PDMS, comme cela a été démontré grâce à la méthode de photosensibilisation du PDMS.

Pour atteindre dorénavant l'objectif à court terme fixé dans le cadre du projet OVMI, c'est-à-dire d'avoir un nanodispositif capable de décoller, les pistes suivantes sont en cours d'exploitation:

En premier lieu, il convient d'accroître la puissance par unité de masse fournie par l'actionneur. Nous envisageons ici, soit de réduire la masse des aimants, soit d'utiliser deux aimants au lieu d'un ou encore de jouer sur la souplesse du tergum à l'aide de "hinges" sur lesquels repose l'actionneur. L'intérêt d'avoir deux aimants serait de pouvoir les commander indépendamment.

En parallèle, il est envisagé d'améliorer la cinématique et en particulier la torsion des ailes en décentrant soit l'aimant, soit les ailes de l'axe de flexion. Enfin, il est prévu de travailler avec des ailes plus longues en prenant soin de jouer sur leur rigidité et leur masse de sorte que leur fréquence de résonance ne

diminue pas même si cela risque d'augmenter quelque part un peu le poids des ailes. Toutefois, leur surface et par conséquent la portance générée devraient croître encore plus rapidement.

À court terme les perspectives sont d'une part, de travailler sur les lois de commande et la régulation de la portance afin de contrôler plus finement le vol du drone, et d'autre part, de concevoir et d'intégrer les fonctionnalités électroniques nécessaires pour un contrôle à distance.

Pour finir, ces travaux nous ont permis de réaliser un Objet Volant Mimant l'Insecte à l'aide des technologies MEMS capable de créer une force de portance. Les progrès requis il y a quelques années pour que le prototype vole correspondaient à un fossé tandis qu'il ne représente aujourd'hui plus qu'une simple marche. Rappelons en outre que cette étude a également contribué à la compréhension du vol battu ainsi qu'à celle des grandes déformations pour une utilisation dans des microsystèmes en particulier dans les domaines de la microfluidique et de l'électronique flexible, qui sont des champs de recherche très prometteurs d'un point de vue scientifique.

Bibliographie

[1] ONERA 2010 *Report, "Transport aérien 2050 - Des recherches pour préparer l'avenir"* (http://www.onera.fr/sites/default/files/Departements-scientifiques/DPRA/brochure-ats2050.pdf)

[2] Ennos A R 1989 Inertial and aerodynamic torques on the wings of Diptera in flight *J. Exp. Biol.* **142** 87–95

[3] Norberg R 1972 The pterostigma of insect wings an inertial regulator of wing pitch *J. Comp. Physiol.* **81** 9–22

[4] Dudley R 2002 *The biomechanics of insect flight: form, function, evolution* (Princeton Univ Press)

[5] Ellington C P 1984 The Aerodynamics of Hovering Insect Flight. III. Kinematics *Philos. Trans. R. Soc. B Biol. Sci.* **305** 41–78

[6] Vance J 2009 *Experimental and natural variation in hovering flight capacity in bees, Hymenoptera: Apidae* (University of Nevada, Las Vegas)

[7] Dickinson M H 1999 Wing Rotation and the Aerodynamic Basis of Insect Flight *Science (80-.).* **284** 1954–60

[8] Combes S 2003 Into thin air: contributions of aerodynamic and inertial-elastic forces to wing bending in the hawkmoth Manduca sexta *J. Exp. Biol.* **206** 2999–3006

[9] Bontemps A, Vanneste T, Paquet J-B, Dietsch T, Grondel S and Cattan E 2013 Design and performance of an insect-inspired nano air vehicle *Smart Mater. Struct.* **22** 014008

[10] Bao X Q, Vanneste T, Bontemps A, Grondel S, Paquet J B and Cattan E 2011 Microfabrication of bio-inspired SU-8 wings and initial analyses of their aeroelastic behaviours for microrobotic insects *2011 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics* (Phuket, Thailand: Ieee) pp 1487–94

[11] Bao X Q, Bontemps A, Grondel S and Cattan E 2011 Design and fabrication of insect-inspired composite wings for MAV application using MEMS technology *J. Micromechanics Microengineering* **21** 125020

[12] Huber A 2001 *Report, "Death by a Thousand Cuts: Micro-Air Vehicles (MAV) in the Service of Air Force Missions"* (Maxwell Air Force Base, Alabama)

[13] Davis W 2007 *Report, "Nano Air Vehicles: A Technology Forecast, Report"* (Blue Horizons Paper)

[14] Lentink D and Dickinson M H 2009 Biofluiddynamic scaling of flapping, spinning and translating fins and wings. *J. Exp. Biol.* **212** 2691–704

[15] Grasmeyer J and Keennon M 2001 Development of the black widow micro air vehicle. *39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit* (Reno, NV, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics) pp 1–9

[16] Zufferey J and Klaptocz A 2006 A 10-gram microflyer for vision-based indoor navigation *2006 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems* vol 1 (Beijing, China: IEEE) pp 3267–72

[17] Newman D and Wootton R J 1986 An approach to the mechanics of pleating in dragonfly wings *J. Exp. Biol.* **125** 361

[18] Ellington C 1991 Limitations on animal flight performance *J. Exp. Biol.* **91** 71–91

[19] Dudley R and Ellington C P 1990 Mechanics of forward flight in bumblebees: II. Quasi-steady lift and power requirements *J. Exp. Biol.* **148** 53

[20] Groen M, Bruggeman B and Remes B 2010 Improving flight performance of the flapping wing MAV DelFly II *International Micro Air Vehicle conference and competitions (IMAV 2010)* (Braunschweig, Germany)

[21] De Croon G C H E, Groen M a, De Wagter C, Remes B, Ruijsink R and van Oudheusden B W 2012 Design, aerodynamics and autonomy of the DelFly. *Bioinspir. Biomim.* **7** 025003

[22] Keennon M 2012 Tailless Flapping Wing Propulsion and Control Development for the Nano Hummingbird Micro Air Vehicle *American Helicopter Society International Future Vertical Lift Aircraft Design Conference* (San fransisco, CA: American Helicopter Society International)

[23] Kroo I, Prinz F, Shantz M, Kunz P and Fay G 2000 *Report: "The Mesicopter: A miniature rotorcraft concept–phase ii interim report"*

[24] Miki N and Shimoyama I 1999 Magnetic rotational micro-wings applicable to microrobots *Proc. 1999 IEEE/RSJ Int. Conf. Intell. Robot. Syst. Hum. Environ. Friendly Robot. with High Intell. Emot. Quotients (Cat. No.99CH36289)* **2** 721–6

[25] Chabak K 2008 *PhD Thesis: "Conceptual Study of Rotary-Wing Microrobotics"* (Air Force Institute)

[26] Arai K and Sugawara W 1995 Fabrication of small flying machines using magnetic thin films *Trans. Magn. IEEE ...* **31** 3758–60

[27] Coleman N 2009 *PhD thesis: "Micro-Scale Flapping Wings for the Advancement of Flying MEMS"* (Air Force Institute of Technology)

[28] Wood R J and others 2004 *PhD Thesis: "Composite microstructures, microactuators and sensors for biologically inspired micro air vehicles"* (University of California at Berkeley)

[29] Wood R J 2007 Liftoff of a 60mg flapping-wing MAV *2007 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems* (San Diego, CA) pp 1889–94

[30] Wood R J, Avadhanula S, Sahai R, Steltz E and Fearing R S 2008 Microrobot Design Using Fiber Reinforced Composites *J. Mech. Des.* **130** 052304

[31] Sahai R, Galloway K and Wood R J 2013 Elastic Element Integration for Improved Flapping-Wing Micro Air Vehicle Performance *Trans. Robot.* **29** 32–41

[32] Tanaka H and Wood R J 2010 Fabrication of corrugated artificial insect wings using laser micromachined molds *J. Micromechanics Microengineering* **20** 075008

[33] Tanaka H, Whitney J and Wood R J 2011 Effect of flexural and torsional wing flexibility on lift generation in hoverfly flight *Integr. Comp. Biol.* **51** 142–50

[34] Wood R, Steltz E and Fearing R 2005 Nonlinear performance limits for high energy density piezoelectric bending actuators *Proceedings of the 2005 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA 2005)* (Barcelona, Spain: IEEE) pp 3633–40

[35] Karpelson M and Wood R J 2008 A review of actuation and power electronics options for flapping-wing robotic insects *Proceedings of the 2008 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA 2008)* (IEEE) pp 779–86

[36] Karpelson M, Wei G-Y and Wood R J 2012 Driving high voltage piezoelectric actuators in microrobotic applications *Sensors Actuators A Phys.* **176** 78–89

[37] Ma K Y, Chirarattananon P, Fuller S B and Wood R J 2013 Controlled Flight of a Biologically Inspired, Insect-Scale Robot *Science (80-.).* **340** 603–7

[38] Harvard School of Engineering and Applied Sciences http://micro.seas.harvard.edu/

[39] Sato H, Peeri Y, Baghoomian E, Berry C and Maharbiz M 2009 Radio-controlled cyborg beetles: a radio-frequency system for insect neural flight control *Micro Electro Mechanical Systems, 2009. MEMS 2009. IEEE 22nd International Conference on* (Sorrento, Italie: IEEE) pp 216–9

[40] Fry S N, Sayaman R and Dickinson M H 2005 The aerodynamics of hovering flight in Drosophila. *J. Exp. Biol.* **208** 2303–18

[41] Ellington C P 1984 The Aerodynamics of Hovering Insect Flight. VI. Lift and Power Requirements *Philos. Trans. R. Soc. B Biol. Sci.* **305** 145–81

[42] Weis-Fogh T 1973 Quick estimates of flight fitness in hovering animals, including novel mechanisms for lift production *J. Exp. Biol.* **59** 169–230

[43] Bolsman, Caspar T, B. Palsson, H.F.L. Goosen, R.H. Munnig Schmidt F V K 2007 The Use of Resonant Structures for Miniaturizing FMAVs *International Micro Air Vehicle conference and competitions (IMAV 2007)* (Toulouse, France) pp 17–21

[44] Young J, Walker S M, Bomphrey R J, Taylor G K and Thomas A L R 2009 Details of insect wing design and deformation enhance aerodynamic function and flight efficiency. *Science* **325** 1549–52

[45] Van den Berg C and Ellington C P 1997 The vortex wake of a “hovering” model hawkmoth *Philos. Trans. R. Soc. B Biol. Sci.* **352** 317–28

[46] Dickinson M H and Gotz K G 1993 Unsteady aerodynamic performance of model wings at low Reynolds numbers *J. Exp. Biol.* **174** 45–64

[47] Bolsman C T, Goosen J F L and van Keulen F 2009 Design Overview of a Resonant Wing Actuation Mechanism for Application in Flapping Wing MAVs *Int. J. Micro Air Veh.* **1** 263–72

[48] Dargent T, Grondel S, Paquet J B, Cattan E and Soyer C 2008 Vibrating wing analysis with passive torsion for micro flying robot *Intelligent Robots and Systems, (IROS 2008))* (Nice, France) pp 451–7

[49] Tanaka H and Matsumoto K 2008 Design and performance of micromolded plastic butterfly wings on butterfly ornithopter *Intelligent Robots and Systems, (IROS 2008)* vol 1 (Nice, France) pp 3095–100

[50] Kamitani A, Morishita S, Kotaki H and Arscott S 2008 Miniaturized microDMFC using silicon microsystems techniques: performances at low fuel flow rates *J. Micromechanics Microengineering* **18** 125019

[51] Kamitani A, Morishita S, Kotaki H and Arscott S 2011 Microfabricated microfluidic fuel cells *Sensors Actuators B Chem.* **154** 174–80

[52] Doman D, Oppenheimer M and Sigthorsson D 2009 Dynamics and Control of a Minimally Actuated Biomimetic Vehicle: Part I - Aerodynamic Model *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference* (Chicago, IL, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics)

[53] Oppenheimer M, Doman D and Sigthorsson D 2009 Dynamics and Control of a Minimally Actuated Biomimetic Vehicle: Part II-Control *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference* (Chicago, IL, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics)

[54] Sane S P and Dickinson M H 2001 The control of flight force by a flapping wing: lift and drag production. *J. Exp. Biol.* **204** 2607–26

[55] Bolender M 2009 Rigid Multi-Body Equations-of-Motion for Flapping Wing MAVs Using Kane's Equations *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference* (Chicago, IL, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics)

[56] Pérez-Arancibia N O, Ma K Y, Galloway K C, Greenberg J D and Wood R J 2011 First controlled vertical flight of a biologically inspired microrobot. *Bioinspir. Biomim.* **6** 036009

[57] Tsai M, Liu Y and Fang W 2012 A Three-Axis CMOS-MEMS Accelerometer Structure With Vertically Integrated Fully Differential Sensing Electrodes *J. Microelectromechanical Syst.* **21** 1329–37

[58] Traechtler M, Link T, Dehnert J, Auber J, Nommensen P and Manoli Y 2007 Novel 3-Axis Gyroscope on a Single Chip using SOI-Technology *2007 IEEE Sensors* (Villingen-Schwenningen, Germany: IEEE) pp 124–7

[59] Bell D J, Lu T J, Fleck N a and Spearing S M 2005 MEMS actuators and sensors: observations on their performance and selection for purpose *J. Micromechanics Microengineering* **15** 153–64

[60] Baughman R H 2005 Materials science. Playing nature's game with artificial muscles. *Science* **308** 63–5

[61] Park H C, Kim K J, Lee S K and Chah Y J 2004 Electromechanical flapping produced by ionic polymer-metal composites ed Y Bar-Cohen *Proc. SPIE* **5385** 242–8

[62] Lee S, Park H, Pandita S and Yoo Y 2006 Performance improvement of IPMC (ionic polymer metal composites) for a flapping actuator *Int. J. Control. Autom. Sytems* **4** 748–55

[63] Khaldi A, Plesse C, Soyer C, Cattan E, Vidal F, Legrand C and Teyssié D 2011 Conducting interpenetrating polymer network sized to fabricate microactuators *Appl. Phys. Lett.* **98** 164101

[64] Khaldi A 2012 *PhD Thesis: "Intégration d'actionneurs à base de polymères conducteurs électroniques pour des applications aux microsystèmes"* (Université de Valenciennes et du Hainaut-Cambrésis)

[65] Plesse C, Khaldi a, Wang Q, Cattan E, Teyssié D, Chevrot C and Vidal F 2011 Polyethylene oxide–polytetrahydrofurane–PEDOT conducting interpenetrating polymer networks for high speed actuators *Smart Mater. Struct.* **20** 124002

[66] Miki N, Shimoyama I and Member A 2002 Dynamics of a microflight mechanism with magnetic rotational wings in an alternating magnetic field *Microelectromechanical Syst. J.* **11** 584–91

[67] Arai K, Sugawara W and Honda T 1995 Magnetic small flying machines *Sensors (Peterborough, NH)* pp 29–32

[68] J. Baud 1993 *Cours échange thermique par convection* (Institut National des Sciences Appliquées, Lyon)

[69] Karnopp D 1985 Bond graph models for electromagnetic actuators *J. Franklin Inst.*

[70] Dargent T 2010 *PhD Thesis: "Microsystème à ailes vibrantes: utilisation des technologies MEMS pour la réalisation d'un microdrone bioinspiré"* (Université de Valenciennes et du Hainaut-Cambrésis)

[71] Brennan M J and Kovacic I 2011 *Examples of Physical Systems Described by the Duffing Equation* (John Wiley & Sons, Ltd)

[72] Croon G De and Clercq K De 2009 Design, aerodynamics, and vision-based control of the DelFly *Int. J. Micro Air Veh.* **1** 71–98

[73] Wood R J 2007 Design, fabrication, and analysis of a 3DOF, 3cm flapping-wing MAV *Intell. Robot. Syst. 2007. IROS 2007.* 1576–81

[74] Wood R J 2008 The first takeoff of a biologically inspired at-scale robotic insect *Robot. IEEE Trans.* **24** 341–7

[75] Sreetharan P S 2012 Monolithic fabrication of millimeter scale machines *J. Micromechanics Microengineering* **22** 055027

[76] Dargent T, Bao X Q, Grondel S, Brun G Le, Paquet J B, Soyer C and Cattan E 2009 Micromachining of an SU-8 flapping-wing flying micro-electro-mechanical system *J. Micromechanics Microengineering* **19** 085028

[77] Bao X Q, Dargent T, Grondel S, Paquet J B and Cattan E 2011 Improved micromachining of all SU-8 3D structures for a biologically-inspired flying robot *Microelectron. Eng.* **88** 2218–24

[78] Bacher J 2003 *PhD Thesis: "Conception de robots de très haute précision à articulations flexibles: interaction dynamique-commande"* (Switzerland: Ecole polytechnique federale de Lausanne)

[79] Oohira F, Nakano T, Sasaki O, Terao K and Suzuki T 2009 Low cost polymer MEMS mirrors fabricated by photolithography and wet etching processes *International Symposium on Optomechatronic Technologies, 2009 (ISOT 2009)* (Istanbul, Turkey: IEEE) pp 77–82

[80] Hutchings D and El-Shenawee M 2010 Fabrication of broadband MEMS antennas and application to target detection *Antennas and Propagation Society International Symposium (APSURSI), 2010* (Toronto, ON) pp 2–5

[81] Choi K-B and Kim D-H 2006 Monolithic parallel linear compliant mechanism for two axes ultraprecision linear motion *Rev. Sci. Instrum.* **77** 065106

[82] Lobontiu N, Paine J S N, Garcia E and Goldfarb M 2001 Corner-Filleted Flexure Hinges *J. Mech. Des.* **123** 346

[83] Xu G and Qu L 1996 Some analytical problems of high performance flexure hinge and micro-motion stage design *Proceedings of the IEEE International Conference on Industrial Technology (ICIT'96)* (Shanghai, China: Ieee) pp 771–5

[84] Hah D and Hong S 2000 A low-voltage actuated micromachined microwave switch using torsion springs and leverage *Trans. Microw. Theory Tech.* **48** 2540–5

[85] Fujita T, Maenaka K and Takayama Y 2005 Dual-axis MEMS mirror for large deflection-angle using SU-8 soft torsion beam *Sensors Actuators A Phys.* **121** 16–21

[86] Henein S 2000 *PhD Thesis: "Conception des structures articulées à guidages flexibles de haute précision"* (École Polytechnique Fédérale de Lausanne)

[87] Wood R J, Steltz E, Fearing R and Steltz, EFearing R S 2005 Nonlinear performance limits for high energy density piezoelectric bending actuators *Robotics and Automation, ...* (IEEE) pp 3633–40

[88] Lobontiu N, Garcia E and Canfield S 2004 Torsional stiffness of several variable rectangular cross-section flexure hinges for macro-scale and MEMS applications *Smart Mater. Struct.* **13** 12–9

[89] Young W C and Budynas R G *Roark's Formulas for Stress and Strain* ed McGraw-Hill

[90] Reynolds O 1895 On the Dynamical Theory of Incompressible Viscous Fluids and the Determination of the criterion *Philos. Trans. R. Soc. London* **186** 123–64

[91] Jacquin L 2007 Aérodynamique, tourbillons et turbulence *Mécanique Ind.* **92** 81–92

[92] Huber J and Noyes J 2013 A new genus and species of fairyfly, Tinkerbella nana (Hymenoptera, Mymaridae), with comments on its sister genus Kikiki, and discussion on small size limits *J. Hymenopt. Res.* **44** 17–44

[93] Ellington C P 1999 The novel aerodynamics of insect flight: applications to micro-air vehicles *J. Exp. Biol.* **202** 3439–48

[94] Wu J H 2004 Unsteady aerodynamic forces of a flapping wing *J. Exp. Biol.* **207** 1137–50

[95] Jensen M 1956 Biology and Physics of Locust Flight. III. The Aerodynamics of Locust Flight *Philos. Trans. R. Soc. London. Ser. B, Biol. Sci.* **239** 511–52

[96] Dickinson M H 1999 Stress lines Insect flight *Science (80-.).* **284** 1954–60

[97] Ellington C P 1984 The Aerodynamics of Hovering Insect Flight. IV. Aeorodynamic Mechanisms *Philos. Trans. R. Soc. B Biol. Sci.* **305** 79–113

[98] Zbikowski R, Ansari S a and Knowles K 2006 On mathematical modeling of insect flight dynamics in the context of micro air vehicles. *Bioinspir. Biomim.* **1** R26–37

[99] Sane S P 2003 The aerodynamics of insect flight *J. Exp. Biol.* **206** 4191–208

[100] Wootton R R J 1992 Functional morphology of insect wings *Annu. Rev. Entomol.* **37** 113–40

[101] Mountcastle A M and Daniel T L 2009 Aerodynamic and functional consequences of wing compliance *Exp. Fluids* **46** 873–82

[102] Combes S., Daniel L T 2003 Flexural stiffness in insect wings I. Scaling and the influence of wing venation *J. Exp. Biol.* **206** 2979–87

[103] Vincent J F V and Wegst U G K 2004 Design and mechanical properties of insect cuticle. *Arthropod Struct. Dev.* **33** 187–99

[104] Bao X Q, Dargent T and Cattan E 2010 Micromachining SU-8 pivot structures using AZ photoresist as direct sacrificial layers for a large wing displacement *J. Micromechanics Microengineering* **20** 025005

[105] Wootton R, Herbert, Young P G and Evans K E 2003 Approaches to the structural modelling of insect wings. *Philos. Trans. R. Soc. Lond. B. Biol. Sci.* **358** 1577–87

[106] ENNOS A R 1989 Comparative functional morphology of the wings of Diptera *Zool. J. Linn. Soc.* **96** 27–47

[107] Combes S 2003 Into the air: contributions of aerodynamic and inertial-elastic forces to wing bending in the hawkmoth Manduca sexta *J. Exp. Biol.* **206** 2979–87

[108] Ennos A R 1988 The importance of torsion in the design of insect wings *J. Exp. Biol.* **140** 137

[109] Jin T, Goo N, Woo S and Park H 2009 Use of a digital image correlation technique for measuring the material properties of beetle wing *J. Bionic Eng.* **6** 224–31

[110] Smith C, Herbert R and Wootton R J 2000 The hind wing of the desert locust (Schistocerca gregaria Forskal). II. Mechanical properties and functioning of the membrane *J. Exp. Biol.* **203** 2933–43

[111] Wootton R J, Evans K and Herbert R 2000 The hind wing of the desert locust (Schistocerca gregaria Forskal). I. Functional morphology and mode of operation *J. Exp. Biol.* **203** 2921–31

[112] Dirks J and Taylor D 2012 Veins Improve Fracture Toughness of Insect Wings *PLoS One* **7** e43411

[113] Byun D, Hong J, Ko J H, Lee Y J, Park H C, Byun B-K and Lukes J R 2009 Wetting Characteristics of Insect Wing Surfaces *J. Bionic Eng.* **6** 63–70

[114] Ellington C P 1984 The Aerodynamics of Hovering Insect Flight. I. The Quasi-Steady Analysis *Philos. Trans. R. Soc. B Biol. Sci.* **305** 1–15

[115] Ellington C P 1984 The Aerodynamics of Hovering Insect Flight. V. A Vortex Theory *Philos. Trans. R. Soc. B Biol. Sci.* **305** 115–44

[116] Sunada S and Ellington C P 2001 A new method for explaining the generation of aerodynamic forces in flapping flight *Math. Methods Appl. Sci.* **24** 1377–86

[117] Rayner J 1979 A vortex theory of animal flight. Part 1. The vortex wake of a hovering animal *J. Fluid Mech.* **91** 697–730

[118] Ansari S 2004 A nonlinear, unsteady aerodynamic model for insect-like flapping wings in the hover with micro air vehicle applications

[119] Sane S P and Dickinson M H 2002 The aerodynamic effects of wing rotation and a revised quasi-steady model of flapping flight. *J. Exp. Biol.* **205** 1087–96

[120] Smith M, Wilkin P and Williams M 1996 The advantages of an unsteady panel method in modelling the aerodynamic forces on rigid flapping wings *J. Exp. Biol.* **199** 1073–83

[121] Ho S, Nassef H, Pornsinsirirak N, Tai Y-C and Ho C-M 2003 Unsteady aerodynamics and flow control for flapping wing flyers *Prog. Aerosp. Sci.* **39** 635–81

[122] Gogulapati A, Friedmann P P, Kheng E and Shyy W 2010 Approximate Aeroelastic Modeling of Flapping Wings : Comparison with CFD and Experimental Data *51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference* (Orlando, FL, USA) pp 1–29

[123] Singh B 2006 *PhD Thesis: "Dynamics and Aeroelasticity of Hover-Capable Flapping Wings: Experiments and Analysis"* (University of Maryland)

[124] Stanford B K 2008 *PhD Thesis: "Aeroelastic Analysis and Optimization of Membrane Micro Air Vehicle Wings"* (University of Florida)

[125] Vanneste T 2013 *PhD Thesis: "Aeroelastic framework of insect-like apping-wing applied to the design of a resonant nano air vehicle"* (Université de Valenciennes et du Hainaut-Cambrésis)

[126] Liu H, Nakata T, Gao N, Maeda M, Aono H and Shyy W 2010 Micro air vehicle-motivated computational biomechanics in bio-flights: aerodynamics, flight dynamics and maneuvering stability *Acta Mech. Sin.* **26** 863–79

[127] Tang J, Chimakurthi S K, Palacios R, Cesnik C E S and Shyy W 2008 Computational Fluid-Structure Interaction of a Deformable Flapping Wing for Micro Air Vehicle Applications *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit* (Reno, NV, USA) pp 1–20

[128] Ellington C P, van den Berg C, Willmott A P and Thomas A L R 1996 Leading-edge vortices in insect flight *Nature* **384** 626–30

[129] Singh B and Chopra I 2008 Insect-Based Hover-Capable Flapping Wings for Micro Air Vehicles: Experiments and Analysis *AIAA J.* **46** 2115–35

[130] Wu P, Stanford B and Ifju P 2008 Structural Deformation Measurements of Anisotropic Flexible Flapping Wings for Micro Air Vehicles *49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference* (American Institute of Aeronautics and Astronautics)

[131] Wu P, Stanford B and Ifju P 2009 Passive Bending and Twisting Motion during the Flapping Stroke of a Micro Elastic Wing for Thrust Production *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition* (American Institute of Aeronautics and Astronautics)

[132] Wood R J, Cho K-J and Hoffman K 2009 A novel multi-axis force sensor for microrobotics applications *Smart Mater. Struct.* **18** 125002

[133] Shyy W, Aono H, Chimakurthi S K, Trizila P, Kang C-K, Cesnik C E S and Liu H 2010 Recent progress in flapping wing aerodynamics and aeroelasticity *Prog. Aerosp. Sci.* **46** 284–327

[134] Mountcastle A and Combes S 2013 Wing flexibility enhances load-lifting capacity in bumblebees *Proc. R. Soc. B Biol. Sci.* **280** 1471–2954

[135] Microchemical *SU-8 2000 Permanent Epoxy Negative Photoresist Processing Guidelines*

[136] Lorenz H, Despont M, Fahrni N, LaBianca N, Renaud P and Vettiger P 1997 SU-8: a low-cost negative resist for MEMS *J. Micromechanics Microengineering* **7** 121–4

[137] Sato H, Matsumura H, Keino S and Shoji S 2006 An all SU-8 microfluidic chip with built-in 3D fine microstructures *J. Micromechanics Microengineering* **16** 2318–22

[138] Hopcroft M, Kramer T, Kim G, Takashima K, Higo Y, Moore D and Brugger J 2005 Micromechanical testing of SU-8 cantilevers *Fatigue Fract. Eng. Mater. Struct.* **28** 735–42

[139] Schmid S and Hierold C 2008 Damping mechanisms of single-clamped and prestressed double-clamped resonant polymer microbeams *J. Appl. Phys.* **104** 093516

[140] Mcaleavey a., Coles G, Edwards R L and Sharpe W N 2011 Mechanical properties of SU-8 *MRS Proc.* **546** 1998

[141] Chang S and Warren J 2000 Testing Mechanical Properties of EPON SU-8 With SIEM *MIicroscale Systems: Mechanics and Measurements Symposium* (Orlando, FL)

[142] Wegst U G K and Ashby M F 2004 The mechanical efficiency of natural materials *Philos. Mag.* **84** 2167–86

[143] Mata A, Fleischman A J and Roy S 2005 Characterization of polydimethylsiloxane (PDMS) properties for biomedical micro/nanosystems. *Biomed. Microdevices* **7** 281–93

[144] Ashby M F and Bréchet Y J M 2003 Designing hybrid materials *Acta Mater.* **51** 5801–21

[145] Govindaraju A, Chakraborty A and Luo C 2005 Reinforcement of PDMS masters using SU-8 truss structures *J. Micromechanics Microengineering* **15** 1303–9

[146] Jensen M and Weis-Fogh T 1962 Biology and Physics of Locust Flight. V. Strength and Elasticity of Locust Cuticle *Philos. Trans. R. Soc. London. Ser. B, Biol. Sci.* **245** 137–69

[147] Donoughe S, Crall J D, Merz R a and Combes S a 2011 Resilin in dragonfly and damselfly wings and its implications for wing flexibility *J. Morphol.* **272** 1409–21

[148] Jothimuthu P, Carroll A, Bhagat A A S, Lin G, Mark J E and Papautsky I 2009 Photodefinable PDMS thin films for microfabrication applications *J. Micromechanics Microengineering* **19** 045024

[149] Tsougeni K, Tserepi A and Gogolides E 2007 Photosensitive poly(dimethylsiloxane) materials for microfluidic applications *Microelectron. Eng.* **84** 1104–8

[150] Fry S N, Potasek D P, Bell D J and Nelson B J 2005 Characterizing fruit fly flight behavior using a microforce sensor with a new comb-drive configuration *J. Microelectromechanical Syst.* **14** 4–11

[151] Lorenz H and Despont M 1997 SU-8: a low-cost negative resist for MEMS *J. Micromechanics Microengineering* **7** 121–4

[152] Feng R and Farris R J R J 2003 Influence of processing conditions on the thermal and mechanical properties of SU8 negative photoresist coatings *J. Micromechanics Microengineering* **13** 80–8

Annexe A: Détermination des paramètres mécaniques du résonateur

La masse équivalente

La masse équivalente m_{eq} est calculée à l'aide d'une approche énergétique. Celle-ci consiste à ramener l'énergie cinétique totale de la structure vibrante en un point (on passe d'un système à paramètres distribués à un système à paramètres discrets) et à y affecter une masse équivalente (équation A.1). Pour cela, on considère un point C situé au ventre de vibration de la structure qui correspond au centre du tergum où l'amplitude des vibrations est maximale et on suppose qu'en ce point toute l'énergie est conservée. On égalise alors cette énergie cinétique en C à l'énergie cinétique totale du tergum et de l'aimant.

$$\frac{1}{2}m_{eq}V_c^2 = \frac{1}{2}\rho_{SU-8}.\iiint_V V(x,y,z)^2 dxdydz + \frac{1}{2}m_{ai}V_{ai}^2 \qquad \text{(A.1)}$$

où m_{ai} représente la masse de l'aimant, L_{terg} la longueur du tergum, w_{terg} sa largeur, t_{terg} son épaisseur, ρ_{SU-8} sa masse volumique, V_c la vitesse du ventre de vibration et V_{ai} la vitesse de l'aimant.

On suppose dans cette partie que l'ensemble {TAL} peut être assimilé à une poutre bi-appuyée (figure A1) soumise à une charge F_e en son centre. On peut alors connaître l'équation de la déformée de la poutre (équation A.2).

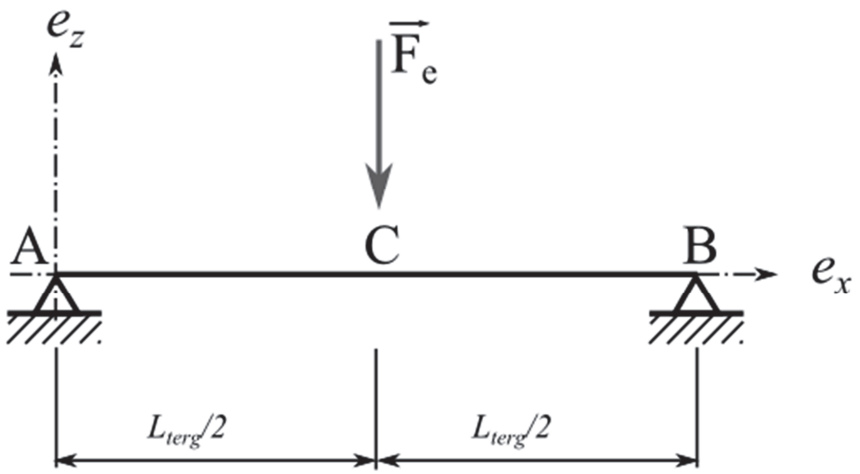


Figure A1: Modélisation de l'ensemble TAL comme une poutre bi-appuyée

$$z(x) = \frac{-F_e.\left(3.L_{terg}^2 - 4x^2\right)}{48.L_{terg}E_{SU-8}I_{terg}} \qquad \left(\text{pour } x \leq \frac{L}{2}\right) \qquad \text{(A.2)}$$

où E_{su-8} d'une valeur de 4,6 GPa représente le module de Young de la SU-8 et I le moment d'inertie de la poutre. Ce dernier est défini par la géométrie de la poutre, qui est ici de section carrée (80 x 80 µm). De cette équation, on peut déduire la vitesse $V(x,y,z)$ en chaque point du tergum, et donc au ventre de

vibration de la structure en C. Après résolution de l'équation A.2, on obtient alors une masse équivalente de 6,43 mg.

Afin de vérifier la validité de ce modèle analytique, des mesures ont été réalisées. Elles consistent à peser la masse de l'aimant seul, puis de l'aimant avec la colle et enfin de l'aimant, de la colle et du tergum. Une balance Mettler Toledo ® XP-26 est utilisée et permet d'obtenir des masses avec une précision de 1 µg. On mesure une moyenne (sur 13 échantillons) pour l'aimant de 6,29 mg. Des pesées ont également aidé à identifier la masse expérimentale du tergum (~0,24 mg) et de la colle en fixant l'aimant sur le tergum (~0,08 mg). La conclusion est que la masse équivalente du système TAL dépend principalement de la masse de l'aimant choisi, puisque les autres paramètres, quantité de colle et épaisseurs du tergum ont une influence négligeable. La masse équivalente obtenue du TAL est donc comprise entre 5,97 et 6,85 mg.

La raideur équivalente

Une fois la masse équivalente identifiée, la raideur équivalente est évaluée à partir de la fréquence de résonance f_r du système et de la relation A.3.

$$f_r = \frac{1}{2\pi}\sqrt{\frac{k_{eq}}{m_{eq}}} \tag{A.3}$$

Pour déterminer la fréquence de résonance du système TAL (figure A2), on utilise la méthode des éléments finis. On impose comme conditions aux limites, que les liaisons soient liées au thorax par une liaison d'encastrement (figure 2.32) et on effectue une analyse modale. Au cours de ces simulations, l'évolution de la fréquence de résonance f_r a été étudiée en fonction de deux paramètres : le premier paramètre est l'épaisseur du tergum t_{terg}. En effet, dans le cas d'une poutre simple, la raideur d'une poutre dépend de son épaisseur t_{terg} au cube (équation A.3). L'évolution de t_{terg} doit donc avoir un impact non-négligeable sur la raideur du système.

$$k_{poutre} = \frac{48.E_{SU-8}.\frac{w_{terg}.t_{terg}^3}{12}}{L_{terg}^3} = 4E_{SU-8}.w_{terg}.\frac{t_{terg}^3}{L_{terg}^3} \tag{A.3}$$

Le second paramètre est le module de Young de la SU-8 (E_{SU-8}) qui peut varier de 2 à 6 GPa, en fonction des conditions de fabrication [141,151,152].

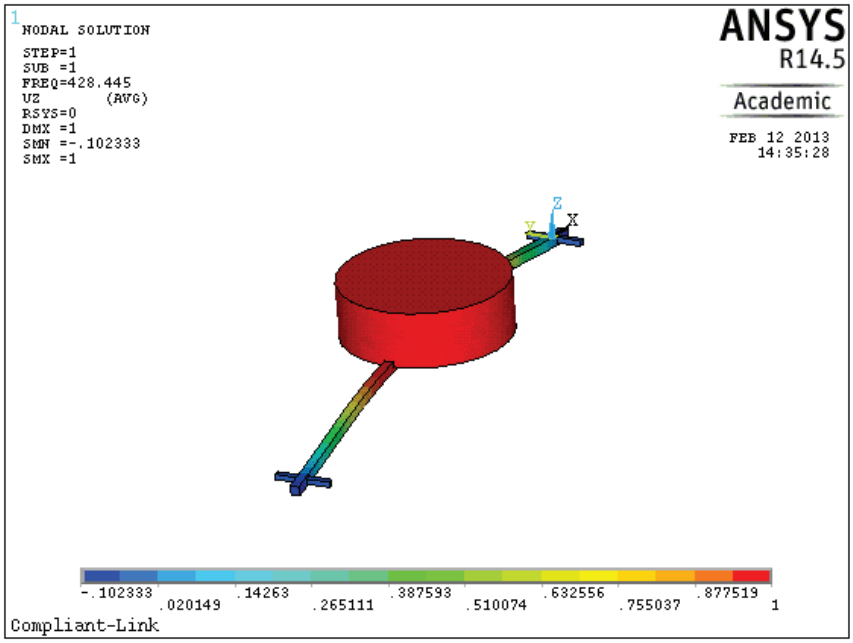


Figure A2: Analyse modale par la méthode des éléments finis représentant la déformée de la structure TAL, l'échelle de couleur correspondant au déplacement vertical

Les simulations par la méthode des éléments finis, dont les résultats sont consignés dans le tableau A1, ont été effectuées pour une gamme d'épaisseur allant de 72 à 80 µm, ainsi que pour des modules de Young (E_{SU-8}) variant de 3,5 GPa à 5,5 GPa, soit une variation de ±1GPa par rapport à la valeur relevée dans les travaux de *T. Dargent* [48].

Tableau A1: Fréquence de résonance du système TAL pour différentes épaisseurs t_{terg} du tergum et pour différents modules de Young de la SU-8

Fréquence résonance f_r [Hz]

t_{terg} [µm]	72	80
E_{SU-8} [GPa]		
3,5	268,69	298,28
4	287,21	318,84
4,5	304,61	338,15
5	321,06	356,41
5,5	336,71	373,77

Grâce à la relation A.3 il est possible de déduire de la masse équivalente et de la fréquence de résonance la raideur équivalente du système. En tenant compte du fait que la masse équivalente varie entre 5,97 et

6,85 mg, on peut extraire du tableau A1 et des masses équivalentes m_{eq} une gamme de raideurs équivalentes k_{eq} comprise entre 17 et 37,8 N.m^{-1} (tableau A2) en fonction de l'épaisseur du tergum t_{terg} et du module de Young E_{SU-8}.

Tableau A2: Raideur équivalente en fonction du module de Young (E SU-8) de la masse équivalente (m_{eq}) et de l'épaisseur du tergum t_{terg}

		Raideur équivalente [N.m^{-1}]			
		m_{eq} *(min)*=5,97 mg		m_{eq} *(max)*=6,85 mg	
t_{terg} [µm]		72	80	72	80
	3,5	17	20,9	19,5	24,0
	4	19,4	23,9	22,3	27,5
E_{SU-8} [GPa]	4,5	21,8	26,9	25,1	30,9
	5	24,2	29,9	27,8	34,3
	5,5	26,7	32,9	30,6	37,8

Dans le but de confirmer les résultats obtenus au cours de cette modélisation, un montage expérimental a donc été mis au point afin d'extraire la raideur équivalente k_{eq} du système. Pour cela, on fixe le thorax d'un prototype à un bâti métallique, en laissant le TAL libre afin d'éviter tout mouvement parasite lié au thorax. Le capteur de force utilisé pour ces mesures est une sonde FT-S10.000 fabriquée par la société *Femto Tools* qui permet de mesurer des forces de plusieurs millinewtons avec une résolution de 5 µN à 1kHz. La pointe du capteur est positionnée sur une table à déplacement micrométrique et est ensuite déplacée tout en étant au contact de l'aimant (figure A3).

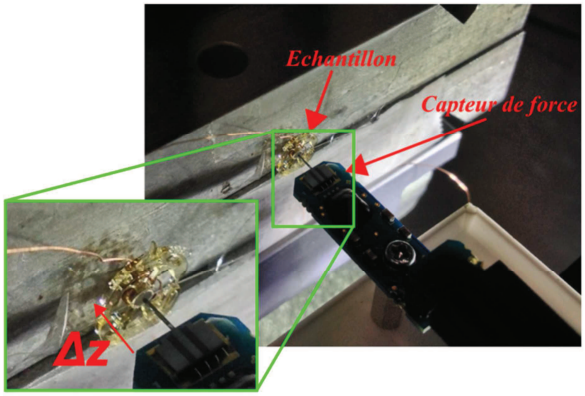


Figure A3: Montage expérimental permettant d'obtenir la raideur du système TAL

Une fois le contact réalisé, le déplacement de la pointe s'effectue par pas de 10 µm (Δz), entraînant ainsi l'aimant qui exerce une force de réaction F_r sur la pointe. On obtient alors une force de réaction F_r en fonction du déplacement Δz. Le déplacement de la pointe est quasi-statique, on peut donc considérer que la force de réaction correspond à la force résultante de la raideur du système (k_{eq}). Celle-ci s'exprime sous la forme suivante :

$$F_r = k_{eq}\Delta z \tag{A.4}$$

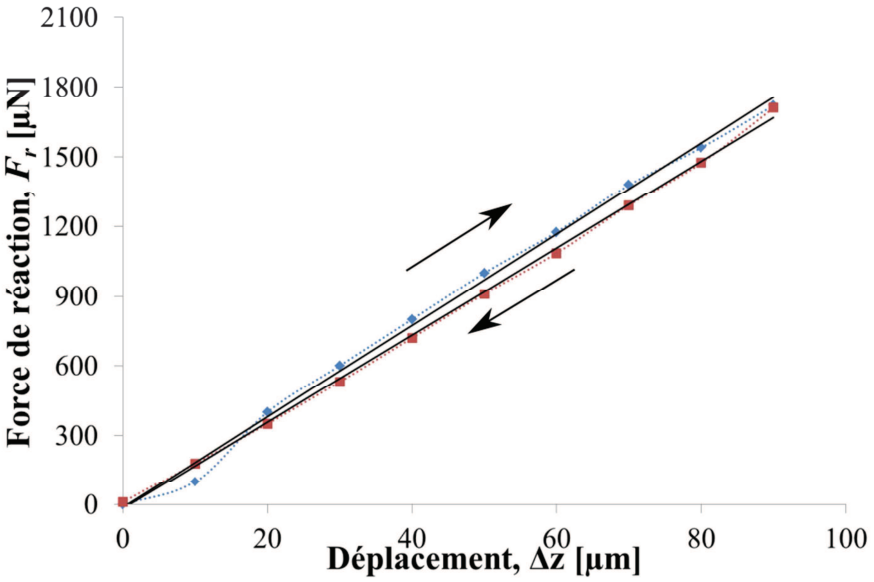


Figure A4: Résultats expérimentaux de la force de réaction F_r en fonction du déplacement appliqué

La figure A4 présente les résultats obtenus pour un déplacement aller-retour de 90 µm, une interpolation linéaire de chacune de ces séries de points conduit à une valeur de raideur équivalente k_{eq} de 18,7 N.m^{-1} dans un sens et de 19,6 N.m^{-1} dans l'autre. D'une part, on vérifie le comportement linéaire du tergum pour des déplacements inférieurs à 100 µm, d'autre part, comme le montre le tableau A.3, on observe une cohérence entre les résultats expérimentaux et théoriques. En effet, la gamme des mesures effectuées est contenue dans la fourchette déterminée analytiquement.

Tableau A3: Comparaisons entre les valeurs théoriques et expérimentales des paramètres mécaniques du modèle

	m_{eq}[mg]	k_{eq} [N.m^{-1}]	f_r [Hz]
Théorique	[6,16-7,04]	[17,0-37,8]	[248,8-391,2]
Expérimentale	[5,97-6,85]	[18,7-19,6]	[262,3-286,9]

L'amortissement équivalent

Les sources d'amortissement sont nombreuses et diverses. Elles se divisent en 2 catégories, les amortissements intrinsèques (l'amortissement thermoélastique, l'amortissement viscoélastique et l'amortissement dû aux pertes de surfaces) et les amortissements extrinsèques (l'amortissement

aérodynamique et l'amortissement lié aux ancrages). Les travaux de T. Dargent ont permis d'évaluer l'importance de ces taux amortissements (de l'ordre de 0,01), et démontrent que ce sont les amortissements liés au matériau et à l'air qui sont largement prépondérants à basse fréquence (0-500Hz) et à pression atmosphérique. Les essais étant réalisés avec des poutres [70] encastrée-libre, il ne serait pas rigoureux d'utiliser ces valeurs dans la mesure où le tergum est bi-appuyé. Il a donc des conditions aux limites différentes.

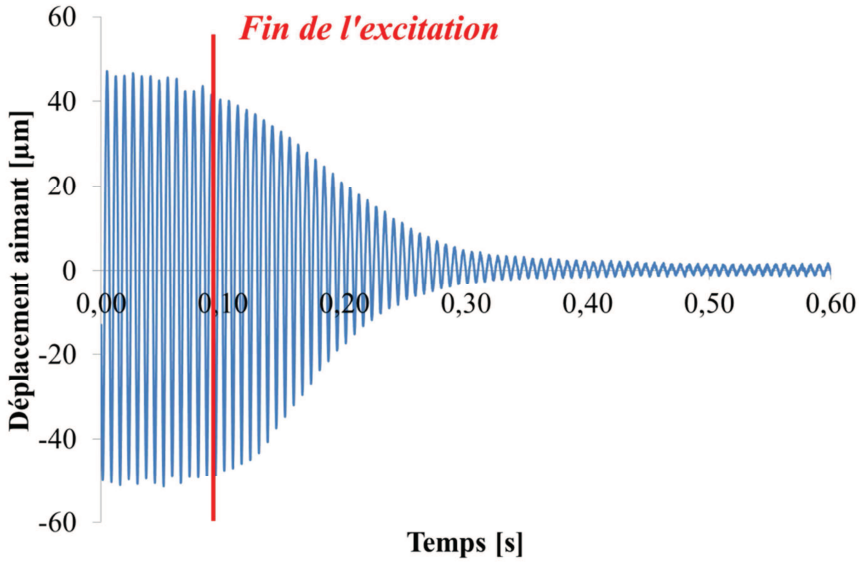


Figure A5: Mise en évidence de l'amortissement du mouvement lors de l'arrêt de l'excitation

Des expériences de lâché dynamique ont donc été proposées avec le système TAL. Celles-ci consistent à exciter le système à sa pulsation propre ω_0 avec une amplitude A. L'excitation est ensuite arrêtée et la réponse du système est alors analysée (figure A5). La décroissance de l'amplitude (i.e. de l'enveloppe de la courbe) peut être décrite par l'équation A.5 :

$$z(t) = A.e^{-\xi\omega_0 t} \qquad (A.5)$$

Où ξ représente le coefficient d'amortissement. Ce paramètre peut également être relié à l'amortissement équivalent R_{eq} de la structure grâce à l'équation suivante :

$$\xi = \frac{R_{eq}}{2.\sqrt{k_{eq}.m_{eq}}} \qquad (A.6)$$

Les valeurs mesurées pour le coefficient d'amortissement sont comprises entre 0,0045 et 0,01. Afin d'établir les valeurs de R_{eq}, on utilise les valeurs moyennes de la raideur et de la masse soit respectivement, 19,1 N.m^{-1} et 6,29 mg. On obtient alors un amortissement équivalent compris entre 0,5 et 0,2 N.m^{-1}.s.

Annexe B: Résultats complémentaires de la modélisation de l'actionneur

La figure B1 est un complément aux travaux présentés au paragraphe *2.III.d*, celle-ci compare les résultats relevés expérimentalement et ceux obtenus grâce au modèle Bond Graph de l'actionneur. On observe une bonne corrélation entre les mesures et les prédictions, puisque l'erreur reste inférieure à 15%.

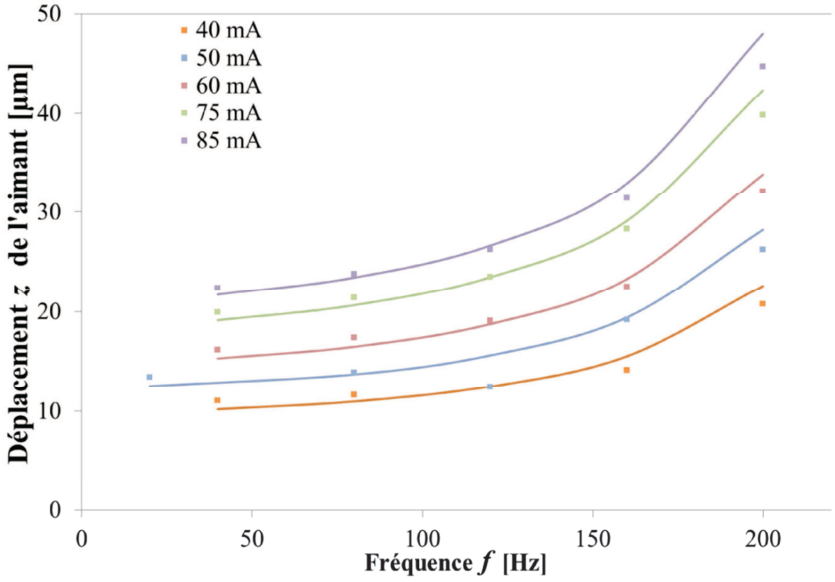


Figure B1: Comparaison entre les mesures expérimentales et les résultats obtenus avec le modèle Bond Graph, pour des fréquences allant de 40 à 200 Hz et pour des courants allant de 40 à 85 mA

La figure B2 présente une comparaison entre les résultats relevés expérimentalement et ceux obtenus avec des modèles Bond Graph linéaire et non-linéaire pour une large gamme de fréquence allant de 45 à 450 Hz. Ces résultats permettent de corroborer l'analyse réalisée au paragraphe *2.II.d.*

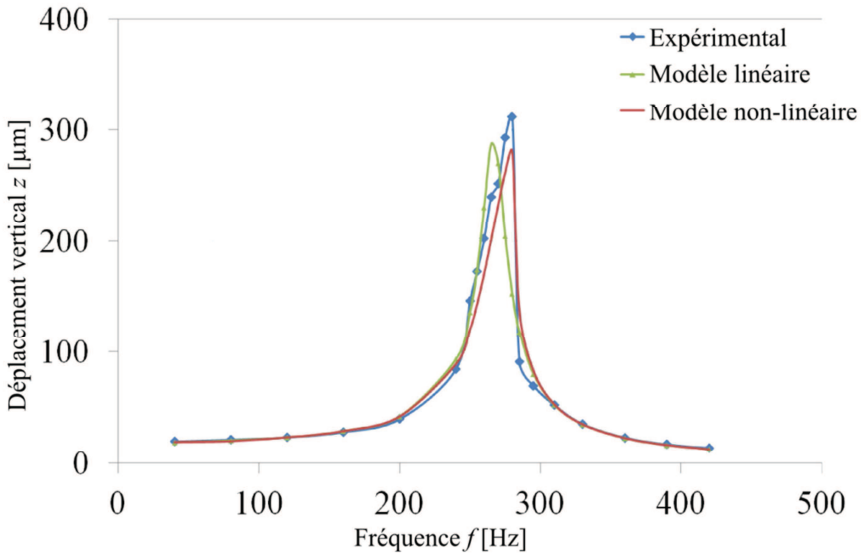


Figure B2Comparaison entre les mesures expérimentales (vert), le modèle linéaire (bleu) et le modèle non-linéaire (rouge) pour un courant de 75 mA

Annexe C: Différentes stratégies d'actionnement

L'étude de l'actionnement consiste à étudier le mouvement plus efficace à fournir à l'embase de l'aile pour que celle-ci produise la cinématique voulue. Cette analyse s'est focalisée sur 2 paramètres, le type d'actionnement et la loi de commande.

a. Type d'actionnement

Un des avantages principaux de l'OVMI est d'éviter tout système d'amplification, il est donc essentiel de trouver la méthode d'actionnement la plus efficace. Une étude comparative a donc été menée par *T. Vanneste* [125] dans le but de trouver la stratégie d'actionnement la plus efficace grâce au modèle aéroélastique développé dans le cadre du projet *In-Art.*

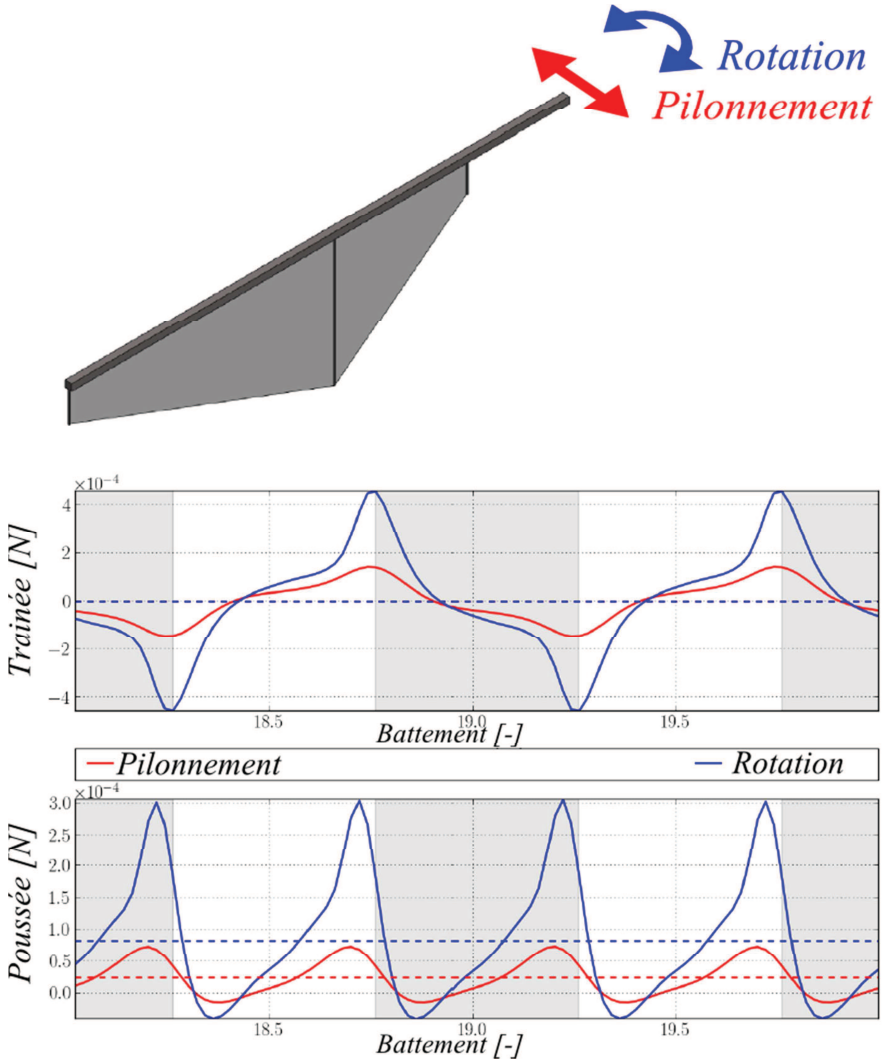


Figure C0.1: Comparaison entre des excitations sinusoïdales de l'embase de l'aile en pilonnement (rouge) et en rotation (bleue), les aires grisées représentent les mouvements vers le bas et les lignes pointillées correspondent aux valeurs moyennes [125]

Au cours de cette analyse, l'aile a été soumise au travers de simulations à différents types d'excitation. Ainsi, nous observons sur la figure 6.34 la poussée et la traînée moyenne engendrées par un actionnement sinusoïdal de l'aile en pilonnement (courbes rouges) et en rotation (courbes bleues). Les résultats montrent clairement que l'excitation en rotation fournit des résultats supérieurs de 60 % à ceux générés par une excitation en pilonnement. Ces résultats confirment le choix de la transmission réalisée au chapitre 3 dans la mesure où les liaisons souples proposent ce type d'actionnement.

b. Commande

Outre le type de mouvement, différentes commandes ont été étudiées expérimentalement afin d'améliorer la cinématique des ailes. Ainsi, pour des prototypes en configuration 3 des signaux carrés (courbes bleu ciel), des rampes (courbe bleue et verte) ainsi que des signaux triangulaires d'une valeur efficace de 570 mA ont été testés (courbes rouges et noires).

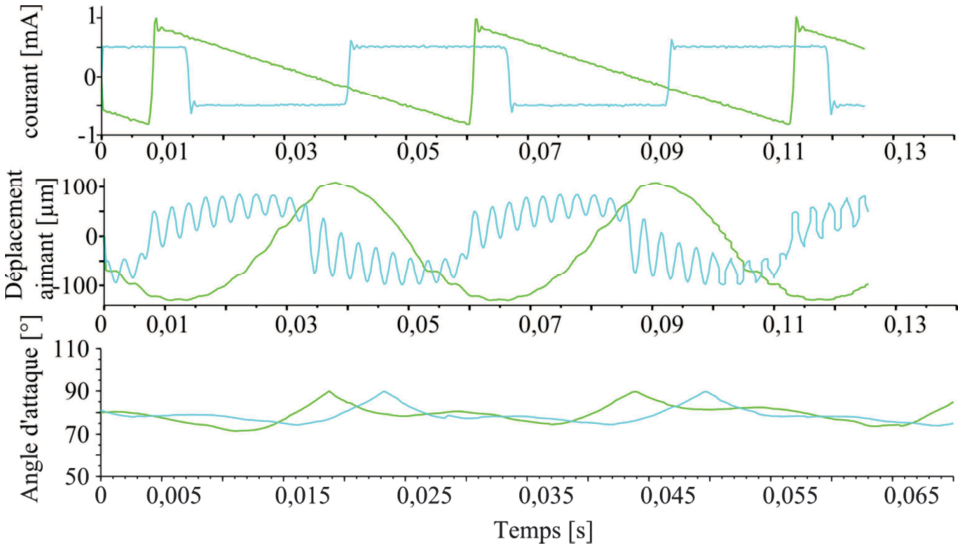


Figure C0.2: Graphiques présentant le courant entrant, le mouvement de l'aimant et celui du bord d'attaque pour un signal carré, courbes bleues ciel, et pour une rampe, courbes vertes.

Nous pouvons aboutir à différentes conclusions si l'on examine le mouvement de l'aimant ou celui du bord d'attaque. En considérant le mouvement de l'aimant, nous constatons que l'amplitude la plus importante (+/- 150 µm) est mesurée pour les rampes (signaux vert et bleu), on note cependant que les variations trop importantes de courant génèrent des oscillations du système mécanique.

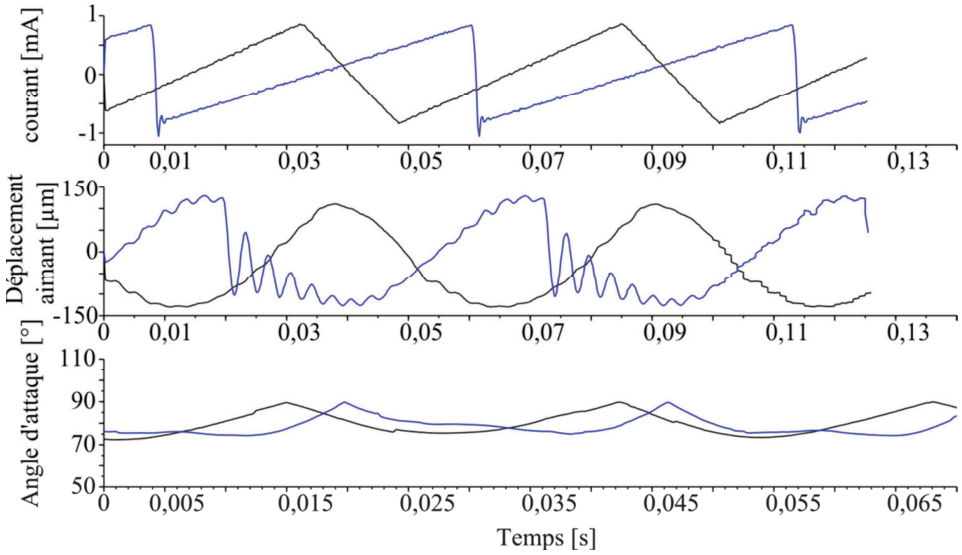


Figure C0.3: Graphiques présentant le courant entrant, le mouvement de l'aimant et celui du bord d'attaque pour une rampe, courbes bleues, et pour un signal pseudo-triangulaire, courbes noires.

De plus, observant les courbes représentant l'angle d'attaque de l'aile, nous remarquons que les excitations qui permettent l'amplitude maximale du mouvement de l'aimant ne fournissent pas la cinématique optimale. En effet, les angles d'attaque les plus faibles sont obtenus pour l'excitation triangulaire.

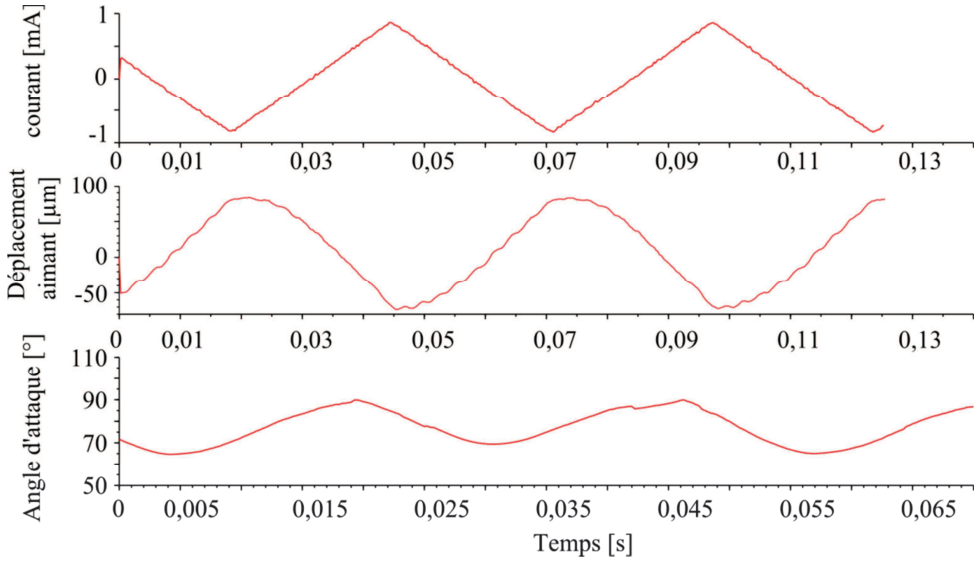


Figure C0.4: Graphiques présentant le courant entrant, le mouvement de l'aimant et celui du bord d'attaque pour un signal triangulaire

Ces études préliminaires permettent d'observer les limites de notre système mécanique. Toutefois, afin d'avoir une vision plus précise des capacités en termes de temps de réponse et de commande, des études plus approfondies doivent être menées. On pourrait ainsi imaginer l'excitation de différentes fréquences permettant la résonance de différents composants des ailes (les veines, le bord d'attaque).

Résumé

Ce travail de thèse s'inscrit dans le contexte des drones vise à réaliser à terme un Nano-dispositif volant (Nano Aerial Vehicle) capable d'imiter le vol des insectes. Ce mode de locomotion est privilégié car il présente des caractéristiques très adaptées au vol en milieu confiné.

La solution proposée consiste à développer un drone de la taille d'un insecte s'appuyant sur des ailes vibrantes pour se mouvoir et à utiliser les technologies MEMS pour répondre aux problématiques de fabrication et de réduction d'échelle. La réussite d'un tel projet soulève néanmoins de nombreux défis scientifiques et technologiques, en particulier, les aspects aéro-élastiques des ailes et l'autonomie du drone.

Pour répondre à ces défis, nous proposons dans un premier temps de mettre en oeuvre des concepts comme la résonance et la torsion passive sur des prototypes en polymère (SU-8) réalisés par photolithographie. Dans un second temps, les différents composants de la chaîne de puissance sont optimisés, notamment l'actionneur électromagnétique, la liaison et les ailes de manière à maximiser la force de portance générée. Suite à ces améliorations, nous démontrons de façon expérimentale que le prototype était capable non seulement de reproduire une cinématique complexe mais également de compenser 75% de son poids.

Mots clés: MEMS, Bioinspiration, nanodrone, SU-8, aile vibrante, liaison souple, actionnement électromagnétique

Abstract

This manuscript reports a work which aims to develop a tiny flying robots inspired by natural flyers. Our main objective is to devise a flying robot mimicking insects in terms of kinematics and scale using MEMS technologies in order to answer the scale challenges: the large-scale manufacturing and the system's small scale. The success this project faces different challenges such as aeroelastic aspects of wings and drone autonomy.

In this work we propose the use of original concepts like resonance and passive torsion of the wings which are implemented on all-polymer prototypes obtained using a micromachining SU-8 photoresist process. In order to achieve a better efficiency of the prototype, each element of the energy transduction has been carefully examined and optimized. Especially, the actuation, the transmission and the wings in order to increase the lift. These improvements demonstrate experimentally that the prototype is able to produce a complex kinematic and compensate 75 % of its weight.

Keywords: MEMS, Bioinspiration, nano air vehicle (NAV), SU-8, flapping wing, compliant link, electromagnetic actuator