



HAL
open science

Modélisation et commande d'un robot biomimétique volant

Hala Rifai

► **To cite this version:**

Hala Rifai. Modélisation et commande d'un robot biomimétique volant. Automatique / Robotique.
Institut National Polytechnique de Grenoble - INPG, 2008. Français. NNT: . tel-00362656

HAL Id: tel-00362656

<https://theses.hal.science/tel-00362656>

Submitted on 18 Feb 2009

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.

INSTITUT POLYTECHNIQUE DE GRENOBLE

No. attribué par la bibliothèque

--	--	--	--	--	--	--	--	--	--

THESE

pour obtenir le grade de

DOCTEUR DE L'Institut Polytechnique de Grenoble

Spécialité : AUTOMATIQUE-PRODUCTIQUE

préparée au Département Automatique - GIPSA-Lab

dans le cadre de l'École Doctorale :

Électronique, Électrotechnique, Automatique, Traitement du Signal

présentée et soutenue publiquement

par

Hala RIFAI

le 06 Novembre 2008

TITRE :

**MODÉLISATION ET COMMANDE D'UN ROBOT
BIOMIMÉTIQUE VOLANT**

DIRECTEURS DE THÈSE :

M. Mazen ALAMIR	Directeur de Recherche CNRS
M. Nicolas MARCHAND	Chargé de Recherche CNRS
Mme. Guylaine POULIN	Chargée de Recherche CNRS

JURY :

M. Tarek HAMEL	Président
M. Pascal MORIN	Rapporteur
M. Frédéric BOYER	Rapporteur
M. Stéphane VIOLLET	Examineur
M. Mazen ALAMIR	Directeur de thèse
M. Nicolas MARCHAND	Co-directeur de thèse
Mme. Guylaine POULIN	Invitée

A toute ma famille

Remerciements

Ce mémoire de thèse présente les résultats de trois ans de recherche (octobre 2005 - novembre 2008) effectués au sein du Département d'Automatique du laboratoire Grenoblois de l'Image, de la Parole, du Signal et de l'Automatique (GIPSA-Lab). Je tiens à remercier M. Jean-Marc Chassery, directeur de GIPSA-Lab, et M. Didier Georges, directeur du département d'automatique, de m'avoir accueilli et permis de réaliser ce travail. Je remercie également M. Christian Commault, directeur de l'école doctorale EEATS.

Je tiens à adresser ma profonde gratitude à mes directeurs de thèse d'avoir encadré ce travail et veillé à ce qu'il se passe dans les meilleures conditions. Je remercie Mazen Alamir pour toutes les discussions constructives et riches. Je remercie également Guy-laine Poulin de son dynamisme, son soutien et son suivi même à distance. Je remercie particulièrement Nicolas Marchand de sa confiance, son encouragement, son optimisme, sa rigueur scientifique et ses conseils pertinents.

Je tiens à remercier les membres du jury, qui ont accepté d'évaluer ce travail. Je remercie M. Tarek Hamel d'avoir présidé le jury, M. Pascal Morin et M. Frédéric Boyer d'avoir rapporté ce travail et prodigué des commentaires constructifs. Je remercie également M. Stéphane Viollet d'avoir examiné ce travail.

J'adresse mes remerciements aussi aux partenaires du projet OVMI, les équipes de l'IEMN, de l'ONERA et du SATIE, pour leur collaboration ainsi que les réunions et discussions intéressantes.

Un grand merci à toute l'équipe SYStèmes non linéaires et COmplexité (SYSCO) pour les réunions et les échanges scientifiques.

Je voudrais remercier particulièrement Eric Escande, Hayate Khenouf, Gildas Besançon et Olivier Sename de m'avoir fait confiance et suivi mes activités d'enseignement dans le cadre du monitorat. Je remercie également tous les permanents de Gipsa-Lab en particulier Sylviane Gentil, Guy Bornard, Jean-Marc Thiriet, Suzanne Lesceq, John Martinez, Emmanuel Witrant, Kosai Raouf et Jean-Claude Girardet.

Je remercie également tout le personnel du laboratoire, l'équipe administrative : Marie-Thérèse Descotes-Genon, Virginie Messina, Marielle Di-Maria, Patricia Reynier, Marie-Rose Alfara, l'équipe technique : Daniel Rey, Olivier Chabert, Didier et Thierry Blanc. Je remercie tout particulièrement Pascal Bellemain d'avoir contribué à cette thèse par le développement du visualisateur de l'OVMI.

Je remercie tous mes collègues de laboratoire que j'ai côtoyé pendant la thèse. Je commence par mes collègue de bureau Do-Hieu Trinh, Sameh Yacoub-Agha et mon ancien collègue de bureau Khanh Ngo Cong. Je remercie également Marouane Alma, Lizeth Torres, Adib Allaham, Amine Mechraoui, Haithem Derbel, Joumana Hermassi, Hoang Van Nguyen, Charles Poussot, Corentin Briat, Sylvain Blanvillain, Florent Paclet, Irfan Ahmad, Zeashan Khan, Luc Malrait, Chady Kharrat, Alina Stroe, Monica Matei, kyarash shahriari, Alexandru Ticlea, Yann Galdun, Lukas Zoubek, Shi Li et Nawal Daraoui. Je remercie aussi Elena Mihalcea et Luis Olmos.

Je remercie également Houda Tlahig pour tous les bons moments passés ensemble. Un merci tout particulier à Hanane Grondin-Ondella pour son amitié, ses blagues et ses histoires interminables. Un très grand merci à Cédric Berbra pour son amitié, sa gentillesse, son soutien et ses services.

Je tiens à remercier aussi mes deux amis mexicains : Fermi Guerrero et Benito Salmeron pour leur profonde amitié, leurs encouragements, les discussions scientifiques et non scientifiques et pour toutes les activités et les bons moments.

Je remercie vivement Shadi Abras pour son aide, son soutien, ses encouragements, les bons moments et principalement son amitié. Tu as été plus qu'un frère pour moi et j'ai toujours pu compter sur toi.

Je remercie également les copains libanais que j'ai connus à Grenoble : Darine Kadour, Hamza Issa, Aline Msaed, Mansour Tawk et Mohamad Haffar.

Mes remerciements les plus vifs s'adressent à mon cher fiancé Samer Mohammed. Tu m'as beaucoup soutenu et encouragé, tu as toujours été à mes côtés surtout dans les moments les plus difficiles. Grâce à ton épaulement, ce travail a abouti.

Enfin, je tiens à remercier vivement mes parents, papa, maman et mon frère, pour leur soutien moral et leurs encouragements pendant toute la durée de la thèse. Sans vous, je ne serais pas devenue ce que je suis maintenant.

Liste des publications

1. Rifai, H., Marchand, N., and Poulin, G. (2009). Intelligent Aerial Vehicles, chapter 26, pages 553-578. I-Tech Education and Publishing.
2. Rifai, H., Guerrero-Castellanos, J., Marchand, N., and Poulin, G. (2009). Bounded attitude control of a flapping wing micro aerial vehicle using direct sensors measurements. In Proceedings of the 2008 IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation, Kobe, Japan.
3. Rifai, H., Marchand, N., and Poulin, G. (2008). Bounded control of a flapping wing micro drone in three dimensions. In Proceedings of the 2008 IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation, pages 164-169, Pasadena, CA, USA.
4. Rifai, H., Marchand, N., and Poulin, G. (2008). Path tracking control of a flapping micro aerial vehicle (MAV). In Proceedings of the 17th IFAC World Congress, pages 5359-5364, Seoul, Korea.
5. Guerrero-Castellanos, J., Rifai, H., Marchand, N., and Poulin, G. (2008). Bounded attitude stabilization of rigid bodies without attitude estimation and velocity measurement. In Proceedings of the 2008 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics, ROBIO'08, Bangkok, Thailand.
6. Rifai, H., Marchand, N., and Poulin, G. (2007). Bounded attitude control of a biomimetic flying robot. In Proceedings of the 2007 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics, ROBIO'07, pages 1-6, Sanya, China.
7. Rifai, H., Marchand, N., and Poulin, G. (2007). OVMI - Towards a 3D-space flapping flight parameterization. In Proceedings of the 3rd Int. Conf. on Advances in Vehicle Control and Safety, pages 181-186, Buenos-Aires, Argentina.
8. Rifai, H., Marchand, N., and Poulin, G. (2007). Attitude Stabilization of a Flapping-wing Micro Drone, International Symposium on Flying Insects and Robots, FIR'07, pages 97-98, Monte Verità, Ascona, Switzerland.
9. Soyer, S., Grondel, S., Hladky Hennion, A.-C., Dargent, T., Cattan, E., Danet, B., Rakotomamonjy, T., Vasic, D., Poulin, G., Marchand, N., and Rifai, H. (2007). Silicon-Based Biomimetic Flying Insect, International Symposium on Flying Insects and Robots, FIR'07, pages 111-112, Monte Verità, Ascona, Switzerland.

Table des matières

Introduction	1
1 État de l’art	5
1.1 Vol des insectes	5
1.1.1 Degrés de liberté d’une aile battante	6
1.1.2 Mécanismes du vol	9
1.1.3 Système sensoriel des insectes	11
1.1.4 Effets aérodynamiques	12
1.1.5 Types de vol	21
1.2 Drones à ailes battantes	25
1.2.1 Historique et intérêts	25
1.2.2 Comparaison avec les autres types de voilures	29
1.2.3 Étude technologique	30
1.3 Projet OVMI	33
1.3.1 Thèse dans OVMI	34
2 Modélisation du microdrone	35
2.1 Mouvements des ailes	37
2.1.1 Degrés de liberté	37
2.1.2 Paramétrisation des ailes	37
2.2 Forces aérodynamiques	40
2.2.1 Force aérodynamique stationnaire	42
2.2.2 Force des masses ajoutées	43
2.2.3 Force de rotation	43
2.3 Couples aérodynamiques	44
2.4 Vitesse de l’aile	44
2.5 Dynamique du corps	45
2.6 Dimensionnement du système	46
2.7 Théorie classique de moyennisation	48
2.7.1 Systèmes oscillant à haute fréquence	51
2.7.2 Application aux drones à ailes battantes	51

2.8	Modèle moyen	53
2.8.1	Force stationnaire moyenne	54
2.8.2	Couple stationnaire moyen	56
2.9	Validation du modèle moyen	58
2.10	Stratégie de commande	61
2.11	Étude des saturations	64
2.12	Bilan énergétique	66
2.12.1	Puissance mécanique de l'OVM I	67
2.12.2	Puissance des actionneurs	68
2.12.3	Énergie des batteries	69
2.13	Conclusion	70
3	Stabilisation de l'attitude du microdrone	71
3.1	Introduction	71
3.1.1	Commande d'un corps rigide	72
3.1.2	Commande d'un drone à ailes battantes	73
3.2	Quelques propriétés des quaternions et des matrices de rotation	75
3.3	Capteurs de mesure d'attitude	76
3.3.1	Modèle d'un gyromètre	78
3.3.2	Modèle d'un accéléromètre	78
3.3.3	Modèle d'un magnétomètre	79
3.4	Position du problème	80
3.5	Schéma bloc de la commande en attitude	81
3.6	Commande par retour d'état	84
3.7	Commande référencée capteurs	88
3.7.1	Commande sans estimation d'attitude	93
3.7.2	Commande sans estimation d'attitude ni gyromètres	94
3.8	Robustesse vis-à-vis d'une perturbation externe	99
3.9	Robustesse vis-à-vis d'erreurs de modèle	100
3.10	Conclusion	100
4	Commande de la position du microdrone	113
4.1	Schéma de commande	114
4.2	Commande de la position	117
4.2.1	Commande à base de sommes de saturations	118
4.2.2	Commande à base de saturations imbriquées	123
4.2.3	Suivi de trajectoire	126
4.3	Tests de robustesse	129
4.3.1	Robustesse vis-à-vis de perturbations externes	130
4.3.2	Robustesse vis-à-vis d'erreurs sur les paramètres aérodynamiques	132
4.3.3	Robustesse vis-à-vis d'une dissymétrie des forces des ailes	134

4.3.4	Robustesse vis-à-vis d'une dissymétrie des centres aérodynamiques des ailes droite et gauche	136
4.3.5	Robustesse vis-à-vis des efforts aérodynamiques instationnaires . .	137
4.4	Conclusions	138
	Conclusions et Perspectives	145
	A Définitions préliminaires	149
	B Approches de commandes bornées de chaînes d'intégrateurs	153
B.1	Saturations imbriquées	153
B.2	Somme de saturations	154
	C Preuve de la convergence de la commande référencée capteurs utilisant un gyromètre	157
	Bibliographie	161

Table des figures

1.1	Structure d'un insecte	6
1.2	Les trois principaux degrés de liberté d'une aile	8
1.3	La supination et la pronation d'une aile	8
1.4	Le mouvement en "8" des ailes pendant les deux demi-battements.	9
1.5	Les muscles directs d'un insecte	10
1.6	Les muscles indirects d'un insecte	11
1.7	Le régime du vol des micro-véhicules aériens	13
1.8	La circulation rotationnelle en fonction de la position de l'axe de rotation de l'aile	17
1.9	Capture de sillage	19
1.10	Effet wagner	20
1.11	Le mécanisme de clap and fling	20
1.12	Avance et retard de la rotation de l'aile	21
1.13	Des modèles de microdrones à voilure fixe.	25
1.14	Des modèles de microdrones à voilure tournante.	26
1.15	MFI	28
1.16	Micro-robotic Fly	28
1.17	Micro Delfly	28
1.18	COM-BAT	28
1.19	BTO	28
1.20	Entomopter	28
1.21	Robofly	28
1.22	Manned Ornithopter	28
1.23	REMANTA	28
1.24	OVMF	28

2.1	Les différents repères : fixe, mobile et des ailes	38
2.2	Les angles de battement et de rotation de référence	39
2.3	Les angles de battement et de rotation réels	41
2.4	La position du centre aérodynamique de l'aile	41
2.5	Les forces aérodynamiques pendant les deux demi-battements	42
2.6	Les dimensions de l'aile du microdrone.	47
2.7	La position du centre aérodynamique de l'aile du microdrone	48
2.8	La force aérodynamique stationnaire du microdrone en boucle ouverte . .	49
2.9	Position et vitesse linéaires du microdrone en boucle ouverte, pour des mouvements symétriques des angles des ailes	50
2.10	Vitesses linéaires instantanée et moyenne suivant l'axe \vec{x}^f pour un mou- vement symétrique des ailes	59
2.11	Vitesses linéaires instantanée et moyenne suivant l'axe \vec{z}^f pour un mou- vement symétrique des ailes	60
2.12	Vitesses angulaires instantanée et moyenne autour de l'axe \vec{x}^m pour une dissymétrie des angles de battement	60
2.13	Vitesses angulaires instantanée et moyenne autour de l'axe \vec{z}^m pour une dissymétrie des angles de rotation	61
2.14	La technique d'électromouillage réalisée sur une goutte de fluide	62
2.15	Ensembles de saturation des forces et des couples	66
2.16	La puissance mécanique massique en fonction de la vitesse du vol pour le <i>sphingid Manduca sexta</i>	68
3.1	Repère fixe \mathcal{R}^f et repère mobile \mathcal{R}^m d'un corps dans l'espace.	71
3.2	Représentations en quaternion et en angle de cardan	72
3.3	Le passage de la commande d'un corps rigide à la commande d'un drone à ailes battantes	74
3.4	Directions courantes et désirées des vecteurs de référence	77
3.5	Le vecteur champ magnétique	80
3.6	Scénario 1 : Le schéma bloc du microdrone avec commande de l'attitude par un retour d'état	82
3.7	Scénario 2 : Le schéma bloc du microdrone avec commande de l'attitude par un retour des mesures des capteurs d'attitude	83

3.8	Scénario 3 : Le schéma bloc du microdrone avec commande de l'attitude par un retour des mesures des capteurs de référence	84
3.9	L'orientation et la vitesse angulaire d'un corps rigide ayant les mêmes dimensions que l'OVM I	87
3.10	Le couple de commande appliqué au corps rigide ayant les mêmes dimensions que l'OVM I	87
3.11	Le quaternion d'attitude du corps rigide ayant les mêmes dimensions que l'OVM I	88
3.12	Scénario 1 : L'orientation et la vitesse angulaire	89
3.13	Scénario 1 : Les couples de commande	89
3.14	Scénario 1 : Le quaternion d'attitude	90
3.15	Scénario 1 : Les enveloppes des angles des ailes	90
3.16	L'orientation et la vitesse angulaire du microdrone pour une réduction de la fréquence de battement	91
3.17	Le couple de commande pour une réduction de la fréquence de battement	91
3.18	Le quaternion d'attitude du microdrone pour une réduction de la fréquence de battement	92
3.19	Les enveloppes des angles des ailes pour une réduction de la fréquence de battement	92
3.20	Scénario 2 : L'orientation et la vitesse angulaire	95
3.21	Scénario 2 : Les couples de commande	95
3.22	Scénario 2 : La sortie des capteurs de référence	96
3.23	Scénario 2 : Les enveloppes des angles des ailes	96
3.24	Scénario 3 : L'orientation et les couples de commande	102
3.25	Scénario 3 : Les vitesses angulaires réelle et construite	102
3.26	Scénario 3 : La sortie des capteurs de référence	103
3.27	Scénario 3 : Les enveloppes des angles des ailes	103
3.28	Scénario 1 en présence d'une perturbation externe : L'orientation du microdrone	104
3.29	Scénario 1 en présence d'une perturbation externe : La vitesse angulaire du microdrone	104
3.30	Scénario 1 en présence d'une perturbation externe : Les couples de commande	105

3.31	Scénario 1 en présence d'une perturbation externe : Les enveloppes des angles des ailes	105
3.32	Scénario 2 en présence d'une perturbation externe : L'orientation du microdrone	106
3.33	Scénario 2 en présence d'une perturbation externe : La vitesse angulaire du microdrone	106
3.34	Scénario 2 en présence d'une perturbation externe : Les couples de commande	107
3.35	Scénario 2 en présence d'une perturbation externe : La sortie des capteurs de référence	108
3.36	Scénario 2 en présence d'une perturbation externe : Les enveloppes des angles des ailes	108
3.37	Scénario 3 en présence d'une perturbation externe : L'orientation du microdrone	109
3.38	Scénario 3 en présence d'une perturbation externe : La vitesse angulaire du microdrone	109
3.39	Scénario 3 en présence d'une perturbation externe : Les couples de commande	110
3.40	Scénario 3 en présence d'une perturbation externe : La sortie des capteurs de référence	111
3.41	Scénario 3 en présence d'une perturbation externe : Les enveloppes des angles des ailes	111
4.1	Les couples de commande stabilisant l'attitude du microdrone	115
4.2	Les forces de commande stabilisant les déplacements longitudinal et vertical du microdrone	116
4.3	La décomposition de la force de portance	116
4.4	Le schéma bloc en boucle fermée du microdrone à ailes battantes	117
4.5	Commande basée sur la somme de saturations : position et vitesses linéaires, forces de commande	121
4.6	Commande basée sur la somme de saturations : Orientation, vitesse angulaire et couples de commande	122

4.7	Commande basée sur la somme de saturations : les enveloppes des angles des ailes	122
4.8	Commande basée sur des saturations imbriquées : position et vitesse linéaire, forces de commande	127
4.9	Commande basée sur des saturations imbriquées : orientation, vitesse angulaire et couples de commande	128
4.10	Commande basée sur des saturations imbriquées : les enveloppes des angles des ailes	128
4.11	Commande basée sur des saturations imbriquées en suivi de trajectoire : trajectoire en 3D	129
4.12	Commande basée sur des saturations imbriquées en suivi de trajectoire : position et vitesse linéaire, forces de commande	130
4.13	Commande basée sur des saturations imbriquées en suivi de trajectoire : orientation, vitesse angulaire et couples de commande	131
4.14	Commande basée sur des saturations imbriquées en suivi de trajectoire : les enveloppes des angles des ailes	131
4.15	Robustesse vis-à-vis de perturbations externes : position et vitesse linéaires, forces de commande	133
4.16	Robustesse vis-à-vis de perturbations externes : orientation, vitesse angulaire et couples de commande	134
4.17	Robustesse vis-à-vis de perturbations externes : orientation, vitesse angulaire et couples de commande zoomés autour de la perturbation	135
4.18	Robustesse vis-à-vis de perturbations externes : les enveloppes des angles des ailes	135
4.19	Robustesse vis-à-vis d'erreurs aérodynamiques : position et vitesse linéaires, forces de commande	136
4.20	Robustesse vis-à-vis d'erreurs aérodynamiques : orientation, vitesse angulaire et couples de commande	137
4.21	Robustesse vis-à-vis d'erreurs aérodynamiques : les enveloppes des angles des ailes	138
4.22	Robustesse vis-à-vis d'une dissymétrie des forces des ailes : position et vitesse linéaires, forces de commande	139

4.23	Robustesse vis-à-vis d'une dissymétrie des forces des ailes : orientation, vitesse angulaire et couples de commande	140
4.24	Robustesse vis-à-vis d'une dissymétrie des forces des ailes : les enveloppes des angles des ailes	140
4.25	Robustesse vis-à-vis d'une dissymétrie des centres aérodynamiques des ailes : position et vitesse linéaires, forces de commande	141
4.26	Robustesse vis-à-vis d'une dissymétrie des centres aérodynamiques des ailes : orientation, vitesse angulaire et couples de commande	142
4.27	Robustesse vis-à-vis d'une dissymétrie des centres aérodynamiques des ailes : les enveloppes des angles des ailes	142
4.28	Robustesse vis-à-vis d'efforts aérodynamiques instationnaires : position et vitesse linéaires, forces de commande	143
4.29	Robustesse vis-à-vis d'efforts aérodynamiques instationnaires : orientation, vitesse angulaire et couples de commande	144
4.30	Robustesse vis-à-vis d'efforts aérodynamiques instationnaires : les angles des ailes	144
A.1	Fonction de saturation classique	149
A.2	Fonction de saturation différentiable d'ordre 1	150
A.3	Fonction de niveau	151

Liste des tableaux

2.1	Dimensions du micro-drone	47
-----	-------------------------------------	----

Introduction

Les performances des animaux en terme de manœuvrabilité, de rendement énergétique, ou encore d'adaptabilité sont une source importante d'inspiration pour la conception des robots ; d'où l'idée de développer de microrobots volants, ou microdrones, capables du vol biomimétique, ou vol à ailes battantes. Les microdrones sont des aéronefs de faible dimension (envergure maximale de 15cm), capables d'effectuer un vol autonome, grâce à un système embarqué de commande, comprenant un ensemble de capteurs et un circuit intégré dédié. Ces microdrones sont destinés aux domaines où l'homme ne peut pas intervenir, ou qui nécessitent une très grande précision. L'une de ces applications est l'exploration, tant dans le domaine civil (inspection des monuments, intervention dans des environnements dangereux, etc.) que le domaine militaire (espionnage, etc.) grâce à la discrétion due au vol battu.

Combinant les avantages énergétiques liés aux voilures fixes et la manœuvrabilité des voilures tournantes, le vol à ailes battantes présente un potentiel prometteur pour les microdrones. Les voilures battantes permettent d'assurer un vol stationnaire, de profiter des effets de l'aérodynamique instationnaire, caractéristique des faibles nombres de Reynolds, pour générer des efforts aérodynamiques supplémentaires et, par conséquent, réduire théoriquement la consommation énergétique. L'inconvénient majeur de ces microdrones réside dans la complexité de la reproduction des techniques de vol adoptées par les insectes.

Le travail de cette thèse fait partie du projet "Drones" du département Automatique du laboratoire GIPSA, et s'inscrit dans le cadre du projet OVMI (Objet Volant Mimant l'Insecte) financé par l'Agence Nationale de la Recherche en France. Sont engagés dans ce projet : l'IEMN (Valenciennes, Lille) pour l'étude microélectronique, l'ONERA (Palaiseau) pour la modélisation de la mécanique des fluides, le SATIE (Cachan) pour les aspects énergétiques, le GIPSA-Lab (Grenoble) pour la modélisation et la commande. Ce projet a pour but de concevoir et de réaliser un microdrone mimant l'insecte en terme de vol et de taille.

Les travaux de recherche menés dans le domaine des drones à ailes battantes attirent de nos jours différentes sociétés scientifiques. Ces travaux sont basés sur l'étude du vol animal dans toute sa diversité. Ils s'articulent autour de la conception de prototypes

dotés de systèmes de commande, d'une source d'énergie, de capteurs et d'actionneurs, en tenant compte de l'étude des matériaux utilisés pour la fabrication du corps et des ailes afin de générer des forces aérodynamiques maximales et de réduire les effets de traînée.

Le principal apport de cette thèse réside dans le développement de lois de commande simples assurant la stabilité globale du microdrone en position et en orientation. Les travaux précédents, notamment ceux de l'équipe de Berkeley qui ont traité les aspects de commande pour un mouvement tridimensionnel, se sont basés sur une linéarisation du système ; la stabilité est ainsi locale, assurée au voisinage de l'équilibre.

Ce mémoire est constitué de quatre chapitres :

Dans le premier chapitre, un état de l'art sur les insectes et les microdrones à ailes battantes est présenté. Le mouvement des insectes dans l'espace est assuré grâce au battement de leurs ailes. Une aile possède trois degrés de liberté : ce sont les trois angles de rotation autour des trois axes d'un repère orthogonal attaché à l'aile (générant les mouvements de battement, rotation et déviation) en plus des mouvements de flexion et de torsion de l'aile. Le battement des ailes génère des efforts aérodynamiques stationnaires dus à la pression de l'air qui s'exerce sur la surface des ailes battantes ainsi qu'à des phénomènes aérodynamiques instationnaires plus complexes. Ces phénomènes sont modélisés par des forces supplémentaires générées principalement par les tourbillons présents autour des ailes en rotation. Sera également présentée une étude des différents types de vol exécutés par les insectes (vol plané, vol battu, vol stationnaire, manœuvres) ainsi que les mécanismes employés pendant chaque type de vol. D'un autre côté, le système sensorimoteur des insectes est étudié et est lié à une étude technologique des drones à ailes battantes. Une comparaison entre les voilures battantes et les voilures fixes et tournantes est aussi développée afin de montrer l'intérêt du vol battu. Enfin, le projet OVMI, dans lequel se situe cette thèse, est présenté.

Le deuxième chapitre de la thèse est consacré à la modélisation d'un petit aéronef, en se basant sur les relations fondamentales de la dynamique en translation et en rotation. Deux degrés de liberté sont utilisés pour représenter le mouvement d'une aile : le battement et la rotation. Le mouvement des ailes est supposé être commandé en amplitude, la fréquence de battement étant fixe. Ce mouvement est transmis au microdrone via des actionneurs modélisés par des filtres du premier ordre. D'un autre côté, le microdrone à ailes battantes est considéré comme un système oscillant à haute fréquence (qui est la fréquence de battement de ses ailes). Ainsi, une stratégie de moyennisation est mise en œuvre ; ce sont les forces et couples moyens qui influent sur le mouvement du corps de l'insecte. L'équivalence entre le modèle instantané et le modèle moyen, calculé à chaque période de battement d'ailes, est ainsi testée en simulation en boucle ouverte. Le modèle moyen permet ensuite de calculer la commande qui sera appliquée sur une période de battement. Ainsi, les forces et couples aérodynamiques générés par le battement des ailes, et moyennés sur une période de battement, sont considérés égaux aux forces et couples

de commande qui doivent être appliqués au début de chaque période de battement. Un système d'équations, basé sur le modèle moyen, est ainsi mis en place liant les amplitudes des angles des ailes aux forces et couples de commande [Rifai et al., 2007b]. Or, les actionneurs générant le mouvement des ailes présentent certaines saturations, définissant ainsi un ensemble admissible de forces et couples de commande (grâce à la relation qui les lie). Cet ensemble sera désormais appelé l'ensemble de saturation.

Le troisième chapitre traite les aspects de commande de l'orientation du microdrone. Le mouvement de translation est considéré en boucle ouverte. Trois lois de commande sont proposées dans ce chapitre. Elles sont calculées en se basant sur le modèle moyen et appliquées ensuite sur le modèle variant dans le temps. Ces commandes sont bornées pour tenir compte des saturations au niveau des actionneurs. Elles sont assez simples et à bas coût en terme de calcul. En plus, elles assurent la stabilité globale du système en rotation. La première loi est calculée par un retour de l'état moyenné du système. La deuxième loi est une commande référencée capteurs. Pour cela, trois capteurs sont utilisés : un gyromètre pour la mesure de la vitesse angulaire, un accéléromètre et un magnétomètre servant à donner une information sur l'erreur d'attitude. La loi de commande est aussi calculée en se basant sur les valeurs moyennes de la vitesse mesurée et de l'erreur d'attitude. La troisième loi de commande permet une réduction du nombre de ses capteurs : le gyromètre est omis et la vitesse angulaire est construite à partir des mesures de l'accéléromètre et du magnétomètre. Une étude comparative de ces trois lois de commande est établie. Elles sont ensuite testées en présence de perturbations externes. Ce chapitre a fait l'objet de trois publications dans des conférences internationales [Rifai et al., 2007a, Guerrero-Castellanos et al., 2008a, Rifai et al., 2009a].

Dans le quatrième chapitre, la commande de la position du drone à ailes battantes est proposée. Le choix de commande adopté dans cette thèse consiste à moduler les amplitudes des angles des ailes afin de générer les forces de commande longitudinale et verticale ainsi que les couples de roulis et de lacet. Le mouvement de tangage sera généré par une petite masse qui se déplace longitudinalement à l'intérieur du corps. Le drone à ailes battantes étant un système sous-actionné, le mouvement latéral est généré grâce à un couplage entre la force de portance et l'angle de roulis. Deux lois de commande sont développées, elles sont basées sur les commandes bornées de chaînes d'intégrateurs. Contrairement aux commandes linéaires développées dans la littérature, ces commandes sont non linéaires, assurant ainsi une stabilité globale du système et une meilleure robustesse. De plus, les commandes sont bornées pour tenir compte des saturations au niveau des actionneurs entraînant le mouvement des ailes. Une première commande calculée à partir d'une somme de saturations est appliquée. Vu la lenteur de la convergence de cette commande, une deuxième loi est proposée, basée sur des saturations imbriquées et un placement de pôles. Un terme intégrateur est ajouté dans la deuxième loi de commande afin d'augmenter sa robustesse. Les lois de commande sont testées sur le modèle simple proposé. Les simplifications considérées sont ensuite validées par des tests de ro-

bustesse, portant sur des erreurs aérodynamiques, des erreurs d'identification du modèle, des perturbations externes, etc. Ce chapitre a fait l'objet de deux publications dans des conférences internationales [Rifai et al., 2008a, Rifai et al., 2008b] et d'un chapitre de livre [Rifai et al., 2009b].

Enfin, une conclusion et des perspectives sont présentées.

Chapitre 1

État de l'art

Depuis le premier vol naturel datant d'environ 300 millions d'années, les insectes ont développé de multiples techniques leur permettant d'optimiser les efforts déployés lors du vol ou de l'exécution de manœuvres. Ils ont subi aussi quelques changements de structure, de taille, des systèmes sensoriel et de contrôle grâce au phénomène de sélection naturelle. Les insectes sont ainsi capables d'effectuer des variations très rapides de leur vitesse et de la direction du vol, mouvements effectués en moins de 100 *ms* par plusieurs espèces, notamment en phase de prédation. Ils sont aussi capables d'accomplir, d'une façon transitoire, des vols latéraux ou à reculons. D'un autre côté, les insectes sont attirés par l'odeur, les couleurs, la lumière, etc. et dévient ainsi leur trajectoire afin de se diriger vers ces objets attraction. Toutes ces manœuvres sont principalement assurées grâce à des mouvements asymétriques des ailes, un déplacement de l'abdomen et des pattes.

La diversité et la richesse du vol animal ont fasciné depuis longtemps la communauté scientifique. Plusieurs études ont été menées dans différents domaines afin de pouvoir d'une part, optimiser la structure alaire pour générer un effort aérodynamique maximal, et d'autre part, concevoir des capteurs, des actionneurs, des batteries et des matériaux qui fournissent le meilleur rendement en vue de la réalisation de prototypes autonomes. Bien que ce domaine de recherche ne soit pas encore très mûr, des premiers essais de vol de certains micro-véhicules aériens ont été effectués récemment avec succès. La reproduction des techniques originales du vol battu reste toujours un défi à relever surtout sur le plan technologique.

1.1 Vol des insectes

Un insecte est constitué principalement de trois parties [Botsford Comstock and Rockcastle, 1986] : la tête, le thorax et l'abdomen (voir

FIG. 1.1). La tête contient les capteurs de vision (les ocelles et les yeux composés), les antennes (organes de sens : odorat, toucher, goût) et les pièces buccales (pour percer, sucer, aspirer ou mâcher). Le thorax est constitué de trois parties (pro, méso et métathorax) auxquelles sont attachées les pattes, les ailes et les haltères. L'abdomen contient l'organe génital et les oreilles.

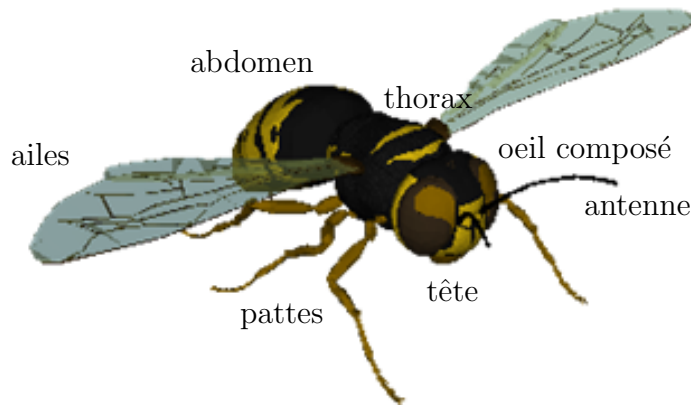


FIG. 1.1 – Structure d'un insecte

Le vol des insectes repose essentiellement sur les effets aérodynamiques générés lors du battement des ailes, mais aussi sur la perception du mouvement grâce au système sensoriel et à l'actionnement (muscles). Les insectes développent de multiples techniques, suivant leurs tailles et leurs catégories, qui leur permettent d'effectuer différents types de vols et de manœuvres. L'analyse du vol des insectes s'effectue suivant deux approches : une étude sur les insectes attachés ("tethered flight" en anglais) et une autre sur les insectes en vol libre ("free flight" en anglais). La difficulté du suivi de l'insecte dans l'espace favorise le choix de la première méthode. Bien qu'elle soit la plus utilisée, cette méthode reste informative : par exemple, la fréquence de battement des locustes en vol libre est nettement plus élevée que celle des locustes attachées [Baker et al., 1981]. Par ailleurs, certaines études, pour la détermination du mouvement des ailes et des muscles, ne peuvent être réalisées que si l'insecte est attaché. En somme, une analyse qualitative et quantitative des mécanismes employés pendant le vol des insectes se base sur la combinaison des deux approches.

1.1.1 Degrés de liberté d'une aile battante

Un cycle de battement d'ailes est défini par un mouvement de montée et de descente de l'aile, divisant ainsi le cycle en deux phases : le battement vers le haut et le battement vers le bas. Ces mouvements se répètent périodiquement à une fréquence dite fréquence de battement. Cette dernière peut varier, selon le type d'insecte, de quelques Hertz à

quelques centaines de Hertz. Elle dépend de la masse et de la température du corps, de l'inertie de l'aile, etc. La plus grande fréquence de battement, d'environ 1 kHz , a été enregistrée chez les cératopogonidés [Sotavalta, 1947]. Plusieurs techniques sont employées pour la détermination de la fréquence. Des séquences vidéo peuvent être utilisées pour compter le nombre d'images prises pendant un cycle de battement. Une autre technique consiste à enregistrer le son produit par les ailes battantes. La fréquence fondamentale correspond à la fréquence de battement ; les harmoniques supérieures peuvent parfois nuire à sa détermination. Quoique le battement soit créé par un oscillateur mécanique interne en résonance, la fréquence de battement est susceptible de varier légèrement. De plus, certains insectes sont capables de battre les ailes à des fréquences différentes. Aussi, peut changer le rapport des durées des deux demi-battements (vers le bas et vers le haut).

Un cycle de battement d'aile est défini par la combinaison de plusieurs mouvements élémentaires, dont les trois principaux sont : le battement, la rotation et la déviation (voir FIG. 1.2).

L'axe longitudinal de l'aile se déplace, approximativement, dans un plan dit de battement. L'orientation du plan de battement par rapport à l'horizontale est déterminée par l'angle de déviation, noté θ dans la suite (voir FIG. 2.1). Le plan de battement est généralement incliné en phase d'accélération et rejoint l'horizontale pendant le vol stationnaire. Le battement est le mouvement de descente et de montée de l'aile, dont l'axe longitudinal reste dans le plan de battement, formant ainsi les deux demi-battements. Les valeurs maximale et minimale de l'angle de battement, noté ϕ dans la suite (voir FIG. 2.1), sont en général prédéfinies pour chaque type d'insecte [Dudley, 2002]. L'aile se déplace entre ces deux extremums suivant une courbe sinusoïdale (avec des harmoniques supérieures) [Péray, 2005].

Le mouvement de rotation permet de changer l'orientation de l'aile, de sorte que, pour un mouvement d'avancement de l'insecte, le côté dorsal de l'aile soit orienté vers l'avant pendant le battement vers le bas et vers l'arrière pendant le battement vers le haut. L'angle de rotation (ou angle d'attaque), noté ψ dans la suite (voir FIG. 2.1), est l'angle entre le plan de battement et la corde de l'aile. L'amplitude de l'angle d'attaque est en général supérieure (en valeur absolue) pendant le battement vers le bas [Dudley, 2002]. Le passage de l'aile de la phase de battement vers le bas à la phase de battement vers le haut constitue la supination, le phénomène inverse est la pronation (voir FIG. 1.3).

D'autres phénomènes encore plus complexes caractérisent l'aile d'un insecte. Ils sont principalement dus à l'inertie de l'aile et aux forces aérodynamiques appliquées [Dudley, 2002]. Comme les nervures existent en plus grand nombre du côté du bord d'attaque, ce dernier présente une rigidité supérieure à celle du bord de fuite. En conséquence, l'aile présente une flexion dans sa partie postérieure. D'autre part, l'axe de rotation de l'aile est situé à proximité du bord d'attaque à cause de la rigidité de ce dernier. Les forces aérodynamiques, agissant au centre de gravité de l'aile situé derrière cet axe, créent

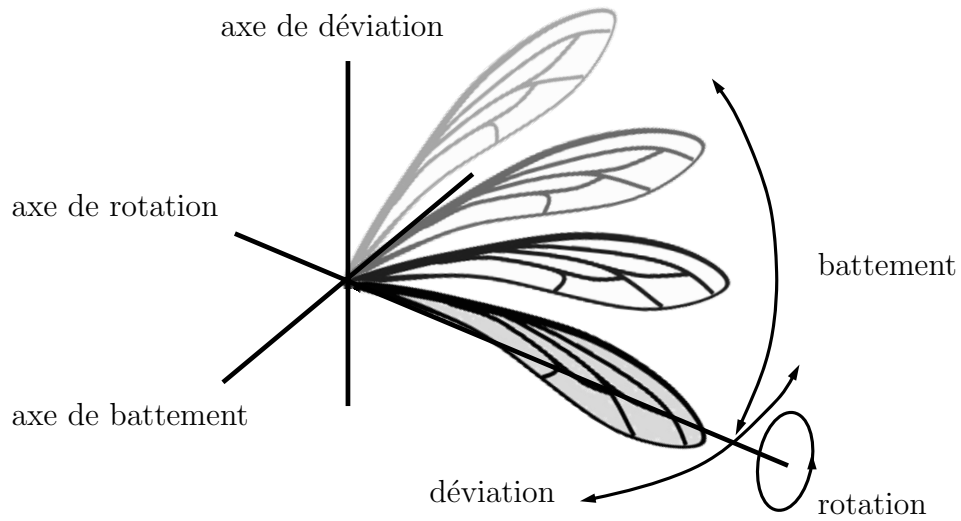


FIG. 1.2 – Les trois principaux degrés de liberté d'une aile

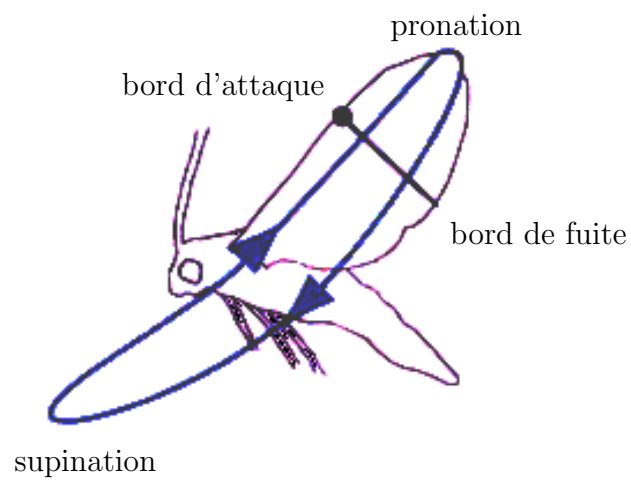


FIG. 1.3 – La supination et la pronation d'une aile

des moments de fléchissement et de torsion. La flexion et la torsion de l'aile sont d'une très grande importance pour le vol des insectes. La flexibilité permet à l'aile de résister aux effets aérodynamiques turbulents tout en assurant une souplesse au vol. La torsion de l'aile permet d'assurer une stabilité aérodynamique du corps de l'insecte sans avoir besoin d'une queue comme pour les oiseaux.

L'extrémité de l'aile dévie légèrement par rapport au plan de battement. Elle décrit un mouvement tri-dimensionnel en forme de huit "8" [Marey, 2006] (voir FIG. 1.4).

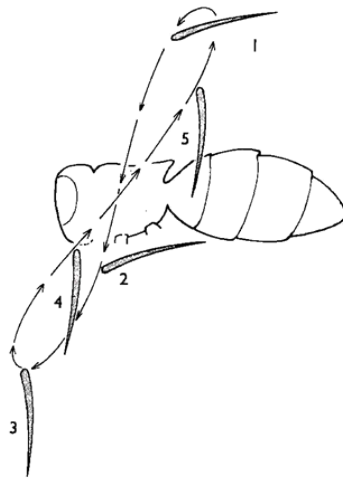


FIG. 1.4 – Le mouvement en "8" des ailes pendant les deux demi-battements [Mackean, 2002]. Les étapes du battement sont numérotées. Le bord d'attaque de l'aile est dirigé vers le bas (respectivement vers le haut) pendant le demi-battement vers le bas (respectivement vers le haut).

Les amplitudes des angles de battement et de rotation, l'orientation du plan de battement, la fréquence de battement, le rapport des durées des demi-battements, ainsi que la flexibilité et la torsion de l'aile sont les degrés de liberté (*ddl*) d'une aile en battement. Le contrôle de ces *ddl* permet à l'insecte de changer la vitesse du vol et d'effectuer des manœuvres.

1.1.2 Mécanismes du vol

Plusieurs sous-systèmes fonctionnels jouent un rôle important dans la génération du mouvement des ailes c'est à dire leur actionnement : citons les muscles directs et indirects, certaines structures élastiques, etc. [Chapman, 1998].

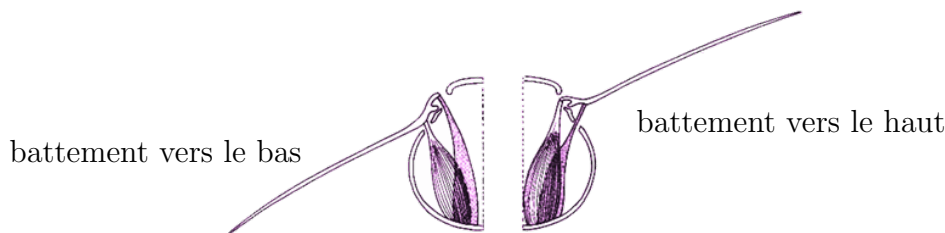


FIG. 1.5 – Les muscles directs sont directement attachés à la base de l'aile. Une détente (à gauche, muscle de derrière) crée un battement vers le bas, alors qu'une contraction (à droite, muscle de devant) crée un battement vers le haut [Mackean, 2002].

A Muscles directs

Les muscles directs se situent à la base de l'aile et influent directement sur son mouvement (FIG. 1.5). Leur contraction entraîne un petit déplacement de la base de l'aile vers le bas soulevant ainsi l'aile vers le haut. La détente de ces muscles provoque le battement vers le bas. Ils permettent aussi d'effectuer le mouvement de rotation de l'aile. Certains d'entre eux sont responsables du fléchissement et de la détente de l'aile. Ils participent aussi au changement de la direction du vol en bloquant le mouvement d'une aile pendant une période de battement de l'autre. Bien que ce mécanisme de vol soit primitif, il permet d'effectuer un vol stationnaire ainsi que des manœuvres (changements brusques de direction et de vitesse). Les muscles directs se trouvent chez les odonates (libellules, demoiselles) et les blattoptères (cafards).

B Muscles indirects

Comme leur nom l'indique, ces muscles commandent indirectement le battement des ailes. Ils se situent dans le thorax (FIG. 1.6). La contraction des muscles indirects crée une courbure convexe du tergum (i.e. la partie dorsale du thorax) et soulève par la suite le point d'attache des ailes provoquant un battement vers le bas. La détente de ces muscles crée un battement vers le haut. Les muscles indirects permettent le phénomène de repliement des ailes sur l'abdomen. En cas de vol, les muscles commandent les ailes, alors qu'en cas de repos ils commandent le mouvement des pattes. Ils sont à l'origine de manœuvres sophistiquées comme le vol stationnaire, à reculons, etc. Ces muscles se trouvent chez les diptères (mouches, moustiques, taons, moucheron) et les hyménoptères (abeilles, guêpes, bourdons, frelons, fourmis).

Notons que certains insectes comme les coléoptères (scarabées, coccinelles) et les orthoptères (sauterelles, courtilières, grillons, criquets) utilisent les muscles directs et indirects pour assurer le vol.

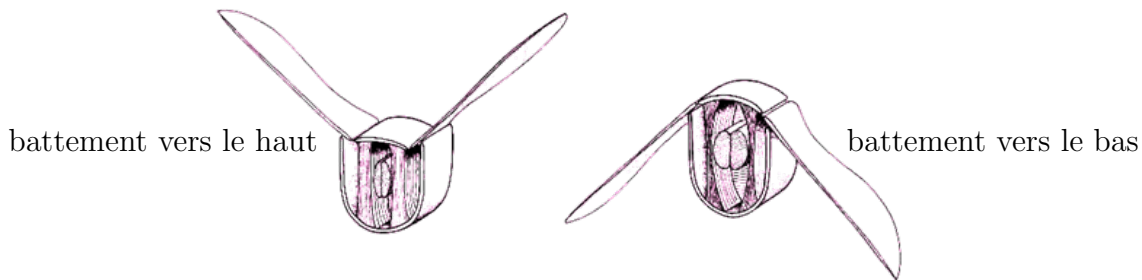


FIG. 1.6 – Les muscles indirects sont situés dans le thorax. Une détente des muscles (au milieu) créent un battement vers le haut, alors qu’une contraction crée un battement vers le bas [Mackean, 2002].

C Structures élastiques

Les insectes possèdent des structures élastiques (les muscles par exemple) dans lesquelles ils stockent l’énergie générée grâce à la distorsion du thorax ou à la vitesse des ailes à la fin d’un demi-battement. Cette énergie est dépensée pour compenser l’effort dû à l’inertie des ailes au début d’un demi-battement notamment celui vers le haut.

1.1.3 Système sensoriel des insectes

A Sensilles

Les sensilles (poils sensoriels) sont des micro-organes cuticulaires permettant la détection de stimuli de natures diverses (mécaniques, chimiques, etc.) [Gullan and Cranston, 2005, Chapman, 1998]. Elles sont présentes surtout sur les ailes, les antennes et les pattes. Certaines fonctionnent comme des mécanorécepteurs ; elles sont sensibles au toucher, à des vibrations sonores (variations locales de la pression de l’air) et au flux d’air autour des ailes battantes. Les sensilles chimioréceptrices sont responsables de l’olfaction [Picimbon, 2002] et de la gustation. Les proprioceptrices (ou capteurs extéroceptifs en robotique) repèrent l’orientation du corps de l’insecte dans l’espace, contrôlant ainsi la stabilité du vol. D’autres sensilles, les campaniformes, détectent les distorsions de la base de l’aile et commandent son mouvement.

B Haltères

Ce sont des capteurs gyroscopiques situés à la base des ailes et assurant le maintien de la stabilité de l’insecte [Alexander, 2002]. Les haltères ont la forme d’une petite tige avec un bouton à son extrémité. Elles oscillent verticalement à la fréquence de battement mais

aussi développent une force de torsion qui résiste à une rotation de l'insecte (principe du gyroscope). Leur action corrective pendant les rotations de roulis et de tangage est supérieure à celle du lacet. Les haltères possèdent des sensilles à leurs extrémités qui leur permettent de détecter leurs mouvements verticaux et rotationnels [Chapman, 1998].

C Ocelles

Les ocelles sont des yeux simples qui se trouvent sur le front d'un insecte en nombre de trois au maximum [Dudley, 2002]. Ils sont sensibles à la lumière et au mouvement mais ne distinguent pas les images. Ce sont aussi des optomoteurs participant à la régulation du roulis et du tangage. La détection de l'horizon et la surveillance de l'orientation du corps sont ainsi les deux fonctions principales des ocelles.

D Yeux Composés

Un oeil composé est formé d'un ensemble de petits yeux (les ommatidies). Il est incapable de reconnaître les détails d'une scène comme l'oeil humain, mais il est beaucoup plus rapide à percevoir les mouvements [Waldbauer, 1998] surtout dans les phases de prédation, d'évitement d'obstacles, etc. Les yeux composés assurent une vision dans des conditions limitées d'éclairage [Cavendish, 2003]; certains insectes arrivent même à voir dans l'obscurité [Gullan and Cranston, 2005]. Plusieurs espèces sont capables de déterminer le plan de polarisation de la lumière réfléchi sur une surface d'eau ou émanant de la lune et s'en servent de boussole. Les insectes peuvent distinguer les couleurs (y compris l'ultra-violet) à l'exception du rouge. Les yeux composés de plusieurs espèces ont des champs de vision de presque 360° [Gullan and Cranston, 2005], facilitant ainsi la détection de flux optique et le vol dans l'espace. La vision chez l'insecte joue ainsi un rôle primordial dans le contrôle de l'orientation et de la stabilité [Dudley, 2002].

1.1.4 Effets aérodynamiques

Le mouvement des ailes et du corps de l'insecte dans un flux d'air crée des forces aérodynamiques stationnaires de portance, de traction et de traînée. Néanmoins, ces efforts ne sont pas simples. La haute fréquence de battement des ailes, les différents degrés de liberté mis en jeu pendant une période de battement et la dissymétrie entre les mouvements des ailes droite et gauche peuvent introduire des effets aérodynamiques instationnaires, complexes et difficiles à quantifier. Ces effets sont plus prononcés dans les milieux à faible nombre de Reynolds noté Re ($10^2 - 10^4$) caractérisant le vol des oiseaux et des insectes. Les différentes gammes des Re correspondant aux divers véhicules aériens sont illustrées sur la FIG. 1.7. Notons que Re est défini comme étant le rapport entre les

forces inertielles et de viscosité. Le nombre de Reynolds est proportionnel à la taille du véhicule volant (corde de l'aile) et à sa vitesse relative par rapport au fluide, caractérisant ainsi l'environnement de vol. Un milieu à faible Re est alors plus visqueux qu'un autre ayant un Re élevé. Ce qui explique les faibles Re affectés aux insectes et les valeurs élevées relatives aux voilures fixes, et justifie l'absence de l'aérodynamique instationnaire dans le vol des avions et par conséquent la maîtrise de leur commande.

Par définition, une aile bat dans un flux stationnaire lorsqu'elle a une orientation fixe et une vitesse constante par rapport au fluide qui l'entoure. Une variation rapide de la vitesse de l'aile, de son orientation et de sa géométrie définissent un flux instationnaire.

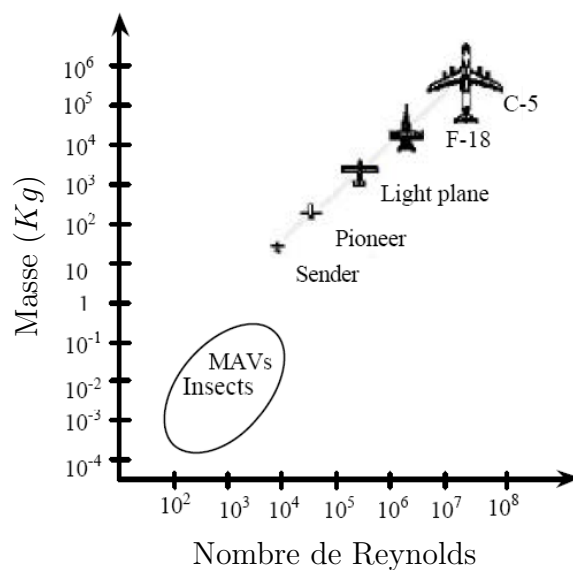


FIG. 1.7 – Le régime du vol des micro-véhicules aériens relatif aux voilures existantes [Pornsirak et al., 2001]

A Aérodynamique stationnaire

Une aile battante dans un flux stationnaire est soumise à des forces aérodynamiques qui dépendent principalement de la surface et de la vitesse de l'aile ainsi que de la vitesse relative du fluide et de sa densité. Deux forces principales s'appliquent : une parallèle à l'écoulement autour de l'aile, la traînée, et une perpendiculaire, la portance. A l'exception du décollage des piérides, les profils d'ailes des insectes sont des structures générant une portance considérablement plus élevée que la traînée [Dudley, 2002]. Les vortex influent sur le rapport entre la portance et la traînée et permettent ainsi aux insectes d'effectuer des changements de direction quasi instantanés.

A.1 La traînée La force de traînée est appliquée aux ailes aussi bien qu'au corps de l'insecte, et tend à ralentir son mouvement. Elle réunit les effets des forces de pression et de viscosité. La traînée de pression est principalement due au changement des caractéristiques inertielles du fluide duquel l'insecte enlève de l'énergie cinétique. La traînée de viscosité dépend de l'interaction entre l'insecte et les particules du fluide ambiant. L'intensité de la force de traînée totale peut être exprimée par

$$T = \frac{1}{2}\rho SC_T V^2 \quad (1.1.1)$$

où ρ est la densité du fluide, S la surface de l'objet soumis à l'écoulement du fluide, V la vitesse relative du fluide relativement à l'objet et C_T le coefficient de traînée. C_T n'est pas en général constant, il dépend de Re ainsi que de l'orientation du corps par rapport au flux de fluide. La direction de la force de traînée est opposée à celle du mouvement ; ralentissant ainsi l'avancement de l'insecte. Son effet doit alors être minimisé pour que l'insecte ne dépense pas une grande quantité d'énergie afin de la compenser. La force de traînée peut être réduite grâce à plusieurs facteurs :

- Pour des vitesses de vol élevées, Re augmente. La traînée varie en sens inverse : l'exposant de la vitesse dans (1.1.1) prend une valeur effective inférieure à "2" [Dudley, 2002].
- En réduisant l'angle du corps (par rapport au flux), la traînée diminue. Cette position est surtout adoptée par les insectes pendant les vols à vitesse élevée.
- La conception carénée du corps de l'insecte et la structure des membranes ayant une faible friction aident aussi à réduire la force de traînée.

A.2 La portance Sur un profil d'aile, le fluide se divise au niveau du bord d'attaque : une partie longe le côté dorsal (extrados) et une autre le côté ventral (intrados). Un cisaillement à la limite du bord de fuite empêche l'écoulement dorsal de l'atteindre ; il se détache de l'aile un peu avant. Le flux ventral, au contraire, atteint le bord de fuite sans problème. Cette différence du point de détachement entre les deux parties du fluide crée une petite turbulence à l'extrémité de l'aile. Notons que les nervures des ailes aident à assurer un réattachement laminaire au bord de fuite. D'un autre côté, la convexité de l'extrados de l'aile et le détachement prématuré du flux qui le longe aboutissent à une différence de vitesse entre les écoulements dorsaux et ventraux et par suite une différence de pression entre les côtés : le flux dorsal est plus rapide que le flux ventral, par conséquent, selon le principe de Bernoulli, l'extrados subit une dépression alors que l'intrados une surpression. La différence de pression entre l'extrados et l'intrados génèrent une force de portance. Une autre explication est basée sur la déviation du fluide qui passe au dessus de l'aile, créant ainsi une force d'action. La réaction de l'aile est ainsi la portance.

La convexité de l'aile joue un rôle important dans la génération des forces aérodynamiques : plus l'aile est convexe, plus la portance est grande (jusqu'à une certaine limite). La courbure de l'aile est inversée à chaque demi battement sous l'influence des forces

aérodynamiques et inertielles appliquées à l'aile. Cette dernière a ainsi un rôle réactif relativement aux changements aérodynamiques. D'un autre côté, la flexion de l'aile conduit aussi à augmenter la portance.

L'amplitude de cette force est donnée par

$$P = \frac{1}{2}\rho SC_P V^2 \quad (1.1.2)$$

où ρ , S , V sont définis dans (1.1.1) et C_P est le coefficient de portance.

La portance est perpendiculaire à l'aile de l'insecte. Un changement de l'orientation de l'aile, de l'amplitude ou de la vitesse de battement permet de changer la direction (par rapport à un repère inertiel) et l'amplitude des forces aérodynamiques. La portance est considérée comme la force motrice de l'insecte. Elle assure les mouvements ascendant (compensation du poids) et d'avancement (compensation de la traînée) et même latéraux pendant les manœuvres. La force de portance générée pendant le battement vers le bas est supérieure à celle générée pendant le battement vers le haut pour plusieurs raisons [Dudley, 2002] :

- Dans certains cas (vitesse de vol élevée), le rapport entre les vitesses de l'aile pendant les battements vers le bas et vers le haut est supérieur à 1.
- L'inversion de la courbure de l'aile pendant la supination (la rotation de l'aile pendant le passage du battement vers le bas au battement vers le haut) ne s'effectue pas parfaitement pour les insectes.
- La surface effective de l'aile pendant le battement vers le haut est inférieure à celle pendant le battement vers le bas en raison de la flexion dissymétrique de l'aile entre les deux demi-battements.

L'orientation de l'aile peut aussi changer, elle est plus horizontale pendant le battement vers le bas et plus verticale pendant le battement vers le haut. Cette disposition favorise la génération des forces verticales pendant le battement vers le bas, et horizontales pendant le battement vers le haut.

La rotation de l'aile suivant son axe longitudinal ou l'inclinaison du corps par rapport au flux induisent une orientation non verticale de la force de portance. Cette force, projetée dans un repère lié à l'insecte, possède ainsi deux composantes, une horizontale assurant son mouvement longitudinal, la traction, et une verticale, qui dans la suite sera appelée la portance. A l'exception des vols à grande vitesse, l'amplitude de la traction est inférieure à celle de la portance, comme cette dernière doit pouvoir au moins compenser le poids de l'insecte.

Les forces décrites ci-dessus correspondent à un mouvement de l'aile dans un flux stationnaire. L'évaluation précise de ces forces nécessite la division de l'aile en plusieurs tranches ; les efforts relatifs sont ainsi calculés en appliquant les relations (1.1.1,1.1.2) pour chaque tranche. Les forces totales de traînée et de portance sont alors les sommes des efforts élémentaires. Alors que certaines études supposent que les forces aérodynamiques stationnaires sont suffisantes pour la génération des vols horizontal et vertical,

d'autres prouvent la présence de certains phénomènes instationnaires qui s'ajoutent aux précédents. Selon le type d'insecte, ces phénomènes peuvent être de faible amplitude et donc avoir une influence mineure sur le vol, ou primordiale comme dans le cas des bourdons.

B Aérodynamique instationnaire

La rotation et l'accélération de l'aile, les vortex créés par les ailes et affectant les battements suivants, la masse de fluide en déplacement par rapport à l'insecte créent des forces aérodynamiques instationnaires qui s'ajoutent aux forces stationnaires. Ces forces permettent aux insectes de réaliser des manœuvres telles que des variations rapides de la vitesse et de la direction de vol, des tours presque instantanés, etc.

B.1 Masse ajoutée Les mouvements de battement et de rotation de l'aile induisent une accélération du fluide qui l'entoure. Une force supplémentaire est ainsi générée due à la masse virtuelle ajoutée du fluide, elle dépend de la forme de l'aile et de son orientation. La simplification apportée dans [Rakotomamonjy et al., 2004] aux travaux de [Sane and Dickinson, 2002] et de [Walker, 2002] en ne considérant que le terme correspondant au mouvement linéaire de l'aile conduit à l'effort suivant (calculé pour une tranche d'aile de largeur L_t)

$$F_{ma} = \frac{\pi}{4} \rho l^2 L_t x_1 \ddot{\phi} \quad (1.1.3)$$

où ρ est la densité du fluide, l est la corde de l'aile, $\ddot{\phi}$ est la dérivée seconde de l'angle de battement et x_1 est l'abscisse du centre aérodynamique de l'aile calculée à partir de la base de l'aile suivant son axe longitudinal, pour la plupart des insectes x_1 vaut 0.6 – 0.7 de la longueur L de l'aile. La somme de tous les efforts élémentaires donne la force totale due aux phénomènes de masse ajoutée. Cette force est perpendiculaire à l'aile en son centre aérodynamique.

B.2 Effet Kramer - Force de rotation La rotation de l'aile autour de son axe longitudinal à la fin d'un demi battement induit une circulation du fluide dans le sens opposé et un cisaillement au bord de fuite; la condition de kutta-jukovski¹ n'est donc plus applicable. Or, la viscosité du fluide empêche ce cisaillement. L'aile développe une circulation additive du fluide qui compense l'effet de celle créée par la rotation jusqu'à ce que la condition de kutta se rétablisse à nouveau. La circulation rotationnelle en fonction de la position de l'axe de rotation est tracée sur la FIG. 1.8.

¹La condition de kutta-Jukovski considère que les effets visqueux imposent une vitesse de fluide finie sur l'extrados et l'intrados au voisinage du bord de fuite.

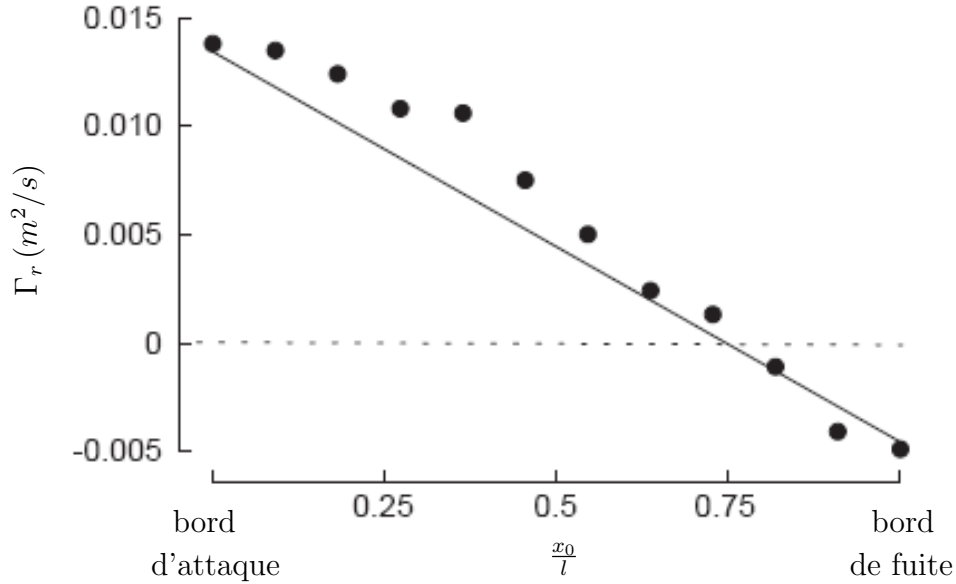


FIG. 1.8 – Des valeurs mesurées de la circulation rotationnelle Γ_r pour différentes valeurs de la position normalisée de l'axe de rotation $\frac{x_0}{l}$ en considérant la vitesse linéaire de l'aile égale à 0.15 m/s et sa vitesse angulaire égale à 74 deg/s . Ces valeurs sont approximées par la droite d'équation $\Gamma_r = \pi\omega l^2(\frac{3}{4} - \frac{x_0}{l})$ [Dickinson et al., 1999].

L'effort correspondant à la circulation additive est donné pour une tranche de largeur L_t par [Sane and Dickinson, 2002]

$$F_r = \pi\rho l^2 L_t v_a \left(\frac{3}{4} - \frac{x_0}{l}\right) \dot{\psi} \quad (1.1.4)$$

où v_a est la vitesse aérodynamique de l'aile, $\dot{\psi}$ est la dérivée de l'angle de rotation et x_0 est la position du centre aérodynamique par rapport au bord d'attaque, cette distance vaut environ $0.25l$, soit le quart de la corde pour la majorité des insectes. La valeur de x_0 égale à $0.75l$ représente la position de l'axe autour duquel l'aile ne développe aucune force pendant sa rotation. La force de rotation développée par l'aile est la somme de tous les efforts élémentaires, elle est perpendiculaire au profil d'aile et nous la supposons appliquée en son centre.

B.3 Retard au décrochage Pour des angles d'attaque élevés, le flux qui se détache au bord d'attaque de l'aile crée un vortex qui s'amplifie au fur et à mesure jusqu'à ce que son rattachement au bord de fuite devienne impossible. La condition de Kutta-Jukovski devient alors non applicable et un vortex se forme à proximité du bord de fuite. Ces effets aboutissent à une réduction de la portance. Or, le vortex présent au voisinage du bord d'attaque induit une augmentation importante de la portance et retarde le décrochage.

Des expériences ont montré que pour des faibles Re , une aile d’insecte ne subit jamais un décrochage de fluide.

B.4 Capture de sillage L’aile est en interaction continue avec les vortex développés pendant les battements précédents. Le mécanisme de rotation de l’aile induit un détachement de ces vortex qui créent à leur tour un champ de vitesse élevé. Pendant sa rotation, l’aile entre en contact avec ce champ générant ainsi une force aérodynamique supplémentaire (voir FIG. 1.9). L’amplitude de cette force dépend essentiellement de la cinématique de l’aile avant et après la rotation. La mesure de l’effort dû à la capture de sillage reste difficile à mettre en œuvre. Néanmoins, son effet peut être pris en compte par une modification de la valeur de la masse ajoutée [Sane and Dickinson, 2002].

B.5 Effet Wagner Ce mécanisme a été découvert par Wagner en 1925 et porte ainsi son nom. Une aile qui commence à battre à partir du repos crée un vortex qui retarde l’établissement des forces stationnaires. Ce vortex, évacué au bord de fuite, peut s’enrouler sur lui-même débutant ainsi un nouveau vortex. Une fois le vortex éloigné du bord de fuite, l’effort stationnaire peut être atteint. Parmi tous les phénomènes décrits ci-dessus, l’effet Wagner est le seul à atténuer, d’une valeur minimale [Sane, 2003], les efforts stationnaires (voir FIG. 1.10). La quantification de l’effet Wagner est difficile vu son interaction avec le phénomène de masse ajoutée [Walker, 2002].

B.6 “Clap and fling” C’est l’un des mécanismes qui décrivent le mieux les phénomènes instationnaires de l’aérodynamique. A la fin du battement vers le haut, les ailes de certains insectes se rejoignent ; les bords d’attaque se touchent avant les bords de fuite “clap” en raison de leur rigidité. En se rapprochant, les ailes réduisent l’espace entre elles et évacuent par la suite le fluide qui existait. Quand les deux ailes se touchent complètement, les circulations du fluide de part et d’autre des ailes s’annulent. Les vortex au bord de fuite sont ainsi atténués et la condition de Kutta-Jukovski est réalisée. Par conséquent, une portance et une traction supplémentaires peuvent être générées [Sane, 2003]. Pour commencer le battement vers le bas, les ailes s’écartent d’abord du côté du bord d’attaque “fling” ; une zone de basse pression se forme entre les ailes favorisant le remplissage de l’espace ainsi créé par le fluide et l’interaction avec les vortex de part et d’autre des ailes (voir FIG. 1.11).

B.7 Avance ou retard de la rotation de l’aile Ce mécanisme consiste en une rotation de l’aile avant la fin d’un demi battement (avance de la rotation) ou après le début du deuxième demi battement (retard de la rotation). Une avance dans la rotation de l’aile à la fin d’un demi battement augmente le sillage qui l’entoure et donne à l’aile

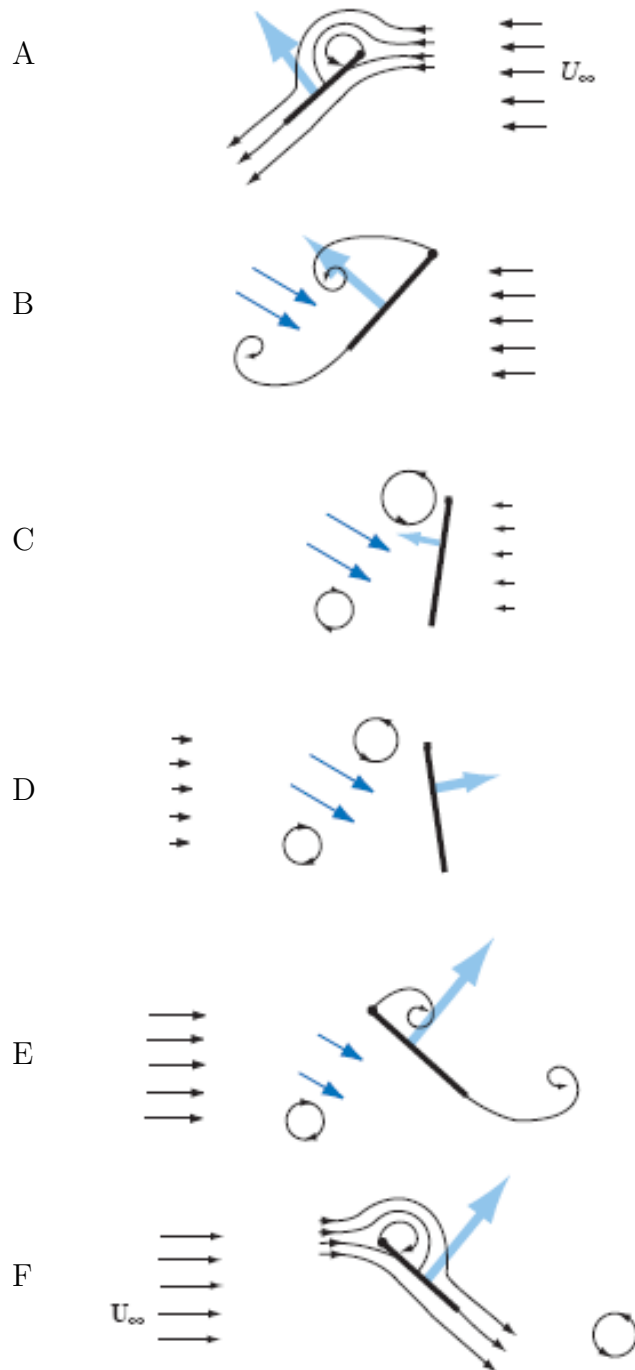


FIG. 1.9 – Quand l'aile est à la fin du mouvement de translation d'un demi-battement et en cours de rotation pour changer son orientation, des vortex aux bords d'attaque et de fuite se forment (A,B). Ces vortex génèrent ainsi un champ de vitesse important (flèche bleu foncé) (C,D). Quand l'aile s'arrête à nouveau pour changer d'orientation à la fin du deuxième demi-battement, elle rencontre ce vortex et entre en réaction avec lui (D,E). La force aérodynamique augmente alors de valeur (flèche bleue clair) (F). Ce phénomène s'appelle la capture de sillage [Sane, 2003].

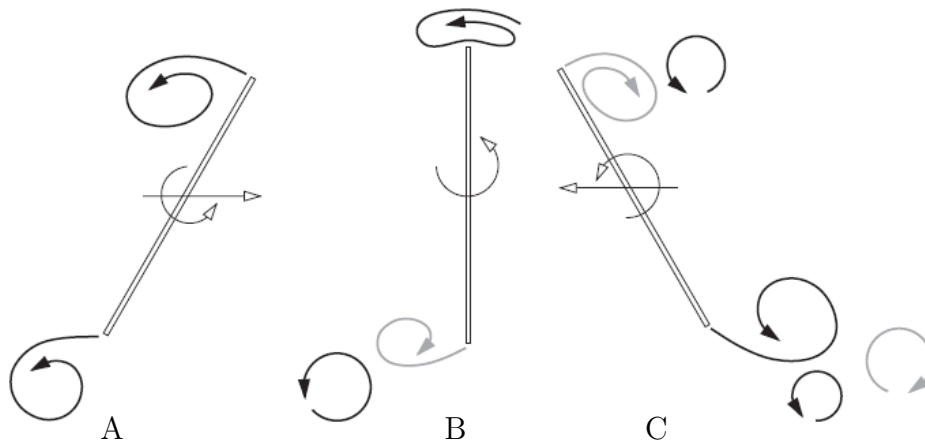


FIG. 1.10 – Quand l'aile ralentit à la fin d'un demi-battement, un vortex se forme (A). Pendant la rotation de l'aile, un vortex de signe opposé représenté en gris est créé (B). Au début de la deuxième moitié du battement, un vortex, de même signe que le précédent, est généré (C). Les vortex créés en (B) et (C) et représentés en gris clair sont de signe opposé par rapport à la direction de ce demi-battement, ce qui réduit la valeur de la portance [Ansari et al., 2006].

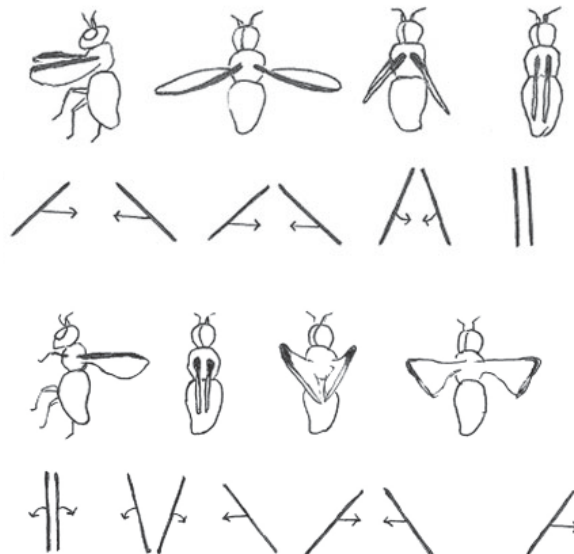


FIG. 1.11 – Le mécanisme de clap and fling [Miller and Peskin, 2005]

l'orientation convenable pour mieux profiter des vortex évacués lors des battements précédents [Dickinson et al., 1999]. Une augmentation de la force rotationnelle en résulte ; la force due à la translation de l'aile reste inchangée (voir FIG. 1.12). Le phénomène opposé survient lors d'un retard dans la rotation de l'aile induisant une réduction de l'amplitude des forces. Ainsi, un insecte, qui avance la rotation des deux ailes, accélère verticalement et horizontalement. D'un autre côté, un insecte, qui avance la rotation d'une aile et retarde l'autre, effectue une rotation en lacet de son corps, le centre de la rotation est situé du côté de l'aile retardée.

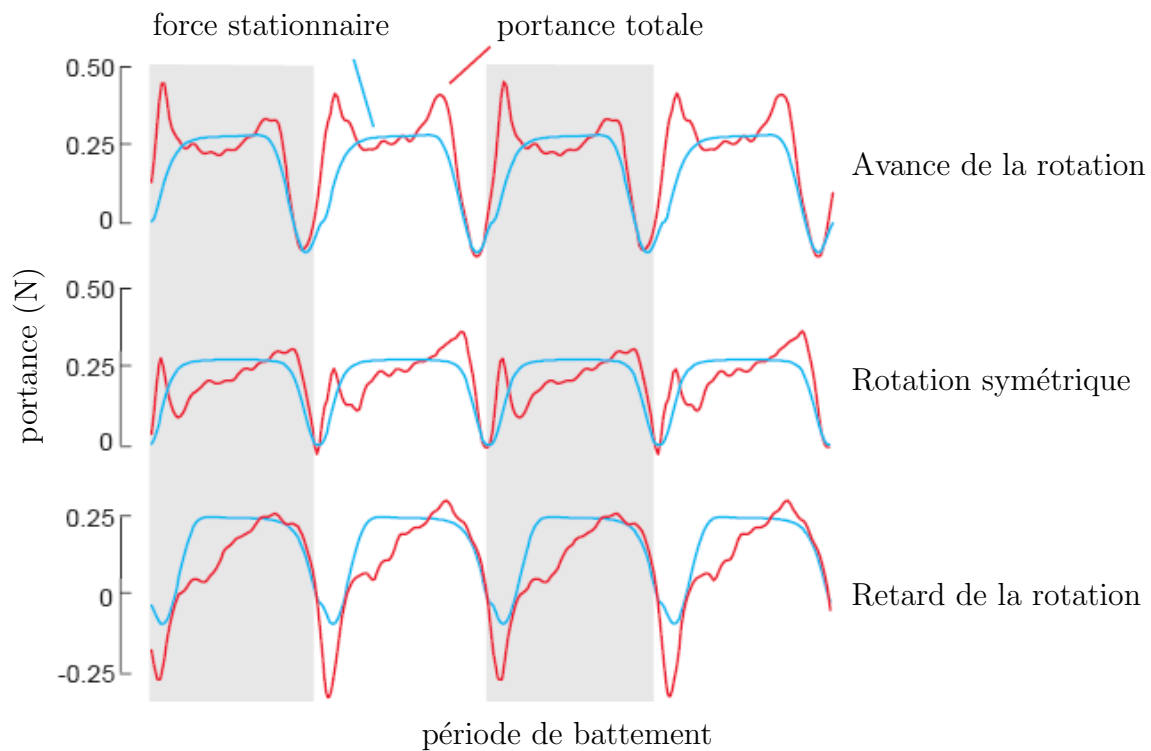


FIG. 1.12 – L'influence de l'avance (en haut) et le retard (en bas) de la rotation de l'aile sur l'amplitude de la force aérodynamique générée [Dickinson et al., 1999].

1.1.5 Types de vol

Le vol des insectes est motivé par divers facteurs tels les stimulus visuels (lumière, couleurs) ou chimiques (odeurs), la température, le vent, les radiations solaires, la prédation, etc. Selon l'espèce, les insectes sont capables d'accomplir différents types de vols : décollage, atterrissage, longitudinal (en avant ou à reculons), vertical (en haut ou en bas), latéral, stationnaire et plané. Les changements rapides de la cinématique des ailes, de l'orientation du corps et de la position des pattes sont à la base de la génération du vol et des manœuvres.

A Décollage - Atterrissage

Le décollage de la majorité des insectes débute par une extension rapide de leurs pattes suivie d'un saut dans l'air [Dudley, 2002]. Une fois le contact avec le support perdu ou la direction des antennes et des sensilles déviée, les ailes commencent à battre. Le phénomène inverse existe chez certaines espèces. Les muscles du thorax provoquent l'extension des ailes et leurs battements par la suite, le saut dans l'air a lieu quelques instants plus tard.

L'atterrissage n'est possible que si l'insecte repère un support ; les pattes s'étendent quand la distance le séparant de la surface franchit un certain seuil. Un atterrissage réussi nécessite que la vitesse du vol tende vers zéro au moment de l'impact. Ceci peut être réalisé en augmentant la force de traînée (en inclinant le corps vers l'arrière par un mouvement de tangage par exemple). D'autres techniques d'atterrissage sont utilisées selon le type de support ; un insecte se posant sur un plafond effectue un demi-tour de roulis par exemple.

B Vols longitudinal, vertical et latéral

La direction et l'amplitude des forces aérodynamiques générées par le battement des ailes ainsi que l'orientation du corps et des pattes déterminent le mouvement des insectes dans l'espace. Ce mouvement comprend le vol linéaire (longitudinal, vertical et latéral), la rotation autour des axes du corps (roulis, tangage et lacet) ainsi que les manœuvres obtenues par combinaison des précédents mouvements.

B.1 Vols longitudinal et vertical La force résultante de tous les effets aérodynamiques agissant sur les ailes, droite et gauche, comporte deux composantes : la portance (verticale) et la traction (horizontale). Cette force est principalement générée par le battement des ailes ; la vitesse relative de l'air peut avoir un effet minoritaire qui ne dépasse pas les 10 % de la force totale [Sane and Dickinson, 2001]. D'autre part, l'intensité de la force est réduite pendant le battement vers le haut et sa projetée suivant un axe vertical dirigé vers le haut peut même devenir négative [Chapman, 1998]. Pour assurer un vol ascendant (respectivement descendant), la portance doit être supérieure (respectivement inférieure) au poids de l'insecte. Un mouvement vers l'avant nécessite que la traction compense les forces de traînée, dues d'une part à la friction entre le flux d'air et l'insecte, et d'autre part à l'énergie cinétique du vortex créé par les ailes en battement. Pour réduire les forces de traînée, les insectes orientent leur corps horizontalement, le plan de battement des ailes verticalement et les pattes vers l'arrière. Enfin, les forces de traînée aident à amortir les oscillations du corps dues au battement des ailes.

B.2 Manœuvres La manœuvrabilité des insectes se traduit par des changements rapides de position et d'orientation effectués grâce à des valeurs élevées d'accélération et de vitesses, linéaires et angulaires. Les forces et les couples qui en résultent sont couplés. Citons les manœuvres classiquement exécutées par les insectes : le vol latéral, à reculons, le changement de la direction de vol, etc. Elles sont générées notamment grâce à une dissymétrie de la cinématique des ailes (l'orientation du plan de battement, les amplitudes des angles de battement et de rotation, le rapport entre les durées des battements vers le bas et vers le haut, le découplage des ailes antérieures et postérieures, le déphasage entre les ailes, etc.). Elles sont aussi engendrées par un petit mouvement du corps de l'insecte (déplacement latéral de l'abdomen, changement de la direction du plan du corps) et de ses pattes.

Les mécanismes à l'origine de certaines manœuvres sont désormais expliqués [Dudley, 2002]. Les rotations de l'insecte autour de ses axes de roulis, tangage et lacet (respectivement longitudinal, latéral et vertical) sont créées principalement par des mouvements non symétriques des ailes. Par exemple, pendant un lacet, l'aile vers laquelle a lieu la rotation bat avec une amplitude inférieure à l'autre. L'inertie de l'insecte étant très petite, ce dernier est capable d'effectuer le tour en un-quinzième d'une seconde [Alexander, 2002]. Par ailleurs, en présence d'un roulis, l'aile de l'insecte possède une vitesse latérale qui accroît l'angle de rotation (angle d'attaque) et les forces générées permettant ainsi le retour à l'équilibre. Notons que, l'inertie de l'aile (surtout dans le cas des gros insectes) diminue la vitesse de rotation autour des trois axes.

L'abdomen de l'insecte joue aussi un rôle primordial pendant les manœuvres. Il se fléchit latéralement pour générer (ou compenser) un lacet. Comme le centre aérodynamique et le centre de gravité du corps ne sont pas confondus, un tangage en résulte. L'abdomen se fléchit alors longitudinalement pour le compenser. Un roulis peut alors apparaître suite au tangage et au lacet. En outre, à cause de la grande surface de contact avec le flux d'air, l'abdomen génère des forces de traînée. Par conséquent, les manœuvres dues à l'abdomen s'exécutent plus lentement que celles générées par les ailes.

Les pattes participent aussi à la création des couples de roulis, tangage et lacet. Leur faible moment d'inertie aide à la génération de manœuvres relativement plus rapides que celles de l'abdomen.

B.3 Couplage entre les vols linéaires et les manœuvres Des couplages entre les différents mouvements développés existent. Un mouvement de roulis est en général accompagné d'un déplacement latéral. En effet, la rotation de l'insecte autour de son axe longitudinal provoque une inclinaison de la portance ; cette dernière aura une composante suivant l'axe latéral d'un repère inertiel fixe ; un déplacement suivant cet axe en résulte. Or, dans cette position, des forces de traînée latérale s'appliquent sur le corps et le font tourner autour de son axe vertical. Un autre couplage est accompli par certains insectes : un mouvement de tangage oriente le corps vers l'arrière ; la portance a alors

une composante longitudinale dirigée vers l'abdomen de l'insecte. Le vol à reculons est ainsi généré. Notons que ce dernier peut aussi être créé par les ailes battantes.

En somme, les insectes emploient une infinité de techniques pour effectuer le vol, les manœuvres, et assurer la stabilité. La reproduction technologique de tous ces mouvements est encore loin d'être aboutie.

C Vol plané

Le vol plané est observé rarement, seulement chez les odonates, orthoptères, lépidoptères, pour des durées allant d'une fraction de seconde à quelques secondes [Chapman, 1998]. Pendant ce vol, les ailes sont largement étendues ; aucun mouvement de battement n'est décelable. Par conséquent, la force aérodynamique générée n'a qu'une composante verticale, la portance qui compense le poids. Ainsi, un insecte en vol plané ralentit comme les forces de traînée ne sont pas compensées par la traction. Une exception se présente quand même, lors d'un vol plané descendant où l'insecte pique du nez ; dans ce cas, la force de gravité projetée sur l'axe longitudinal du corps accélère son mouvement. L'aptitude à planer est caractérisée par un rapport portance/traînée élevé qui se traduit par un rapport envergure/corde élevé [Alexander, 2002]. Le vol plané est économique du point de vue énergétique [Chapman, 1998].

D Vol stationnaire

Le vol stationnaire est accompli par plusieurs types d'insectes suivant deux principales techniques [Chapman, 1998]. Certaines espèces ont leur corps presque vertical, leur plan de battement horizontal et l'angle d'attaque identique pendant les demi-battements. D'autres espèces ont leur corps horizontal ; ils battent leurs ailes de haut en bas dans un plan vertical afin de compenser le poids [Straus-Durckheim, 1828]. Le vol stationnaire est utilisé pour l'atterrissage, l'alimentation des petits oiseaux et la formation des essaims.

E Les essaims

Un essaim est un rassemblement d'insectes en une seule masse pour la reproduction ou l'émigration. Les insectes effectuent un vol stationnaire en attendant la formation de l'essaim, et dépensent ainsi une grande quantité d'énergie. Une fois l'essaim formé, les insectes doivent maintenir une distance entre eux et avoir un mouvement d'ensemble uniforme.



(a) Le microdrone Wasp



(b) Le microdrone de l'université d'Arizona

FIG. 1.13 – Des modèles de microdrones à voilure fixe.

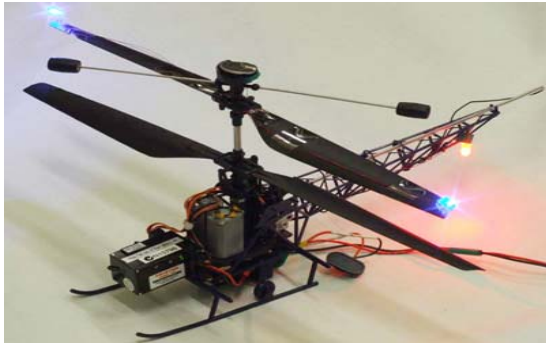
1.2 Drones à ailes battantes

Le monde des insectes a, depuis longtemps, suscité l'attention des biologistes qui analysent leur structure, leur mode de vie, etc. Leurs efforts, combinés aux travaux des aérodynamiciens, ont permis d'expliquer certaines ambiguïtés et de dévoiler l'énigme du vol animal. Vu les avantages que présentent les insectes relativement aux autres types de voilures (fixes et tournantes) qui existent déjà sur le marché (voir FIG. 1.13 et 1.14), une nouvelle thématique a vu le jour : les drones à ailes battantes. Par définition², un micro-drone ou micro-véhicule aérien (d'après le terme anglais Micro Aerial Vehicle "MAV") est un engin de moins de 15 *cm* en longueur, largeur ou hauteur, capable d'autonomie de vol et d'énergie. Récemment, des recherches ont été menées pour le développement de microdrones à ailes battantes. Le progrès dans la micro-électronique a influencé la fabrication de micro actionneurs, capteurs, systèmes de communication, batteries, processeurs, etc. La conception d'un prototype a aussi été influencée par le développement dans la métallurgie, surtout en ce qui concerne la fabrication de nouveaux alliages flexibles mais suffisamment robustes et à faible friction, pour la fabrication des ailes et du corps de l'insecte. D'un autre côté, l'automatique vise la commande du décollage, de l'atterrissage, du vol (en position et en orientation), des manœuvres et de l'évitement d'obstacles de ces engins.

1.2.1 Historique et intérêts

Le développement de micro-drones à ailes battantes représente un grand défi sur le plan technologique. Bien que certains prototypes télécommandés, à l'échelle de l'oiseau, soient commercialisés, le vol autonome n'a pas encore été réalisé. Les recherches menées ces dernières années visent des prototypes de la taille d'un insecte. Malgré l'existence de

²Les dimensions d'un micro-drone ont été définies par la DARPA (Defense Advanced Research Projects Agency), USA.



(a) Un hélicoptère coaxial



(b) L'hélicoptère quatre rotors de GIPSA-Lab

FIG. 1.14 – Des modèles de microdrones à voilure tournante.

projets de robot insecte, les avancées technologiques sont encore loin de permettre leur vol en trois dimensions. Le premier projet “Micro-mechanical Flying Insect” portant sur le développement de micro-drones à ailes battantes a été soutenu et financé par la DARPA à des fins militaires. D'autres projets ont ensuite été proposés et soutenus, notamment par des universités à des fins civiles.

- *Micro-mechanical Flying Insect, MFI* : Ce premier projet sur les drones à ailes battantes, financé par la DARPA, a débuté en 1998 au laboratoire de Millisystèmes Biomimétiques de l'université de Californie, Berkeley, USA. Son but est de développer un micro-drone de 25 mm d'envergure, utilisant un actionnement piézoélectrique, un thorax flexible et un amplificateur afin d'assurer un grand débattement des ailes fixées à ses extrémités (voir FIG. 1.15).
- *Micro-robotic Fly* : Ce projet est porté par le laboratoire de Micro-robotique à l'université de Harvard, USA, et est aussi soutenu par la DARPA. Un premier prototype, de 3 cm d'envergure, a décollé en 2007, uniquement en vol vertical avec une alimentation externe et sans commande. Cet engin utilise aussi un actionneur piezo-électrique, mais une structure beaucoup plus flexible et souple que celle du MFI, notamment en ce qui concerne l'amplification du déplacement transmis aux ailes (voir FIG. 1.16).
- *Delfly* : Démarré en 2005 sous la forme d'un projet étudiant à l'université technologique de Delft, Pays-Bas, ce projet a été poursuivi par le Delfly II. Le drone, pesant 16 g , possède deux paires d'ailes de 28 cm d'envergure, utilise un moteur à courant continu et est équipé d'une caméra embarquée. Il est capable d'assurer un vol horizontal, stationnaire et même à reculons. La suite de ce projet serait le Delfly micro visant une envergure de 10 cm et une masse de 3 g pour aboutir à la fin au Delfly nano en minimisant encore plus la taille de l'engin (voir FIG. 1.17).
- *COM-BAT* : C'est un projet en cours de développement à l'université de Michigan en partenariat avec les universités de Californie, Berkeley, et du Nouveau Mexique, USA, à des fins purement militaires. L'objectif est un robot de 15 cm d'envergure,

- équipé de petites caméras, microphones et détecteurs de radiations nucléaires et de gaz empoisonnant (voir FIG. 1.18).
- *Butterfly Ornithopter, BTO* : Ce projet, mené au laboratoire de Shimoyama de l'université de Tokyo, Japon, explore le vol des papillons. Un prototype de 14 cm d'envergure a été réalisé assurant seulement le vol longitudinal (voir FIG. 1.19).
 - *Entomopter* : C'est un drone de 15 cm d'envergure capable de voler et de ramper. Il est en cours de conception à l'institut technologique de Georgia, USA. La spécificité de ce projet réside dans son mode d'actionnement par un muscle chimique. Ce dernier est capable de générer des battements d'ailes à partir d'une source d'énergie chimique. Le but final de ce projet est l'exploration de la planète Mars (voir FIG. 1.20).
 - *Robofly* : Ce projet est mené au Dickinson-lab, USA, et s'intéresse surtout à l'étude de l'aérodynamique, de la mécanique du vol, du contrôle du vol, etc. Robofly possède des ailes de 60 cm d'envergure qui sont immergées dans de l'huile afin de reproduire les phénomènes de viscosité de l'air (voir FIG. 1.21).
 - *Manned Ornithopter* : Le projet développé à l'université de Toronto, Canada, vise une échelle plus grande que les autres. Un engin à ailes battantes, rigides, guidé par un conducteur, est construit. Cet engin a réussi à voler en 2006 (voir FIG. 1.22).
 - *REsearch program on Micro Aerial vehicle and New Technologies Application, REMANTA* : C'est le premier projet français sur les micro-drones à ailes battantes. Il a été mené par l'ONERA³ entre 2002 et 2006. Son but était d'approfondir les connaissances en aérodynamique, mécanique du vol, commande, actionneurs, matériaux et structure (voir FIG. 1.23).
 - *Objet Volant Mimant l'Insecte, OVMI* : C'est un projet ANR⁴ Jeune Chercheur qui a débuté en 2006 et regroupe le GIPSA-lab (précédemment LAG), l'IEMN, le SATIE et l'ONERA dans un cadre pluridisciplinaire visant la modélisation, la commande et la construction d'un microdrone à l'échelle 1 (voir FIG. 1.24) (cf. §1.3 pour plus de détails).
 - D'autres projets sont aussi développés partout dans le monde. A l'université de Cornell, deux activités de recherche sont menées : la première vise un robot de la taille d'un oiseau, l'*Ornithopter*, et la deuxième, un robot à l'échelle de l'insecte, le *cybernetic MAV*. Citons aussi les recherches au laboratoire des systèmes mécaniques à l'université de Delaware, USA, au laboratoire de Kawamura, Japon, le projet *Robur* au LIP6, France, *The bird plane*, NASA, USA, ce qui clôt la liste des projets sur ce thème à notre connaissance.

Les drones à ailes battantes peuvent être utilisés dans de nombreuses applications d'intérieur et d'extérieur. En raison de leur faible inertie ainsi que des perturbations

³Office Nationale d'Etudes et de Recherches Aéronautiques.

⁴Agence Nationale de la Recherche.

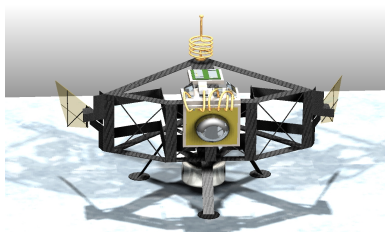


FIG. 1.15 – MFI

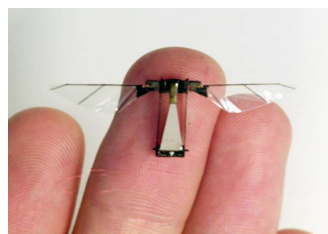


FIG. 1.16 – Micro-robotic Fly

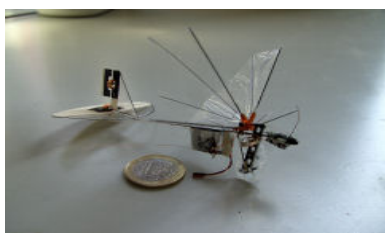


FIG. 1.17 – Micro Delfly



FIG. 1.18 – COM-BAT



FIG. 1.19 – BTO



FIG. 1.20 – Entomopter

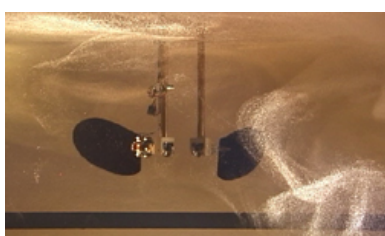


FIG. 1.21 – Robofly



FIG. 1.22 – Manned Ornithopter



FIG. 1.23 – REMANTA

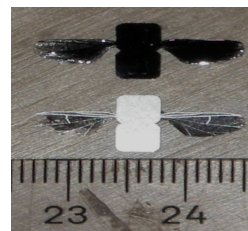


FIG. 1.24 – OVMI

pouvant intervenir en milieu extérieur (vent, pluie, etc.), leur utilisation reste encore limitée. Ainsi, les milieux intérieurs sont favorisés, spécialement dans la phase de test des prototypes, vu l’absence de turbulences. Or, la majorité des applications proposées nécessite la présence des microdrones en milieu extérieur, dans des conditions relativement difficiles. Par conséquent, d’énormes efforts doivent être faits afin d’aboutir au vol autonome. Les drones à ailes battantes présentent des applications civiles comme la surveillance des bâtiments, monuments, lignes à haute tension, la prévention des feux de forêts, l’intervention dans des endroits inaccessibles à l’homme, l’aide des services de secours, les jouets. Ces drones peuvent aussi interagir en coopération, dans des essais bien organisés, afin d’effectuer des tâches difficiles [Wood, 2008] ; si un robot ne résiste pas aux conditions dures du lieu de mission, les autres prennent alors le relais. Par ailleurs, grâce à leur forme et leur comportement biomimétique, ces drones présentent aussi des applications militaires en accomplissant des missions discrètes (espionnage, investigation). L’exploration de la planète Mars est aussi envisagée par la NASA [Thakoor et al., 2003].

1.2.2 Comparaison avec les autres types de voilures

L’agilité des insectes et leur bonne adaptation aux changements d’environnement a suscité l’intérêt des chercheurs de différentes disciplines pour l’étude et la reproduction du vol naturel. Après les succès obtenus sur les drones à voilure fixe (les avions) et à voilure tournante (les hélicoptères, les quatre rotors), la communauté scientifique s’est dirigée vers les voilures battantes. Cette émergence mondiale est motivée par les avantages que présentent ces drones relativement aux autres types de voilures.

Contrairement aux voilures fixes, les drones à ailes battantes sont capables d’effectuer un vol stationnaire et possèdent une très grande manœuvrabilité qui leur permet d’exécuter des tâches ponctuelles même dans des espaces réduits. Bien que les voilures tournantes soient dotées de ces mêmes propriétés, les ailes battantes jouissent d’un avantage lié au bruit généré par les actionneurs (piézoélectriques dans la majorité des cas), qui, en général, est inférieur à celui créé par les rotors des voilures tournantes. Cet avantage, joint à la petite taille et à la forme biomimétique de ces drones, favorise leur utilisation dans des missions discrètes pour la surveillance ou l’espionnage par exemple. D’un autre côté, les drones à ailes battantes profitent des phénomènes de l’aérodynamique instationnaire (cf. §1.1.4B) pour développer une force de portance supérieure à celle des voilures fixes et tournantes. En d’autres termes, pour générer une même portance, ces dernières utilisent seulement la puissance des actionneurs et ainsi consomment théoriquement plus d’énergie. Notons que l’énergie dépensée par les voilures battantes est encore inférieure dans le cas du vol plané. Bien qu’aucune analyse précise n’ait comparé l’énergie des différents types de voilures, une étude récente a montré que les poissons consomment jusqu’à 70 % d’énergie de moins que les véhicules sous-marins pour déplacer le même poids à la même vitesse [Triantafyllou and Triantafyllou, 1995].

Par contre, vu les efforts établis pour comprendre les mécanismes complexes employés par les insectes durant le vol, il reste beaucoup à explorer. Il est en effet difficile d'identifier les techniques développées par les insectes pendant les manœuvres [Dudley, 2002] et par suite de reproduire ces mouvements tant sur le plan technique que technologique. En effet, la microélectronique de nos jours n'est pas en mesure de fournir les éléments essentiels pour assurer un vol autonome et précis d'un microdrone à l'échelle de l'insecte. D'un autre côté, les effets de l'aérodynamique stationnaire, bien connus et contrôlés pour les voilures tournantes et fixes, ne sont pas les seuls qui influent sur le mouvement des voilures battantes. Le faible nombre de Reynolds, caractéristique des insectes, introduit la théorie de l'aérodynamique instationnaire difficile à maîtriser. La commande de ces microdrones est également compliquée vu le haut degré de sous actionnement (d'un point de vue technologie) qu'ils présentent, les multiples solutions (angles de battement, d'attaque, du corps, du plan de battement, etc.) pouvant générer une force et un couple donnés (problème inverse) [Hedrick and Daniel, 2006], la dissymétrie possible entre les ailes droite et gauche ainsi que les oscillations dues aux battements.

1.2.3 Étude technologique

A Structure

Les recherches dans ce domaine portent surtout sur le développement de profils d'ailes, légères, souples mais assez rigides pour pouvoir résister aux hautes fréquences de battement et aux turbulences dues aux faibles nombres de Reynolds. L'aile doit être optimisée de façon à produire un maximum de portance ; l'importance de la cambrure de l'aile, des nervures, de la rigidité du bord d'attaque est traitée dans [Park et al., 2007]. Différents matériaux ou alliages, ayant les caractéristiques citées ci-dessus, sont proposés dans la littérature.

Une Membrane de Neurones Artificiels (ANM) est proposée dans [Menges, 2006] pour la fabrication des ailes. Elle est composée d'un réseau de neurones artificiels intégrés dans un film mince ou une membrane intelligente (à puce) pour le contrôle du mouvement de l'aile afin d'assurer le vol. Le battement est créé par contraction de cette membrane. Deux conceptions sont proposées dans ce but. La première considère une membrane constituée de tubes de carbone. Excitée par un faisceau laser, les tubes de carbone se réalignent créant ainsi une contraction de la membrane. La deuxième consiste à appliquer un alliage de Nickel Titane (NiTi) sur la membrane. Cet alliage, appelé alliage à mémoire de forme, se comporte comme un moteur thermique parce qu'il a la propriété de se contracter quand il est soumis à la chaleur ; il peut donc facilement être contrôlée par des circuits résistifs. Comme la densité d'énergie de l'alliage NiTi est supérieure à celle des tubes de carbone, il réagit plus vite à une excitation et est ainsi plus efficace dans la génération rapide de petits déplacements. Par contre, il présente l'inconvénient

d'un temps de rétablissement plus long.

[Pornsirak et al., 2001] ont proposé d'utiliser des Systèmes MicroElectroMécaniques (MEMS) pour fabriquer les ailes puisqu'ils sont plus légers et présentent une meilleure symétrie relativement à des ailes qui n'utilisent pas la technologie MEMS. Un alliage de titane est utilisé en raison de sa légèreté, sa dureté et sa ductilité. Ces propriétés permettent à l'alliage d'être facilement plié afin de créer une cambrure de l'aile, mais aussi étiré pour varier l'épaisseur de l'espar au bord d'attaque, auquel sera attachée la membrane de l'aile. Cette dernière est constituée de parylène-C qui peut être déposé directement sur l'alliage de titane, possède de bonnes propriétés adhésives et supporte des fréquences de battement supérieures à 30 Hz sans se déchirer. Une amélioration est apportée par [Pornsirak et al., 2002] où une membrane souple en parylène jouant le rôle d'actionneur à valves est déposée sur l'aile en MEMS afin de réguler la distribution de pression. Cette technique a permis d'augmenter les forces aérodynamiques de 50%. Une comparaison entre l'alliage de titane avec une membrane en parylène et le composite PVDF-parylène est effectuée dans [Yanga et al., 2007]. Cette étude a permis de montrer l'équivalence entre les deux matériaux du point de vue de la génération des forces.

Des membranes en latex sont utilisées par [Galvao et al., 2006] où une comparaison entre différentes épaisseurs est réalisée. Les expériences montrent qu'une membrane plus mince augmente la cambrure de l'aile et la génération de portance par la suite. La membrane en latex est également utilisée dans [Stanford et al., 2007] avec un bord d'attaque en fibre de carbone conçu pour les faibles Re . Cette structure est légère et passive.

B Actionneurs

Les performances en terme de fréquence et de débattement ainsi que la taille et le poids du drone à ailes battantes conditionnent le choix de l'actionneur à intégrer pour créer le mouvement des ailes. Les actionneurs adaptés aux systèmes de grande taille, ne présentent pas les mêmes performances à de plus petites dimensions en terme de puissance et de rendement. Par exemple, les moteurs rotatifs [Regan et al., 2006] ne génèrent pas directement le battement ; les systèmes de transmission ajoutent de la masse et des pertes ce qui rend leur miniaturisation délicate. Un actionnement magnétique est considéré dans [Miki and Shimoyama, 2002] en mettant des ailes magnétiques en rotation dans un champ alternatif à des fréquences suffisamment élevées (pouvant aller jusqu'à 500 Hz). Notons que ce type d'actionneurs peut être utilisé pour créer des mouvements de battement [Judy and Muller, 1996] et de rotation [Guckel et al., 1993]. Des actionneurs IMPC (Ionic Polymer-Metal Composites) sont utilisés dans [Park et al., 2004], où des mouvements de battement et de rotation peuvent être obtenus, les plus grandes valeurs de portance et de traction étant mesurées pour une fréquence de 8 Hz . Des modifications ont été apportées dans [Lee et al., 2006] où un angle de battement maximum a été atteint pour une fréquence de 0.5 Hz , cet angle décroît en augmentant la fréquence. Un

actionneur piézoélectrique unimorphe, LIPCA (Lightweight Piézo-Composite Actuator), est utilisé dans [Park et al., 2006] pour effectuer des mouvements de battement et de rotation de l’aile. Des tests montrent que le mécanisme de “clap and fling” augmente la portance de 21 % alors que la flexion de l’aile due à la présence de nervures l’augmente de 43 %. Des améliorations ont été apportées dans [Nguyen et al., 2007] où une augmentation de 68 % de la cambrure est réalisée. Dans les deux cas, la fréquence de battement est de 10 Hz. Notons que le temps de réponse de la céramique piézoélectrique peut atteindre 20 μs [Bonnail et al., 2003]. Les actionneurs piézoélectriques présentent un grand intérêt notamment sur le plan de la maturité et de la puissance massique générée. Néanmoins, ils génèrent plutôt de fortes contraintes que de grands déplacements, c’est pourquoi il est préférable de les utiliser à la résonance et en mode de flexion. Ils sont utilisés dans les deux plus grands projets de drones à ailes battantes, *MFI* et *Micro-robotic Fly*. Dans le premier, chaque aile est commandée par deux actionneurs [Avadhanula et al., 2003] alors que le deuxième propose une commande d’un degré de liberté (le battement), la rotation étant passive [Wood, 2007b]. L’utilisation de deux actionneurs rend le système et par conséquent la commande plus complexes, mais garantit une plus grande manœuvrabilité permettant d’assurer un vol dans l’espace. Ce point n’a pas encore été abordé dans le deuxième projet. Les systèmes de transmission dans les deux cas sont constitués de barres servant à amplifier la déformation de l’actionneur. Dans tous ces travaux, des actionneurs de type “muscles directs”, sont utilisés. En outre, l’ONERA dans le projet REMANTA a proposé un actionnement du type “muscles indirects” basé sur un thorax résonant [Osmont, 2005]. Ce type d’actionnement présente des caractéristiques énergétiques intéressantes pour générer le mouvement de battement de l’aile, la rotation étant obtenue passivement.

C Capteurs

Comme les actionneurs, un dimensionnement des capteurs est exigé pour respecter les limitations de taille et de poids du microdrone ainsi que la capacité de traitement des informations (unité de calcul). Un compromis doit être effectué entre la taille du capteur et la précision des mesures fournies. Des capteurs optiques, infra-rouge, magnétiques, chimiques, etc. peuvent être utilisés. Par exemple, des caméras embarquées servent à déterminer la position du robot dans l’espace mais elles présentent l’inconvénient d’une grande taille. D’autres capteurs inspirés des insectes sont développés. Citons à ce propos le modèle d’une ocelle proposé dans [Wu et al., 2003], [Schenato et al., 2004] qui permet de déterminer l’orientation du corps de l’insecte (attitude) en comparant l’intensité de la lumière mesurée par différents photorécepteurs. Par ailleurs, un oeil composé artificiel a été imité à partir des observations de la mouche [Franceschini et al., 1992]. Il présente l’avantage d’un faible poids et d’un large champ de vision [Duparré and Wippermann, 2006]. Ce capteur, ainsi que les EMD (Elementary Motion Detectors) [Wu et al., 2003], sont uti-

lisés principalement pour le calcul du flux optique dans un but final d’évitement d’obstacles [Ruffier and Franceschini, 2003], [Reiser et al., 2004]. En outre, des petits poils, mimant les sensilles, sont proposés dans [Dijkstra et al., 2005] et permettent de déterminer la vitesse relative du robot par rapport à la vitesse du vent. Vu le grand nombre de sensilles artificielles nécessaires, ce type de capteurs présente l’inconvénient d’une grande capacité de calcul. Un modèle d’haltères est proposé dans [Schenato et al., 2004], il peut remplacer un gyromètre en technologie MEMS avec l’avantage d’une taille, d’un poids et d’une consommation énergétique inférieurs. Les haltères permettent de mesurer la vitesse de rotation du microdrone. L’orientation de la tête de l’insecte peut être repérée à l’aide d’un magnétomètre [Wu et al., 2003] afin de bien déterminer la direction du vol.

1.3 Projet OVMI

OVMI est un projet ANR Jeune Chercheur initié en 2006 pour une durée de trois ans. En raison de la pluridisciplinarité de cette thématique, OVMI regroupe plusieurs laboratoires français : l’Institut d’Électronique, Microélectronique et Nanotechnologie (IEMN) à Lille et Valenciennes, le laboratoire Grenoblois de l’Image, de la Parole, du Signal et de l’Automatique (GIPSA-lab) à Grenoble (précédemment Laboratoire d’Automatique de Grenoble, LAG), le laboratoire des Systèmes et Applications des Technologies de l’Information et de l’Énergie (SATIE) à Cachan et l’ONERA à Palaiseau. L’objectif global de ce projet est l’approfondissement des connaissances nécessaires pour le développement d’un microdrone, intégré sur silicium, mimant l’insecte en terme de taille, structure et techniques de vol, tenant en considération les aspects de mécanique de fluide et d’énergie. Ainsi, l’ONERA partage ses connaissances acquises pendant le projet de recherche fédérateur (PRF REMANTA), en aérodynamique à faible Re [Rakotomamonjy et al., 2004] et mécanique du vol. Le GIPSA-lab est responsable de la modélisation d’un microdrone à ailes battantes ainsi que de l’établissement de lois de commande, simples pour utiliser un système de calcul embarqué, mais assez robustes pour assurer le vol en trois dimensions. L’IEMN participe à la réalisation d’une structure principalement en silicium comportant un corps (thorax, abdomen) et des ailes ainsi que l’intégration d’actionneurs générant le battement des ailes. Le rôle du SATIE consiste à choisir et réaliser une source d’énergie et à identifier au préalable des modes de récupération et de stockage de l’énergie perdue. Les travaux de recherche menés dans les différents laboratoires ont porté sur :

- l’étude et la réalisation de tests pour la détermination de l’emplacement des nervures des ailes assurant, d’un côté, la rigidité de cette dernière et d’un autre côté, une interaction moins turbulente avec l’air.
- le développement de modèles analytiques et numériques de la déformée des ailes (battement et torsion) après actionnement du thorax.
- la réalisation de tests sur un banc d’expérimentation, utilisant une excitation par

pot vibrant, l’aile étant constituée d’un assemblage de deux poutres, en forme de “L”, à un degré de liberté (angle de battement), constituées de deux types différents de matériaux :

1. les poutres en silicium ne présentant pas une torsion passive,
 2. les poutres en polymère SU-8, qui par contre présentent une torsion passive pendant la phase de battement créant ainsi un déphasage entre les angles aux bords d’attaque et de fuite.
- le développement de lois de commande non linéaires, bornées et faibles en coût de calcul, assurant une stabilisation globale du système en attitude et en position.
 - le développement d’un modèle de circuit électronique pour la transmission sans fil de l’énergie grâce à des antennes.

Les résultats obtenus ont démontré l’inadaptabilité du silicium aux ailes battantes car il ne présente pas une flexibilité suffisante pour engendrer des mouvements passifs, qui permettraient de réduire le nombre de degrés de liberté de l’aile à contrôler. D’un autre côté, les aspects d’actionnement à l’échelle microscopique n’ont pas encore été testés.

Les sujets de recherche du projet OVMI continueront dans le cadre du projet ANR EVA visant la réalisation d’un prototype mésoscopique.

1.3.1 Thèse dans OVMI

Comme mentionnés précédemment, les travaux de recherche menés au GIPSA-lab essentiellement pendant la durée de cette thèse qui s’inscrit dans le cadre du projet OVMI, se basent essentiellement sur la modélisation et la commande du microdrone à ailes battantes. Vu les dimensions visées, une petite unité de calcul, donc à capacité réduite, doit être embarquée dans un objectif de vol autonome. Par conséquent, la commande doit être assez simple et faible en coût de calcul. La stratégie adoptée dans cette thèse est ainsi la suivante : développer un modèle simple de drone à ailes battantes, établir des lois de commande et les tester sur un modèle complet. Le modèle proposé se base sur deux degrés de liberté (angles de battement et de rotation) et considère uniquement les forces dues à l’aérodynamique stationnaire. Il sera utilisé pour le développement des lois de commande assurant la stabilité globale du microdrone en position et orientation. Les lois de commande proposées sont de type cascade, assurant d’abord la stabilité du système en attitude, puis en position en se basant sur le contrôle d’orientation. Les commandes sont faibles en terme de coût de calcul, et bornées pour tenir compte des saturations au niveau des actionneurs agissant sur les ailes. Elles sont testées sur un modèle complet, considérant les effets de l’aérodynamique instationnaire et le comportement des actionneurs. Malgré leur simplicité, ces commandes sont assez robustes vis-à-vis de perturbations externes, d’erreurs d’identification du modèle et des paramètres aérodynamiques, etc.

Chapitre 2

Modélisation du microdrone

Basés sur les études effectuées par les biologistes et les aérodynamiciens, plusieurs modèles de drones à ailes battantes ont été développés. Ces derniers reproduisent le battement des ailes, les forces et couples aérodynamiques auxquels l’insecte est soumis et finalement le mouvement généré par l’insecte. Ces modèles sont principalement basés sur les travaux d’Ellington et de Dickinson. Ils reposent sur une modélisation relativement simple des efforts aérodynamiques. D’autres représentations, plus complexes, sont proposées. Par exemple, [Ramamurti and Sandburg, 2002, Sun and Tang, 2002] s’appuient dans la formulation du problème sur les effets de la dynamique des fluides représentés par les équations de Navier-Stokes. Quoique plus exacts, ces modèles nécessitent un temps de calcul considérable et sont difficilement exploitables pour effectuer des simulations. Le modèle le plus abouti est le “VIFS” (Virtual Insect Flight Simulator) de l’équipe de Berkeley [Schenato et al., 2001b]. Il a été reproduit en partie, avec quelques modifications, par le simulateur “OSCAB” (Outil de Simulation de Concept à Ailes Battantes) de l’ONERA [Rakotomamonjy et al., 2004]. Dans ces deux modèles, l’aile est considérée comme un corps rigide, de masse négligeable et battant dans un fluide au repos [Rakotomamonjy, 2006].

Différentes paramétrisations des angles des ailes sont envisagées. Dans le projet MFI, deux degrés de liberté (les amplitudes des angles de battement et de rotation) sont actionnés pour chaque aile [Avadhanula et al., 2003]. Une configuration de commande des deux degrés de liberté est proposée dans [Deng et al., 2006b]. En revanche, dans d’autres paramétrisations, un seul angle est modulé en amplitude alors que le deuxième n’est pas commandé ni en amplitude ni en fréquence. Dans [Schenato et al., 2001a, Schenato et al., 2002a], la modulation porte sur l’angle de rotation, et dans [Schenato et al., 2003], elle porte sur l’angle de battement. Le simulateur OSCAB considère quatre degrés de libertés (le battement, la rotation, l’orientation du plan de battement et l’avance/recul de l’aile) [Rakotomamonjy, 2006]. Les amplitudes des deux premiers angles sont commandées, alors que les derniers ont des valeurs constantes.

L'insecte est représenté par un corps rigide soumis à des forces et couples aérodynamiques externes (générés par le battement des ailes). Les expressions des forces, de portance et de traînée, sont explicitées dans le paragraphe 1.1.4. L'aile est découpée en plusieurs tranches; l'effort généré par chaque tranche est calculé et additionné sur toute la longueur de l'aile pour déterminer la force totale. Les coefficients aérodynamiques, de portance et de traînée, varient en fonction de l'angle d'attaque de l'aile [Dickinson et al., 1999, Deng et al., 2006a]. La vitesse de l'aile est égale à la somme de la vitesse de battement de l'aile et du déplacement du corps [Deng et al., 2006a, Rakotomamonjy, 2006].

Le modèle adopté dans le cadre de cette thèse est assez simplifié dans un objectif de contrôle. Il repose sur les deux modèles précédents et prend également en compte de nouvelles contraintes qui vont être explicitées ci-après. Les simplifications envisagées portent sur :

- La masse de l'air ambiant est considérée au repos; ainsi, les turbulences ou vortex ne sont pas pris en compte dans le modèle proposé. Cette simplification est justifiée à la suite par des tests de robustesse vis-à-vis de perturbations externes représentant d'éventuelles turbulences comme la pluie, le vent, etc.
- La vitesse de déplacement de l'air par rapport à l'aile est égale à la somme des vitesses de l'aile et du déplacement du corps. Or, la vitesse de déplacement du corps ne dépasse pas en général 10% de la vitesse des ailes; sa contribution dans la génération des efforts aérodynamiques est alors minimale [Sane and Dickinson, 2001]. Par conséquent, seule la vitesse de l'aile est considérée.
- La masse et l'inertie de l'aile sont négligées. En effet, pour la majorité des insectes, la masse de l'aile ne dépasse pas 5% de la masse totale du corps.
- Les ailes sont supposées rigides et présentent seulement des mouvements de battement et de rotation. Les phénomènes de flexion, difficiles à modéliser, ne sont pas considérés.
- Les efforts aérodynamiques sont générés par les ailes et le corps. La traînée des ailes n'est pas prise en considération contrairement à celle du corps.
- Pour simplifier le calcul des efforts aérodynamiques, l'aile est supposée constituée d'une seule tranche, à la différence du modèle OSCAB qui la considère constituée de plusieurs.
- Le coefficient aérodynamique est supposé constant, donc ne dépend pas de la valeur de l'angle d'attaque. Cette simplification est justifiée ensuite par des tests de robustesse portant sur une variation aléatoire de ce coefficient pendant le vol.

Basé sur les simplifications citées ci-dessus et ne tenant compte que des effets de l'aérodynamique stationnaire, un modèle simplifié est établi. Ce modèle servira dans la suite pour le calcul des lois de commande.

2.1 Mouvements des ailes

Comme décrit dans le premier chapitre (cf. §1.1.1), l'aile d'un insecte possède plusieurs degrés de liberté : le battement, la rotation, l'orientation du plan de battement (déviation), la fréquence et d'autres plus difficiles à modéliser comme la flexion et la torsion. Dans ce travail, les degrés de liberté considérés sont les amplitudes des angles de battement et de rotation, l'aile est supposée battre dans le plan de battement médian, avec une fréquence de 100 Hz.

2.1.1 Degrés de liberté

L'aile du microdrone est considérée comme un corps rigide qui possède trois degrés de liberté en rotation : le battement, la rotation et la déviation. Un repère $\mathcal{R}^a(\vec{r}, \vec{t}, \vec{n})$ est associé à chaque aile et localisé à sa base (voir FIG. 2.1) : \vec{r} est l'axe radial (suivant l'envergure), allant de la base au bout de l'aile ; \vec{t} est l'axe tangentiel, parallèle à la corde de l'aile et orienté du bord de fuite au bord d'attaque ; et \vec{n} est l'axe normal au plan de l'aile orienté de sorte que le trièdre $(\vec{r}, \vec{t}, \vec{n})$ soit direct. Les trois degrés de liberté constituent alors des rotations d'angles (ψ, ϕ, θ) respectivement autour de ces trois axes. Les angles de rotation ψ , de battement ϕ et de déviation θ sont aussi appelés les angles d'Euler de l'aile. Notons que le repère \mathcal{R}^a doit être indexé $\mathcal{R}_d^a(\vec{r}_d, \vec{t}_d, \vec{n}_d, \psi_d, \phi_d, \theta_d)$ pour l'aile droite, et $\mathcal{R}_g^a(\vec{r}_g, \vec{t}_g, \vec{n}_g, \psi_g, \phi_g, \theta_g)$ pour l'aile gauche.

2.1.2 Paramétrisation des ailes

Le contrôle du microdrone s'effectue en agissant sur les angles de ses ailes $(\psi_d, \phi_d, \theta_d, \psi_g, \phi_g, \theta_g)$. En effet, le battement des ailes crée les forces aérodynamiques qui génèrent à la suite le mouvement de l'engin. Dans ce travail, l'angle de déviation θ est considéré nul, ce qui signifie que le battement des ailes s'effectue dans le plan de battement médian c'est-à-dire le plan vertical. Ce choix est motivé par la difficulté de commander trois degrés de liberté avec trois microactionneurs du point de vue technologie et contrôle. Deux degrés de liberté par aile sont alors considérés, le battement ϕ et la rotation ψ . Ces deux angles fournissent toutefois une grande manœuvrabilité pour assurer le vol et la stabilité. Les angles des ailes sont paramétrisés en amplitude, la fréquence de battement étant choisie constante. Ainsi, une augmentation simultanée des amplitudes des angles de battement (respectivement de rotation) des ailes droite et gauche augmente la force de portance (respectivement de traction) et par suite la distance parcourue en mouvement vertical (respectivement horizontal). Une différence d'amplitude entre les angles de battement (respectivement de rotation) des ailes droite et gauche génère un mouvement de roulis (respectivement de lacet). Le mouvement de

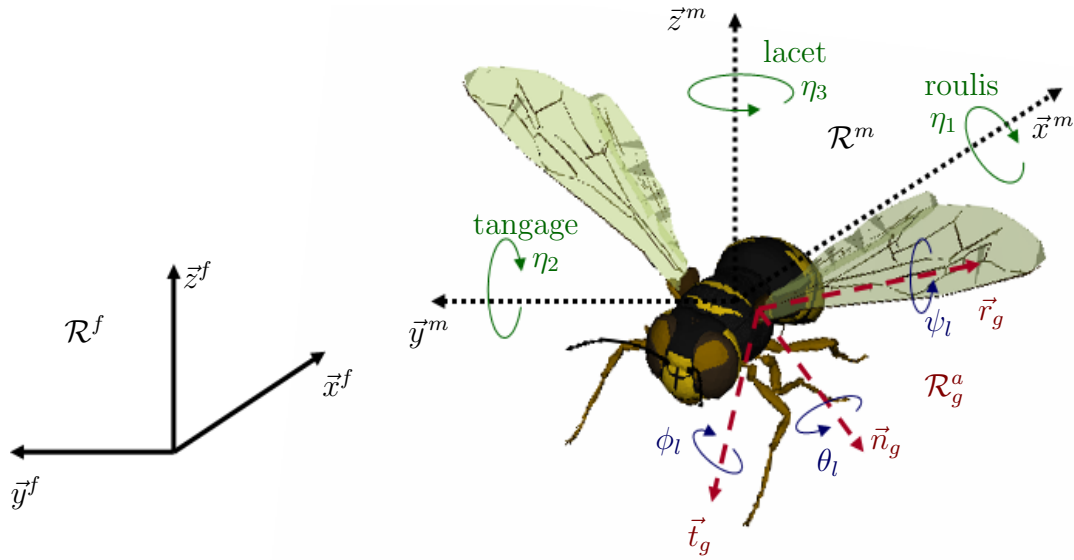


FIG. 2.1 – Les différents repères : \mathcal{R}^f fixe dans l'espace, \mathcal{R}^m mobile attaché au corps du drone en son centre de gravité et de l'aile gauche, \mathcal{R}_g^a attaché à sa base. Le mouvement de l'aile dans l'espace est défini par les rotations des angles $(\psi_g, \phi_g, \theta_g)$ autour des axes $(\vec{r}_g, \vec{t}_g, \vec{n}_g)$ respectivement. Les rotations respectives autour des axes $(\vec{x}^m, \vec{y}^m, \vec{z}^m)$ constituent les mouvements de roulis, tangage et lacet du corps.

tangage sera généré par une masse qui se déplace à l'intérieur du corps changeant ainsi son centre de gravité : si la masse se déplace vers la tête, l'insecte pique du nez, par contre si elle se déplace dans le sens opposé, l'insecte se relève. Plusieurs types d'insectes utilisent ce moyen par exemple en bougeant leurs pattes.

Une paramétrisation simple des angles d'Euler est proposée dans le but de calculer des lois de commande à faible coût de calcul visant la stabilisation du drone en position et en orientation. L'angle de battement ϕ varie en dents de scie et l'angle de rotation ψ en créneaux de telle sorte que l'aile change son orientation instantanément à la fin de chaque demi-battement (voir FIG. 2.2). La variation temporelle des angles des ailes est exprimée par

$$\begin{aligned}
 \phi(t) &= \begin{cases} \phi_{max}(1 - \frac{2t}{\kappa T}) & 0 \leq t \leq \kappa T \\ \phi_{min}(1 - 2\frac{t-\kappa T}{(1-\kappa)T}) & \kappa T < t \leq T \end{cases} \\
 \psi(t) &= \begin{cases} \psi_{max} & 0 \leq t \leq \kappa T \\ \psi_{min} & \kappa T < t \leq T \end{cases} \\
 \theta(t) &= 0 \quad 0 \leq t \leq T
 \end{aligned} \tag{2.1.1}$$

où T est la période de battement et vaut $0.01 s$. La constante κ est le rapport entre la durée du battement vers le bas et la période de battement. Une valeur de 0.25 est choisie arbitrairement tout en satisfaisant la condition $\kappa < 0.5$ qui permet d'avoir un mouvement de l'aile plus rapide donc une portance plus élevée pendant le battement

vers le bas. ϕ_{max} , ϕ_{min} , ψ_{max} et ψ_{min} sont respectivement les amplitudes des angles de battement et de rotation au début des demi-battements vers le bas et vers le haut. Ces amplitudes pour chaque aile constituent les grandeurs de commande de l’OVMI.

Remarque 2.1.1. Notons que la paramétrisation du mouvement des ailes, proposée dans ce travail, n’est pas unique. D’autres paramétrisations peuvent également être considérées. Certes le calcul des efforts aérodynamiques moyens en fonction des amplitudes des angles des ailes, développé dans la suite de ce chapitre, changera mais l’approche utilisée pour la commande, basée sur le modèle moyen, restera toujours applicable. Il suffit juste d’obtenir la relation entre les paramètres de commande des ailes et les efforts moyens.

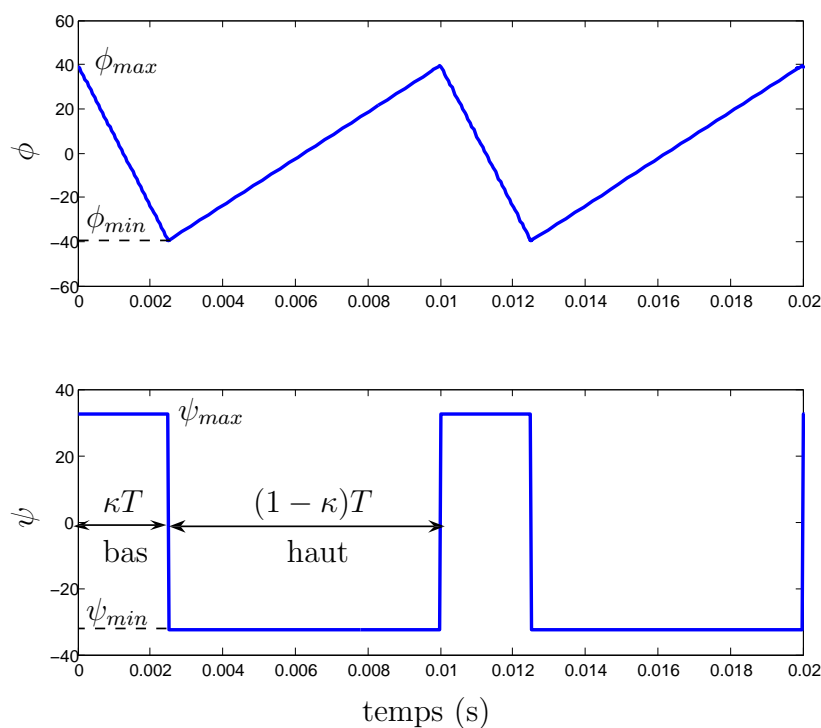


FIG. 2.2 – Les angles de battement ϕ (en haut) variant en dents de scie et de rotation ψ (en bas) variant en créneaux. Le battement vers le bas est de durée κT et vers le haut, de durée $(1 - \kappa)T$.

La paramétrisation (2.1.1) ne représente pas le mouvement réel des ailes, mais une fonction de référence des actionneurs régis par une commande locale. Les actionneurs qui existent sur le marché, notamment les piézoélectriques, ont une dynamique très rapide et par conséquent leur influence sur le mouvement de l’OVMI est non décelable. Ils fonctionnent selon un mode de résonance, assurant ainsi le battement des ailes à une fréquence bien déterminée. La tension alternative appliquée aux actionneurs est délivrée par un convertisseur électronique. Ce dernier doit être conçu spécifiquement pour les actionneurs piézoélectriques, qui se comportent comme des charges réactives

[Janocha and Stiebel, 1998, Campolo et al., 2003] et présentent une non linéarité (hystérésis, fluage) qui peut être compensée en utilisant une stratégie de contrôle adaptée [Kuhnen et al., 2006]. Les forces aérodynamiques (cf. §2.2) représentent aussi une autre source de non linéarité dans le système. Il est ainsi nécessaire d'utiliser un contrôleur de bas niveau pour assurer la commande des ailes. Ce contrôleur aura comme entrée le signal de référence (amplitudes des angles de battement et de rotation) calculé à partir de la commande du système. Ainsi, l'ensemble contrôleur-actionneur se comporte comme un filtre du premier ordre avec un temps de réponse suffisamment faible pour que le régime permanent s'établisse le plus vite possible tout en étant compatible avec les actionneurs.

$$\ddot{A} = \ddot{A}_r - \lambda_1(\dot{A} - \dot{A}_r) - \lambda_2(A - A_r) \quad (2.1.2)$$

où A est l'amplitude de l'angle de battement ou de rotation à la sortie de l'actionneur et A_r est l'amplitude de référence à l'entrée de l'actionneur. λ_1 et λ_2 sont choisis par un placement de pôles tels que la constante de temps de la boucle locale d'actionnement soit fixée à τ .

$$\begin{pmatrix} \dot{A} \\ \ddot{A} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ -\lambda_2 & -\lambda_1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} A \\ \dot{A} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ \lambda_2 & \lambda_1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} A_r \\ \dot{A}_r \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix} \ddot{A}_r \quad (2.1.3)$$

Par une simple identification, les paramètres λ_1 et λ_2 sont déterminés

$$\begin{aligned} \lambda_1 &= \frac{2}{\tau} \\ \lambda_2 &= \frac{1}{\tau^2} \end{aligned} \quad (2.1.4)$$

La dynamique de l'actionneur est alors précisée et vérifie la condition de stabilité $\lim_{t \rightarrow \infty} A(t) - A_d(t) = 0$. L'influence de l'actionneur est tracée sur la figure FIG. 2.3.

2.2 Forces aérodynamiques

Le battement des ailes crée des forces aérodynamiques dues, non seulement à la pression de l'air exercée sur les profils des ailes, mais aussi aux tourbillons générés à leurs extrémités lors de la rotation autour de l'axe radial \vec{r} (cf. §1.1.4). Pour la modélisation de l'OVMI, seules la force stationnaire, la force de rotation et celle due au phénomène de masse ajoutée sont considérées. L'effet de la force de traînée des ailes est négligé en supposant que des matériaux à faible coefficient de friction sont utilisés pour la fabrication des ailes et du corps du microdrone. Sauf dans des périodes transitoires, le microdrone est supposé orienté dans la direction du flux, et vole à une vitesse suffisamment élevée. Tous ces facteurs contribuent à réduire les forces de traînée. Les forces dues au retard du décrochage, à l'effet Wagner et à la capture de sillage sont aussi négligées car d'une part, elles ont une contribution minimale relativement aux efforts considérés et d'une autre part, elles sont difficiles à modéliser. Une simplification supplémentaire est

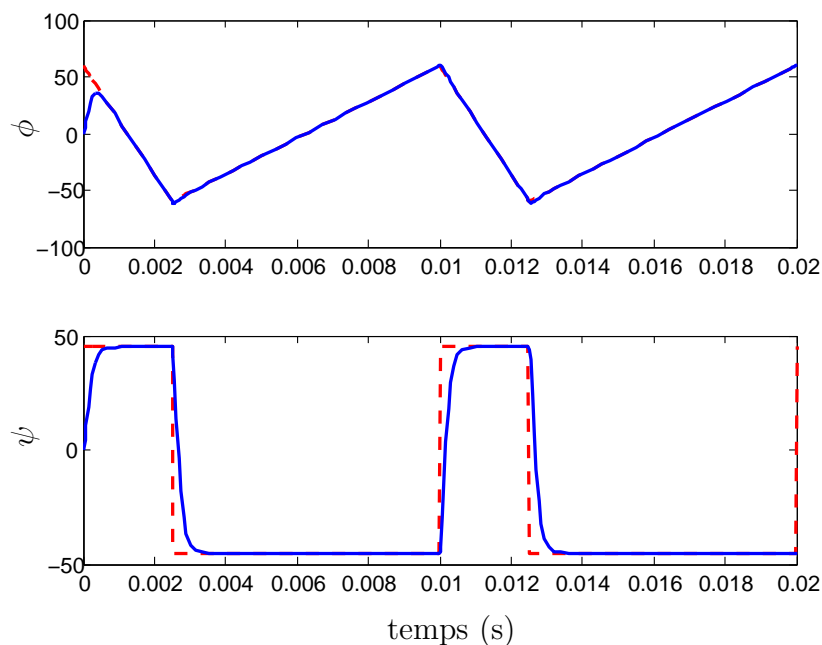


FIG. 2.3 – Les angles de battement ϕ (en haut) et de rotation ψ (en bas) : les angles de référence sont en trait interrompu rouge et les angles réels (à la sortie de l’actionneur) en trait continu bleu.

effectuée : elle consiste à supposer l’aile comme une seule entité (une seule tranche). Certes cette simplification réduit la précision du calcul mais elle diminue énormément le temps de simulation. Les forces aérodynamiques considérées dans ce travail sont appliquées au centre aérodynamique de l’aile. Comme mentionné précédemment, ce centre est situé environ à 65 % de la longueur de l’aile à partir de la base (x_1), suivant son axe longitudinal, et à 25 % de la corde à partir du bord d’attaque (x_0) (FIG. 2.4). Les forces sont perpendiculaires à l’aile, c’est-à-dire colinéaires avec le vecteur \vec{n} .

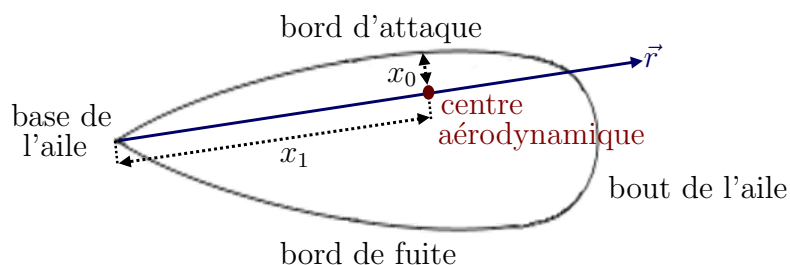


FIG. 2.4 – La position du centre aérodynamique de l’aile.

En résumé, la force aérodynamique totale générée par une aile, droite ou gauche, est la somme de la force aérodynamique stationnaire, de la force due aux masses ajoutées et

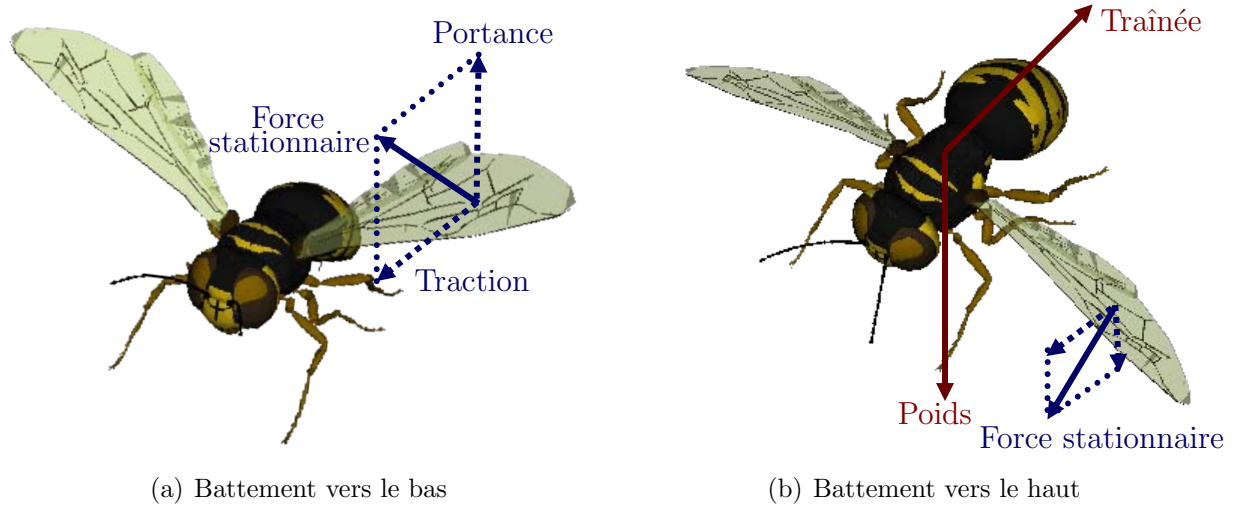


FIG. 2.5 – La force aérodynamique stationnaire et ses deux composantes (traction et portance) pendant les deux demi-battements (vers le bas et vers le haut) ainsi que la force de traînée et le poids du microdrone tracés uniquement pendant le battement vers le haut pour ne pas encombrer les figures.

la force de rotation. Elle est exprimée dans le repère de l'aile \mathcal{R}^a .

$$f^a = f_s^a + f_{ma}^a + f_r^a \quad (2.2.1)$$

Cette force est perpendiculaire à l'aile en son centre aérodynamique, $\vec{f}^a = f^a \vec{n}$.

2.2.1 Force aérodynamique stationnaire

La force aérodynamique stationnaire est générée par la pression de l'air exercée sur une aile en battement. Elle est orientée dans le sens opposé à la vitesse de l'aile (voir FIG. 2.5).

Le module de cette force est proportionnel au carré de la vitesse de l'aile. Cette relation est sujette à des variations dépendant de la nature du milieu de vol (caractérisé par le nombre de Reynolds). L'intensité de la force développée par chaque aile, est donnée par

$$f_s^a = -\frac{1}{2}\rho C_a S_a v^a |v^a| \quad (2.2.2)$$

où ρ est la densité de l'air, S_a est la surface alaire et v^a est la vitesse de l'aile. C_a est le coefficient aérodynamique de l'aile. Ce coefficient est supposé prendre des valeurs différentes pendant les deux demi-battements afin de représenter l'effet de l'augmentation de la portance pendant le battement vers le bas en raison de la convexité de l'extrados

de l'aile. Il est défini par

$$C_a = \begin{cases} C(1 + C_f) & 0 < t < \kappa T \\ C(1 - C_f) & \kappa T < t < T \end{cases} \quad (2.2.3)$$

où le coefficient $C \approx 3.5$ est déterminé expérimentalement dans [Dickinson et al., 1999, Schenato et al., 2003] et C_f est réglé de façon à tenir compte de cette dissymétrie. Dans ce travail, C_a est supposé 20% plus grand pendant le demi-battement vers le bas par rapport au demi-battement vers le haut. En effet, pendant la première partie du battement, le côté dorsal de l'aile est exposé au flux d'air. La rotation de l'aile à la fin de ce demi-battement expose l'intrados de l'aile au flux d'air en changeant la circulation de ce dernier. La courbure de l'aile pendant cette rotation n'est pas conservée, et ainsi sa surface effective est réduite. C'est pourquoi la portance pendant le demi-battement vers le bas est supérieure à celle développée pendant le demi-battement vers le haut. Globalement, la portance moyenne, générée sur une période de battement, doit au moins compenser le poids de l'engin.

2.2.2 Force des masses ajoutées

En considérant que l'aile est formée d'une seule tranche, l'intensité de la force due aux effets de masses ajoutées pendant la rotation de l'aile (développée dans le §1.1.4.B), peut être exprimée par

$$f_{ma}^a = \frac{\pi}{4} \rho l^2 x_1 L \ddot{\phi} \quad (2.2.4)$$

où l est la corde de l'aile, L la demi-envergure et $\ddot{\phi}$ la dérivée seconde de l'angle de battement.

2.2.3 Force de rotation

Se basant sur l'expression donnée dans le §1.1.4.B et considérant les paramètres adoptés dans ce travail, l'intensité de la force de rotation de l'aile peut être exprimée par

$$f_r^a = \frac{1}{2} \pi \rho l^2 L v_a \dot{\psi} \quad (2.2.5)$$

où $\dot{\psi}$ est la dérivée première de l'angle de rotation.

Dans la suite, la force aérodynamique est indexée (\vec{f}_d et \vec{f}_g) relativement aux ailes droite et gauche respectivement. Les forces aérodynamiques, créées par les ailes droite et gauche et exprimées chacune dans son propre repère (\mathcal{R}_d^a et \mathcal{R}_g^a respectivement), doivent être projetées dans le repère mobile \mathcal{R}^m afin de pouvoir calculer leur influence

sur le mouvement du corps. Une transformation adéquate pour chaque repère (\mathcal{R}_d^a et \mathcal{R}_g^a) existe et consiste en une suite de rotations successives [Spong and Vidyasagar, 1989]. En notant $R_{\vec{v},\alpha}$ la rotation d'angle α autour du vecteur \vec{v} , les transformations de passage des repères \mathcal{R}_d^a et \mathcal{R}_g^a au repère \mathcal{R}^m peuvent être déterminées (voir FIG. 2.1)

$$\begin{aligned} R_d^m &= R_{\vec{n}_d, \frac{\pi}{2}} R_{\vec{r}_d, \psi_d} R_{\vec{t}_d, \phi_d} R_{\vec{n}_d, \theta_d} \\ R_g^m &= R_{\vec{n}_g, -\frac{\pi}{2}} R_{\vec{r}_g, \pi} R_{\vec{r}_g, \psi_g} R_{\vec{t}_g, \phi_g} R_{\vec{n}_g, \theta_g} \end{aligned} \quad (2.2.6)$$

Si R_a^m désigne l'une des rotations définies ci-dessus, $R_m^a = (R_a^m)^{-1} = (R_a^m)^T$ est la rotation inverse et représente le passage du repère \mathcal{R}^m au repère d'une aile \mathcal{R}^a .

Ainsi, l'expression des deux forces relativement au repère mobile est donnée par

$$\begin{aligned} f_d &= R_d^m f_d^a \\ f_g &= R_g^m f_g^a \end{aligned} \quad (2.2.7)$$

La force aérodynamique totale dans le repère mobile \mathcal{R}^m est la somme des forces droite et gauche

$$f = f_d + f_g \quad (2.2.8)$$

2.3 Couples aérodynamiques

Les forces aérodynamiques créées par les ailes droite et gauche sont appliquées au centre aérodynamique des ailes respectives. Les coordonnées de ce centre dans le repère \mathcal{R}^a peuvent être écrits (FIG. 2.4)

$$p^a = [x_1, 0, 0]^T \quad (2.3.1)$$

où x_1 est défini dans le §2.2.

Ce centre s'exprime dans le repère \mathcal{R}^m en appliquant les rotations R_d^m et R_g^m pour les ailes droite et gauche respectivement

$$\begin{aligned} p_d &= R_d^m p^a \\ p_g &= R_g^m p^a \end{aligned} \quad (2.3.2)$$

Le couple aérodynamique est exprimé par

$$\tau = p_g \wedge f_g + p_d \wedge f_d \quad (2.3.3)$$

2.4 Vitesse de l'aile

La vitesse du centre aérodynamique de l'aile, ou vitesse de l'aile, est alors obtenue en dérivant la position p (2.3.2)

$$v_{d,g} = \dot{p}_{d,g} \quad (2.4.1)$$

Les matrices antisymétriques relatives aux vecteurs unitaires $(\vec{r}, \vec{t}, \vec{n})$ sont définies par

$$S_r = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.4.2)$$

$$S_t = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.4.3)$$

$$S_n = \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.4.4)$$

Les dérivées, par rapport au temps, des matrices de rotation, pour les ailes droite et gauche, s'écrivent alors

$$\begin{aligned} \dot{R}_{\vec{r},\psi} &= \dot{\psi} S_r R_{\vec{r},\psi} \\ \dot{R}_{\vec{t},\phi} &= \dot{\phi} S_t R_{\vec{t},\phi} \\ \dot{R}_{\vec{n},\theta} &= \dot{\theta} S_n R_{\vec{n},\theta} \end{aligned} \quad (2.4.5)$$

En développant le calcul de (2.4.1) tout en se basant sur (2.2.6, 2.4.2 - 2.4.5), les vitesses dans \mathcal{R}^m s'expriment par

$$\begin{aligned} v_d &= (R_{\vec{n}_d, \frac{\pi}{2}} \dot{R}_{\vec{r}_d, \psi_d} R_{\vec{t}_d, \phi_d} R_{\vec{n}_d, \theta_d} + R_{\vec{n}_d, \frac{\pi}{2}} R_{\vec{r}_d, \psi_d} \dot{R}_{\vec{t}_d, \phi_d} R_{\vec{n}_d, \theta_d} \\ &\quad + R_{\vec{n}_d, \frac{\pi}{2}} R_{\vec{r}_d, \psi_d} R_{\vec{t}_d, \phi_d} \dot{R}_{\vec{n}_d, \theta_d}) p_d \\ v_g &= (R_{\vec{n}_g, -\frac{\pi}{2}} R_{\vec{r}_g, \pi} \dot{R}_{\vec{r}_g, \psi_g} R_{\vec{t}_g, \phi_g} R_{\vec{n}_g, \theta_g} + R_{\vec{n}_g, -\frac{\pi}{2}} R_{\vec{r}_g, \pi} R_{\vec{r}_g, \psi_g} \dot{R}_{\vec{t}_g, \phi_g} R_{\vec{n}_g, \theta_g} \\ &\quad + R_{\vec{n}_g, -\frac{\pi}{2}} R_{\vec{r}_g, \pi} R_{\vec{r}_g, \psi_g} R_{\vec{t}_g, \phi_g} \dot{R}_{\vec{n}_g, \theta_g}) p_g \end{aligned} \quad (2.4.6)$$

puis dans le repère des ailes par une simple projection

$$v^a = R_m^a v \quad (2.4.7)$$

2.5 Dynamique du corps

Le microdrone est considéré comme un corps rigide, se déplaçant dans l'espace sous l'action des forces et des couples aérodynamiques générés par le battement des ailes. Les ailes, de masse inférieure à 5 % de la masse du corps, possèdent une inertie qui peut être négligée. Quoique cette hypothèse introduise des erreurs dans le modèle, notamment à cause du battement à haute fréquence des ailes, elle est adoptée dans ce travail puisque le but est de développer un modèle simplifié dédié au test des lois de commande (qui seront développées dans les chapitres suivants). La dynamique du corps de l'insecte est alors donnée par les relations fondamentales de la dynamique en translation et en rotation. Contrairement aux travaux précédents qui utilisent les angles d'Euler pour représenter

l'orientation du corps [Schenato et al., 2003, Rakotomamonjy et al., 2004], la représentation en quaternion est utilisée dans ce travail car elle présente une simplicité d'utilisation comparativement aux angles d'Euler. De plus, elle évite les singularités pouvant être rencontrées dans les représentations classiques (cf. §3.2).

$$\dot{P} = V \quad (2.5.1)$$

$$\dot{V} = \frac{1}{m} R^T(q) f - cV - g \quad (2.5.2)$$

$$\begin{pmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_v \end{pmatrix} = \frac{1}{2} \begin{pmatrix} -q_v^T \\ I_3 q_0 - q_v^\times \end{pmatrix} \omega \quad (2.5.3)$$

$$\dot{\omega} = J^{-1}(\tau - \omega \times J\omega) \quad (2.5.4)$$

$P \in \mathbb{R}^3$ et $V \in \mathbb{R}^3$ sont respectivement la position et la vitesse linéaires du centre de gravité du corps relativement au repère fixe \mathcal{R}^f . $\omega \in \mathbb{R}^3$ est la vitesse angulaire relativement au repère mobile \mathcal{R}^m attaché au corps du microdrone en son centre de gravité. c est le coefficient de viscosité et le terme cV représente le frottement visqueux sur le corps de l'insecte (force de traînée) empêchant son avancement. g est le vecteur gravité. $f \in \mathbb{R}^3$ et $\tau \in \mathbb{R}^3$ sont respectivement la force et le couple aérodynamiques calculés dans le paragraphe précédent. $J \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ est la matrice d'inertie du corps relativement au repère mobile \mathcal{R}^m et I_3 est la matrice identité d'ordre 3. $q \in \mathbb{R}^4$ est le quaternion définissant l'orientation du corps par rapport au repère fixe \mathcal{R}^f [Shuster, 1993], $q = [\cos \frac{\nu}{2} (\vec{e} \sin \frac{\nu}{2})]^T = [q_0 \ q_v^T]^T$, il consiste en une rotation d'un angle ν autour de l'axe d'Euler \vec{e} . $q_0 \in \mathbb{R}$ est la partie scalaire et $q_v = [q_1 \ q_2 \ q_3]^T \in \mathbb{R}^3$ la partie vectorielle du quaternion. $q \in \mathbb{H}$ où $\mathbb{H} = \{q \mid q_0^2 + q_v^T q_v = 1\}$ est l'espace Hamiltonien. La matrice de rotation $R(q) \in SO(3) = \{R(q) \in \mathbb{R}^{3 \times 3} : R^T(q)R(q) = I, \det R(q) = 1\}$ définit l'orientation du repère fixe \mathcal{R}^f par rapport au repère mobile \mathcal{R}^m , donc c'est la matrice de passage du repère fixe au repère mobile. Elle peut être calculée à partir du quaternion par la relation suivante [Shuster, 1993]

$$R(q) = (q_0^2 - q_v^T q_v) I_3 + 2(q_v q_v^T + q_0 q_v^\times) \quad (2.5.5)$$

q_v^\times est la matrice antisymétrique associée au vecteur q_v , elle est définie par

$$q_v^\times = \begin{bmatrix} 0 & q_3 & -q_2 \\ -q_3 & 0 & q_1 \\ q_2 & -q_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.5.6)$$

2.6 Dimensionnement du système

Le modèle de "diptère" [Dudley, 2002] est utilisé dans ce travail. Le microdrone a une masse m de 200 mg, une fréquence de battement de 100 Hz. L'amplitude maximale de

TAB. 2.1 – Dimensions du micro-drone

masse du corps	200 <i>mg</i>
envergure	3 <i>cm</i>
surface alaire	0.57 <i>cm</i> ²
fréquence de battement	100 <i>Hz</i>
angle de battement maximal	60°
angle de rotation maximal	90°

l'angle de battement $\tilde{\phi}_0$ est de 60°, et l'aile est supposée capable de tourner de $\tilde{\psi}_0 = 90^\circ$ autour de son axe radial. Les dimensions d'une aile sont données sur la FIG. 2.6. Sa longueur L est de 1.5 *cm* et sa surface S_a de 0.57 *cm*², de telle façon qu'un mouvement vertical ascendant peut être assuré par des angles de battement ne dépassant pas la valeur maximale. Afin de calculer la matrice d'inertie du micro-drone, son corps est supposé équivalent à un cylindre de hauteur L et de rayon $r = 0.2$ *cm* ayant son centre de gravité en son milieu. L'inertie des ailes est négligée. La matrice d'inertie est alors donnée par

$$J = m \begin{bmatrix} \frac{1}{2}r^2 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{4}r^2 + \frac{1}{12}L^2 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{4}r^2 + \frac{1}{12}L^2 \end{bmatrix} \quad (2.6.1)$$

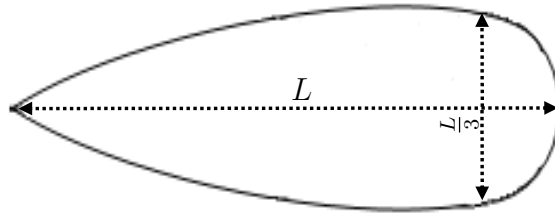


FIG. 2.6 – Les dimensions de l'aile du microdrone.

Un récapitulatif des dimensions du micro-drone est donné dans le tableau 2.1.

En se basant sur ces valeurs et sur le modèle précédemment décrit, une simulation est effectuée en boucle ouverte avec des angles de battement et de rotation symétriques $[\phi_{max}^d, \phi_{max}^g, \psi_{max}^d, \psi_{max}^g] = [\frac{\pi}{3}, \frac{\pi}{3}, \frac{\pi}{6}, \frac{\pi}{6}]$. La position du centre aérodynamique de l'aile gauche dans le repère \mathcal{R}^m (2.3.2) est tracée sur la FIG. 2.7 pour une période de battement. Le mouvement en “8” (voir FIG. 1.4) décrit dans le §1.1.1 est reproduit en simulation. Les forces aérodynamiques stationnaires sont uniquement considérées. Elles sont tracées sur la FIG. 2.8. Les directions des forces de traction et de portance correspondent à celles illustrées sur la FIG. 2.5; la force de traction est négative pendant les deux demi-battements, la force latérale est nulle grâce à la symétrie entre la droite et la gauche et la

force de portance est positive pendant le demi-battement vers le bas et négative pendant le demi-battement vers le haut. Le déplacement et la vitesse linéaires du microdrone, suivant les trois axes du repère \mathcal{R}^f sont tracés sur la FIG. 2.9. L'effet des deux demi-battements d'une période est décelable sur les courbes.

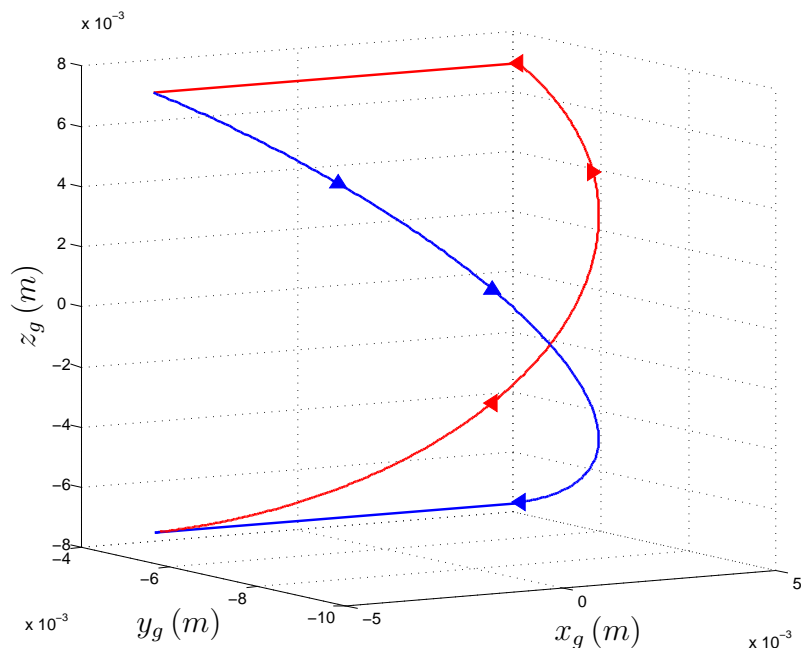


FIG. 2.7 – La position dans \mathcal{R}^m du centre aérodynamique de l'aile gauche pendant le battement vers le bas (bleu) et pendant le battement vers le haut (rouge). La trajectoire du centre de l'aile du microdrone ressemble à un "8" comme dans le cas des insectes.

2.7 Théorie classique de moyennisation

La théorie de moyennisation (d'ordre 1 ou d'ordre supérieur) est largement étudiée dans la littérature, citons à ce propos les travaux de [Khalil, 1996, Bullo, 2002, Vela, 2003] et les références citées dans ces publications. Dans ce travail, nous nous intéressons au cas des systèmes périodiques ayant des entrées variant suffisamment rapidement par rapport à l'état du système. La réponse du système est ainsi beaucoup plus lente que l'excitation et peut être déterminée principalement en considérant la moyenne de l'excitation [Khalil, 1996]. Cette considération est une généralisation de la théorie des systèmes linéaires : si la bande passante du système est beaucoup plus rapide que celle de l'entrée, alors le système agit comme un filtre passe-bas qui rejette les hautes fréquences de l'entrée. La technique de moyennisation est utilisée pour les systèmes oscillant périodiquement (pendule inversé, véhicule sous-marin, drone à ailes battantes, etc.) [Morgansen et al., 2001, Morgansen et al., 2002, Schenato, 2003,

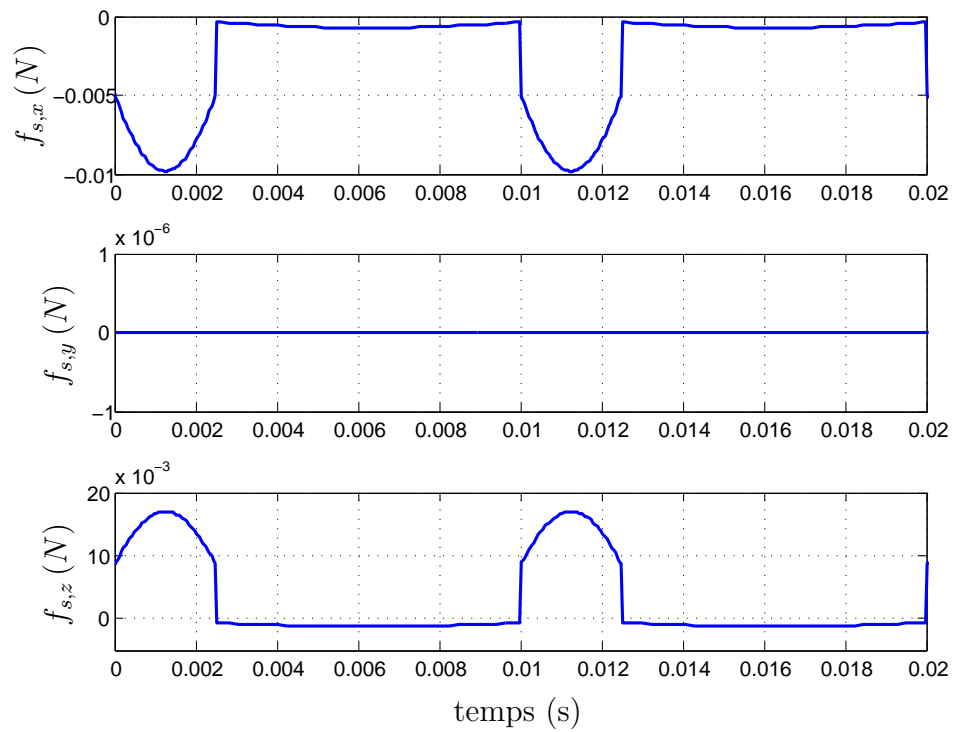


FIG. 2.8 – La force aérodynamique stationnaire, en boucle ouverte, suivant les trois axes du repère mobile \mathcal{R}^m . Cette force est tracée sur deux périodes de battement pour des angles, droits et gauches, symétriques.

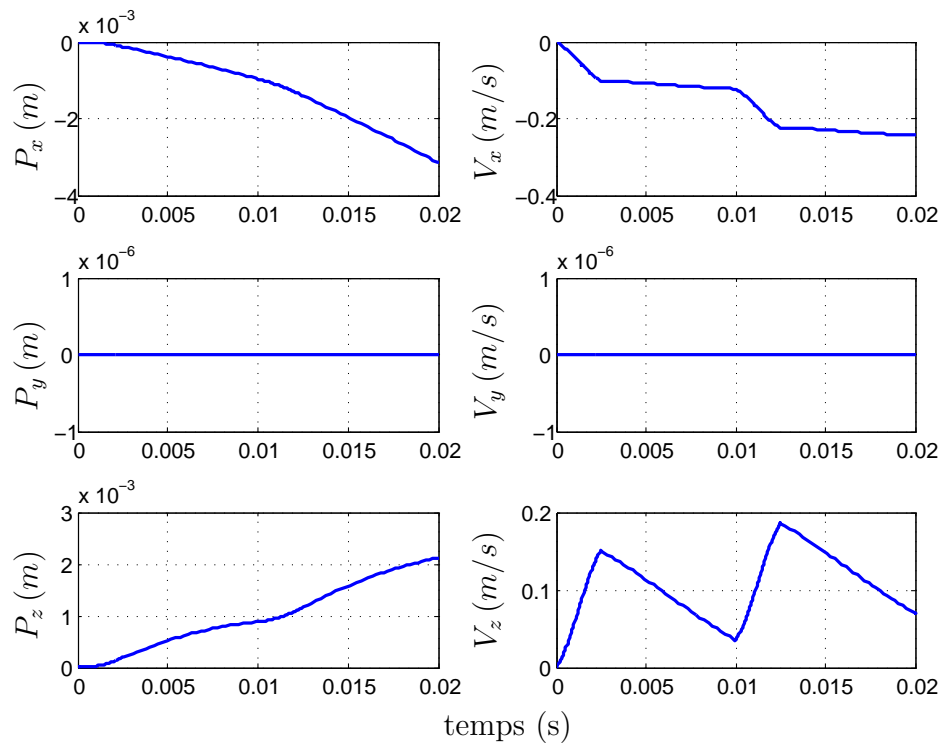


FIG. 2.9 – La position linéaire et la vitesse correspondante du microdrone suivant les trois axes du repère fixe \mathcal{R}^f , tracées sur deux périodes de battement pour des angles des ailes, droites et gauches, symétriques.

Rakotomamonjy, 2006]. Le but de la moyennisation d'un système est la détermination de conditions pour lesquelles le système variant dans le temps et sa moyenne coïncident, la simplification des calculs pour l'implémentation de lois de commande est valable ainsi que la démonstration de la stabilité de ces commandes.

2.7.1 Systèmes oscillant à haute fréquence

La forme standard de l'équation du mouvement d'un corps est

$$\frac{dx}{dt} = \epsilon f(x, t), \quad x(0) = x_0 \quad (2.7.1)$$

où $\{x, x_0\} \in D \subset \mathbb{R}^n$, $t \in \mathbb{R}_+ = [0, \infty)$ et $\epsilon \in (0, \epsilon_0]$ avec $\epsilon_0 \ll 1$. $f : \mathbb{R}_+ \times D \rightarrow \mathbb{R}^n$ est une fonction lisse. $f(x, t)$ est T-périodique en son deuxième argument, i.e. $f(x, t) = f(x, t+T)$. Le système moyen est donné par

$$\bar{f}(x) = \frac{1}{T} \int_0^T f(x, t) dt \quad (2.7.2)$$

où x est considéré fixe. Le système moyenné est régi alors par une nouvelle équation du mouvement

$$\frac{dy}{dt} = \epsilon \bar{f}(y), \quad y(0) = x_0 \quad (2.7.3)$$

où $y \in D$.

Théorème 2.7.1. Théorie de moyennisation du 1^{er} ordre des systèmes périodiques

Considérons le système variant dans le temps (2.7.1) et sa moyenne (2.7.3) avec x, y, x_0, t, ϵ comme définis précédemment. Si les conditions suivantes sont satisfaites

- $f(x, t)$ est Lipschitz-continue en x dans D , $t > 0$, continue en x et t dans $D \times \mathbb{R}_+$,
- $y(t)$ appartient à un sous espace de D à l'échelle de temps $\frac{1}{\epsilon}$.

Alors

- $x(t) - y(t) = \mathcal{O}(\epsilon)$ quand $\epsilon \rightarrow 0$ à l'échelle $\frac{1}{\epsilon}$,
- Si l'origine est hyperboliquement stable pour \bar{f} , alors $x(t) - y(t) = \mathcal{O}(\epsilon)$ quand $\epsilon \rightarrow 0$ pour $t \in \mathbb{R}_+$.

2.7.2 Application aux drones à ailes battantes

Le drone à ailes battantes est modélisé par un système non-linéaire ayant des entrées périodiques. Ces entrées sont les angles de battement et de rotation représentatifs du

¹L'expression générale de la moyenne de la fonction f s'écrit : $\bar{f}(x) = \frac{1}{T} \int_t^{t+T} f(x, \tau) d\tau$. Elle peut être réduite à la forme donnée par (2.7.2) par un simple changement de coordonnées.

mouvement oscillant des ailes à une fréquence de 100 Hz . Pour cela, cet engin est classé dans la catégorie des systèmes oscillant à haute fréquence. Les forces et couples aérodynamiques sont générés par le mouvement des ailes et sont commandés en amplitude.

Or, la dynamique des ailes d'un insecte est supérieure à celle de son corps; en effet, un insecte a besoin de plusieurs périodes de battement pour effectuer un mouvement (déplacement ou manœuvre). Ainsi, les forces et couples aérodynamiques n'influent sur le mouvement du corps que par leurs valeurs moyennes calculées sur une période de battement. Ces dernières dépendent des amplitudes des angles des ailes (choisies comme variables de commande).

La période de battement du drone est $T = 0.01 \text{ s}$ donc $T \ll 1$, permettant ainsi son classement dans la catégorie des systèmes oscillant à haute fréquence. D'un autre côté, la commande est calculée en début de chaque période de battement. Cette dernière étant suffisamment petite, la commande ne subit pas de grandes variations et peut être approximée par une fonction lisse. Le drone à ailes battantes vérifie alors les conditions du théorème 2.7.1.

En posant $x = [P, V, \omega, q]^T$ le vecteur d'état du système, $u = [\phi^d, \phi^g, \psi^d, \psi^g]^T$ le vecteur angles des ailes droite et gauche qui constitue l'entrée périodique du système, $v = [\phi_0^d, \phi_0^g, \psi_0^d, \psi_0^g]^T$ les amplitudes des angles des ailes et $h(x)$ une commande par retour d'état qui sera développée dans les chapitres suivants, le système (2.5.1-2.5.4) peut s'écrire sous la forme suivante :

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x, u) \\ u = g(v, t) \\ v = h(x) \\ g(v, t) = g(v, t + T) \end{cases} \quad (2.7.4)$$

La moyenne du système (2.7.4) calculée sur une période de battement T s'écrit :

$$\begin{cases} \dot{\bar{x}} = \bar{f}(\bar{x}, \bar{v}) \\ \bar{f}(\bar{x}, \bar{v}) = \frac{1}{T} \int_0^T f(x, g(v, t)) dt \\ \bar{v} = h(\bar{x}) \end{cases} \quad (2.7.5)$$

Si $\bar{x} = 0$ est un point d'équilibre exponentiellement stable pour le système moyen (2.7.5), alors il existe $k > 0$ tel que, pour $\forall T$ suffisamment petite, $\|x(t) - \bar{x}(t)\| < kT$ pour tout $t \in [0, \infty)$.

La preuve est basée sur le changement du repère temporel $\tau = \frac{t}{T}$ appliqué à la première équation de (2.7.4). En dérivant l'état par rapport à τ

$$\frac{dx}{d\tau} = \frac{dx}{dt} \frac{dt}{d\tau} = T f(x, T\tau) = T f'(x, \tau) \quad (2.7.6)$$

où f' est 1-périodique en son deuxième argument. En identifiant (2.7.6) avec (2.7.1), la période T est l'équivalent du paramètre ϵ .

Par conséquent, une condition nécessaire pour que la moyenne d'un système périodique représente une bonne approximation du système variant dans le temps est que la période du système soit suffisamment petite, i.e. $T \ll 1$ (ou en d'autres termes, la fréquence du système soit suffisamment grande).

En conclusion, la stratégie suivante est adoptée dans ce travail.

- Le modèle moyen, sur une période de battement, du drone à ailes battantes est calculé. Ce modèle lie les forces et couples moyens aux amplitudes des angles des ailes $(\bar{f}, \bar{\tau}) = \Lambda(\bar{v})$.
- Le point d'équilibre du système variant dans le temps étant suffisamment proche de celui du système moyen ($\|x(t) - \bar{x}(t)\| < kT$), des forces et couples de commande assurant la stabilité asymptotique du système moyen sont développés. Ces commandes sont appliquées au début de chaque période de battement et doivent être égales aux forces et couples aérodynamiques moyennés sur cette période. Elles sont calculées alors à partir de l'état moyen du corps $(\bar{f}, \bar{\tau}) = \mathcal{U}(\bar{x})$.
- Les amplitudes des angles des ailes, qui doivent être appliquées au début de chaque période de battement, sont alors calculées $\bar{v} = \Lambda^{-1}(\bar{f}, \bar{\tau}) = \Lambda^{-1}(\mathcal{U}(\bar{x}))$.
- Les amplitudes des angles des ailes \bar{v} sont maintenues constantes durant toute la période de battement. L'évolution du système sera calculée par $(\dot{x} = f(x, g(\bar{v}, t)))$ pendant la période de battement.

Dans la suite le modèle moyen du système (2.7.5) est calculé sous une forme explicite afin de montrer qu'il représente une bonne approximation du système variant dans le temps et de pouvoir développer ensuite des lois de commande par retour d'état.

2.8 Modèle moyen

Le modèle de diptère adopté dans ce travail possède une fréquence de battement de 100 Hz [Dudley, 2002]. Ainsi, le microdrone peut être classé dans la catégorie des systèmes oscillant à haute fréquence. Son modèle peut être moyenné sur une période de battement, de telle façon que le comportement du modèle moyen représente une bonne approximation du modèle variant dans le temps. En effet, pour ce type de systèmes, ce sont les forces et couples moyens qui influent sur le mouvement du corps dans l'espace. Ainsi, le modèle moyen est équivalent à un corps rigide.

Dans cette partie, le modèle est simplifié en ne considérant que la force stationnaire comme génératrice de mouvement du microdrone. Les autres composantes, i.e. les forces de rotation et de masses ajoutées, sont relativement de faibles amplitudes [Schenato et al., 2003], et sont donc négligées par la suite. Le modèle simplifié est ensuite moyenné sur une période de battement. Cette stratégie servira plus tard pour le calcul des lois de commande visant la stabilisation de l'insecte en position et en orienta-

tion.

En se basant sur la paramétrisation des angles des ailes (cf. §2.1.2), l'aile est orientée vers l'avant pendant le battement vers le bas, alors qu'elle est orientée vers l'arrière pendant le battement vers le haut. L'angle ψ , qui varie en créneaux, conserve alors une valeur constante, ψ_{max} , pendant la phase de descente de l'aile, et une valeur ψ_{min} pendant la phase de montée. Comme l'angle de battement ϕ varie en dents de scie, sa valeur passe de sa valeur maximale ϕ_{max} à sa valeur minimale ϕ_{min} pendant le battement vers le bas. Pendant le deuxième demi-battement, ϕ repasse à sa valeur maximale. Ainsi, la vitesse de l'aile est constante pendant un demi-battement (les indices b et h réfèrent respectivement aux demi-battements vers le bas et vers le haut)

$$\begin{aligned} v_b^a &= \frac{\phi_{min} - \phi_{max}}{\kappa T} x_1 \\ v_h^a &= \frac{\phi_{max} - \phi_{min}}{(1-\kappa)T} x_1 \end{aligned} \quad (2.8.1)$$

où x_1 est la distance entre la base de l'aile et son centre aérodynamique (voir FIG. 2.4).

2.8.1 Force stationnaire moyenne

La force aérodynamique perpendiculaire à la surface de l'aile possède des composantes suivant les trois axes du repère \mathcal{R}^m . Les composantes de cette force, pour les ailes droite et gauche, pendant les battements vers le bas, f_b , et vers le haut, f_h , peuvent être déterminées par une simple projection dans le repère mobile.

$$f_b = |f_b^a| \begin{pmatrix} -\sin \psi_{max} \cos \phi_b \\ \sin \phi_b \\ \cos \psi_{max} \cos \phi_b \end{pmatrix} \quad (2.8.2)$$

$$f_h = |f_h^a| \begin{pmatrix} \sin \psi_{min} \cos \phi_h \\ -\sin \phi_h \\ -\cos \psi_{min} \cos \phi_h \end{pmatrix} \quad (2.8.3)$$

où $|f_b^a|$ et $|f_h^a|$ sont déterminés à partir des équations (2.2.2, 2.2.3, 2.8.1)

$$\begin{aligned} |f_b^a| &= \frac{1}{2} \rho C (1 + C_f) S_a \left| \frac{\phi_{min} - \phi_{max}}{\kappa T} x_1 \right|^2 \\ |f_h^a| &= \frac{1}{2} \rho C (1 - C_f) S_a \left| \frac{\phi_{max} - \phi_{min}}{(1-\kappa)T} x_1 \right|^2 \end{aligned} \quad (2.8.4)$$

Les premières et troisièmes composantes de (2.8.2, 2.8.3) sont les forces de traction et portance pendant le demi-battement vers le bas, notées $f_{t,b}$ et $f_{p,b}$, et vers le haut, notées $f_{t,h}$ et $f_{p,h}$, respectivement.

A Force de traction moyenne

Pendant le battement vers le bas, la force de traction, calculée pour une aile, a l'expression suivante (en se basant sur les équations 2.8.2, 2.8.3 et 2.8.4)

$$f_{t,b} = -\frac{1}{2}\rho C(1 + C_f)S_a \left(\frac{\phi_{min} - \phi_{max}}{\kappa T} \right)^2 x_1^2 \sin \psi_{max} \cos \left[\phi_{max} \left(1 - \frac{2t}{\kappa T} \right) \right] \quad (2.8.5)$$

Et pendant le battement vers le haut

$$f_{t,h} = \frac{1}{2}\rho C(1 - C_f)S_a \left(\frac{\phi_{max} - \phi_{min}}{(1 - \kappa)T} \right)^2 x_1^2 \sin \psi_{min} \cos \left[-\phi_{min} \left(2\frac{t - \kappa T}{(1 - \kappa)T} - 1 \right) \right] \quad (2.8.6)$$

La force de traction moyenne calculée sur une période

$$\begin{aligned} \bar{f}_t &= \frac{1}{T} \left[\int_0^{\kappa T} f_{t,b} dt + \int_{\kappa T}^T f_{t,h} dt \right] \\ \bar{f}_t &= -\frac{1}{2T} \rho C S_a \left(\frac{\phi_{max} - \phi_{min}}{T} \right)^2 x_1^2 \\ &\quad \left[(1 + C_f) \frac{1}{\kappa^2} \sin \psi_{max} \int_0^{\kappa T} \cos \left[\phi_{max} \left(1 - \frac{2t}{\kappa T} \right) \right] dt \right. \\ &\quad \left. - (1 - C_f) \frac{1}{(1 - \kappa)^2} \sin \psi_{min} \int_{\kappa T}^T \cos \left[-\phi_{min} \left(2\frac{t - \kappa T}{(1 - \kappa)T} - 1 \right) \right] dt \right] \\ \bar{f}_t &= -\frac{1}{2T} \rho C S_a \left(\frac{\phi_{max} - \phi_{min}}{T} \right)^2 x_1^2 \\ &\quad \left[(1 + C_f) \frac{1}{\kappa^2} \sin \psi_{max} \frac{-\kappa T}{2\phi_{max}} \sin \left[\phi_{max} \left(1 - \frac{2t}{\kappa T} \right) \right]_0^{\kappa T} \right. \\ &\quad \left. - (1 - C_f) \frac{1}{(1 - \kappa)^2} \sin \psi_{min} \frac{-(1 - \kappa)T}{2\phi_{min}} \sin \left[-\phi_{min} \left(2\frac{t - \kappa T}{(1 - \kappa)T} - 1 \right) \right]_{\kappa T}^T \right] \\ \bar{f}_t &= -\frac{1}{2T} \rho C S_a \left(\frac{\phi_{max} - \phi_{min}}{T} \right)^2 x_1^2 \\ &\quad \left[2T \frac{1 + C_f}{\kappa} \sin \psi_{max} \frac{\sin \phi_{max}}{2\phi_{max}} - 2T \frac{1 - C_f}{1 - \kappa} \sin \psi_{min} \frac{\sin \phi_{min}}{2\phi_{min}} \right] \end{aligned}$$

Et finalement, la force de traction moyenne relative à une aile en fonction des valeurs maximales et minimales des angles des ailes :

$$\bar{f}_t = -\frac{1}{2}\rho C S_a x_1^2 \left(\frac{\phi_{max} - \phi_{min}}{T} \right)^2 \left[\frac{1 + C_f}{\kappa} \frac{\sin \phi_{max}}{\phi_{max}} \sin \psi_{max} - \frac{1 - C_f}{(1 - \kappa)} \frac{\sin \phi_{min}}{\phi_{min}} \sin \psi_{min} \right] \quad (2.8.7)$$

B Force de portance moyenne

Le calcul est identique à celui de la force de traction moyenne.

$$f_{p,b} = \frac{1}{2}\rho C(1 + C_f)S_a \left(\frac{\phi_{min} - \phi_{max}}{\kappa T} \right)^2 x_1^2 \cos \psi_{max} \cos \left[\phi_{max} \left(1 - \frac{2t}{\kappa T} \right) \right] \quad (2.8.8)$$

Et pendant le battement vers le haut

$$f_{p,h} = -\frac{1}{2}\rho C(1-C_f)S_a\left(\frac{\phi_{max}-\phi_{min}}{(1-\kappa)T}\right)^2 x_1^2 \cos \psi_{min} \cos \left[-\phi_{min}\left(2\frac{t-\kappa T}{(1-\kappa)T}-1\right)\right] \quad (2.8.9)$$

La force de portance moyenne calculée sur une période

$$\begin{aligned} \bar{f}_p &= \frac{1}{T} \left[\int_0^{\kappa T} f_{p,b} dt + \int_{\kappa T}^T f_{p,h} dt \right] \\ \bar{f}_p &= \frac{1}{2T} \rho C S_a \left(\frac{\phi_{max}-\phi_{min}}{T} \right)^2 x_1^2 \\ &\quad \left[(1+C_f) \frac{1}{\kappa^2} \cos \psi_{max} \int_0^{\kappa T} \cos \left[\phi_{max} \left(1 - \frac{2t}{\kappa T} \right) \right] dt \right. \\ &\quad \left. - (1-C_f) \frac{1}{(1-\kappa)^2} \cos \psi_{min} \int_{\kappa T}^T \cos \left[-\phi_{min} \left(2\frac{t-\kappa T}{(1-\kappa)T} - 1 \right) \right] dt \right] \\ \bar{f}_p &= \frac{1}{2T} \rho C S_a \left(\frac{\phi_{max}-\phi_{min}}{T} \right)^2 x_1^2 \\ &\quad \left[(1+C_f) \frac{1}{\kappa^2} \cos \psi_{max} \frac{-\kappa T}{2\phi_{max}} \sin \left[\phi_{max} \left(1 - \frac{2t}{\kappa T} \right) \right]_0^{\kappa T} \right. \\ &\quad \left. - (1-C_f) \frac{1}{(1-\kappa)^2} \cos \psi_{min} \frac{-(1-\kappa)T}{2\phi_{min}} \sin \left[-\phi_{min} \left(2\frac{t-\kappa T}{(1-\kappa)T} - 1 \right) \right]_{\kappa T}^T \right] \\ \bar{f}_p &= \frac{1}{2T} \rho C S_a \left(\frac{\phi_{max}-\phi_{min}}{T} \right)^2 x_1^2 \\ &\quad \left[-T \frac{1+C_f}{\kappa} \cos \psi_{max} \frac{-2 \sin \phi_{max}}{2\phi_{max}} - T \frac{1-C_f}{(1-\kappa)} \cos \psi_{min} \frac{2 \sin \phi_{min}}{2\phi_{min}} \right] \end{aligned}$$

Et finalement, la force de portance moyenne relative à une aile en fonction des valeurs maximales et minimales des angles des ailes :

$$\bar{f}_p = \frac{1}{2} \rho C S_a x_1^2 \left(\frac{\phi_{max}-\phi_{min}}{T} \right)^2 \left[\frac{1+C_f}{\kappa} \frac{\sin \phi_{max}}{\phi_{max}} \cos \psi_{max} - \frac{1-C_f}{(1-\kappa)} \frac{\sin \phi_{min}}{\phi_{min}} \cos \psi_{min} \right] \quad (2.8.10)$$

2.8.2 Couple stationnaire moyen

Le couple stationnaire est calculé par le produit vectoriel entre la force stationnaire et la position du point d'application de cette force selon la relation (2.3.3). Les positions des centres aérodynamiques des ailes droite, \vec{p}_d , et gauche, \vec{p}_g , calculées dans \mathcal{R}^m , sont exprimées par (pendant les demi-battements vers le bas et vers le haut)

$$p_{d,b} = x_1 \begin{pmatrix} \sin \psi_{max}^d \sin \phi_b^d \\ \cos \phi_b^d \\ -\cos \psi_{max}^d \sin \phi_b^d \end{pmatrix} \quad p_{d,h} = x_1 \begin{pmatrix} \sin \psi_{min}^d \sin \phi_h^d \\ \cos \phi_h^d \\ -\cos \psi_{min}^d \sin \phi_h^d \end{pmatrix} \quad (2.8.11)$$

$$p_{g,b} = x_1 \begin{pmatrix} -\sin \psi_{max}^g \sin \phi_b^g \\ -\cos \phi_b^g \\ \cos \psi_{max}^g \sin \phi_b^g \end{pmatrix} \quad p_{g,h} = x_1 \begin{pmatrix} -\sin \psi_{min}^g \sin \phi_h^g \\ -\cos \phi_h^g \\ \cos \psi_{min}^g \sin \phi_h^g \end{pmatrix} \quad (2.8.12)$$

Et ainsi les couples des ailes droite et gauche pendant les battements vers le bas et vers le haut sont donnés par

$$\tau_{d,b} = |f_b^d| x_1 \begin{pmatrix} \cos \psi_{max}^d \\ 0 \\ \sin \psi_{max}^d \end{pmatrix} \quad \tau_{d,h} = |f_h^d| x_1 \begin{pmatrix} -\cos \psi_{min}^d \\ 0 \\ -\sin \psi_{min}^d \end{pmatrix} \quad (2.8.13)$$

$$\tau_{g,b} = |f_b^g| x_1 \begin{pmatrix} -\cos \psi_{max}^g \\ 0 \\ -\sin \psi_{max}^g \end{pmatrix} \quad p_{g,h} = |f_h^g| x_1 \begin{pmatrix} \cos \psi_{min}^g \\ 0 \\ \sin \psi_{min}^g \end{pmatrix} \quad (2.8.14)$$

La première composante correspond au couple de roulis, la troisième au couple de lacet.

Le couple moyen est calculé en moyennant (2.3.3)

$$\bar{\tau} = \frac{1}{T} \left[\int_0^{\kappa T} \tau_b dt + \int_{\kappa T}^T \tau_h dt \right] \quad (2.8.15)$$

A Couple de roulis moyen

Le couple de roulis moyen développé par l'aile droite est donné par

$$\begin{aligned} \bar{\tau}_{r,d} &= \frac{1}{T} \left[\int_0^{\kappa T} \frac{1}{2} \rho C (1 + C_f) S_a \left(\frac{\phi_{min}^d - \phi_{max}^d}{\kappa T} \right)^2 x_1^3 \cos \psi_{max}^d dt \right. \\ &\quad \left. - \int_{\kappa T}^T \frac{1}{2} \rho C (1 - C_f) S_a \left(\frac{\phi_{max}^d - \phi_{min}^d}{(1 - \kappa) T} \right)^2 x_1^3 \cos \psi_{min}^d dt \right] \end{aligned} \quad (2.8.16)$$

$$= \frac{1}{2} \rho C S_a \left(\frac{\phi_{min}^d - \phi_{max}^d}{T} \right)^2 x_1^3 \left[\frac{1 + C_f}{\kappa} \cos \psi_{max}^d - \frac{1 - C_f}{1 - \kappa} \cos \psi_{min}^d \right] \quad (2.8.17)$$

Le couple de roulis moyen développé par l'aile gauche est donné par

$$\begin{aligned} \bar{\tau}_{r,g} &= \frac{1}{T} \left[- \int_0^{\kappa T} \frac{1}{2} \rho C (1 + C_f) S_a \left(\frac{\phi_{min}^g - \phi_{max}^g}{\kappa T} \right)^2 x_1^3 \cos \psi_{max}^g dt \right. \\ &\quad \left. + \int_{\kappa T}^T \frac{1}{2} \rho C (1 - C_f) S_a \left(\frac{\phi_{max}^g - \phi_{min}^g}{(1 - \kappa) T} \right)^2 x_1^3 \cos \psi_{min}^g dt \right] \end{aligned} \quad (2.8.18)$$

$$= -\frac{1}{2} \rho C S_a \left(\frac{\phi_{min}^g - \phi_{max}^g}{T} \right)^2 x_1^3 \left[\frac{1 + C_f}{\kappa} \cos \psi_{max}^g - \frac{1 - C_f}{1 - \kappa} \cos \psi_{min}^g \right] \quad (2.8.19)$$

Et le couple de roulis moyen est alors la somme de (2.8.17,2.8.19)

$$\bar{\tau}_1 = \bar{\tau}_{r,d} + \bar{\tau}_{r,g} \quad (2.8.20)$$

B Couple de lacet moyen

Le couple de lacet moyen développé par l'aile droite est donné par

$$\begin{aligned} \bar{\tau}_{l,d} = & \frac{1}{T} \left[\int_0^{\kappa T} \frac{1}{2} \rho C (1 + C_f) S_a \left(\frac{\phi_{min}^d - \phi_{max}^d}{\kappa T} \right)^2 x_1^3 \sin \psi_{max}^d dt \right. \\ & \left. - \int_{\kappa T}^T \frac{1}{2} \rho C (1 - C_f) S_a \left(\frac{\phi_{max}^d - \phi_{min}^d}{(1 - \kappa) T} \right)^2 x_1^3 \sin \psi_{min}^d dt \right] \end{aligned} \quad (2.8.21)$$

$$= \frac{1}{2} \rho C S_a \left(\frac{\phi_{min}^d - \phi_{max}^d}{T} \right)^2 x_1^3 \left[\frac{1 + C_f}{\kappa} \sin \psi_{max}^d - \frac{1 - C_f}{1 - \kappa} \sin \psi_{min}^d \right] \quad (2.8.22)$$

Le couple de lacet moyen développé par l'aile gauche est donné par

$$\begin{aligned} \bar{\tau}_{l,g} = & \frac{1}{T} \left[- \int_0^{\kappa T} \frac{1}{2} \rho C (1 + C_f) S_a \left(\frac{\phi_{min}^g - \phi_{max}^g}{\kappa T} \right)^2 x_1^3 \sin \psi_{max}^g dt \right. \\ & \left. + \int_{\kappa T}^T \frac{1}{2} \rho C (1 - C_f) S_a \left(\frac{\phi_{max}^g - \phi_{min}^g}{(1 - \kappa) T} \right)^2 x_1^3 \sin \psi_{min}^g dt \right] \end{aligned} \quad (2.8.23)$$

$$= -\frac{1}{2} \rho C S_a \left(\frac{\phi_{min}^g - \phi_{max}^g}{T} \right)^2 x_1^3 \left[\frac{1 + C_f}{\kappa} \sin \psi_{max}^g - \frac{1 - C_f}{1 - \kappa} \sin \psi_{min}^g \right] \quad (2.8.24)$$

Et le couple de roulis moyen est alors la somme de (2.8.22,2.8.24)

$$\bar{\tau}_3 = \bar{\tau}_{l,d} + \bar{\tau}_{l,g} \quad (2.8.25)$$

2.9 Validation du modèle moyen

Une comparaison entre le modèle moyen et le modèle instantané est effectuée à l'aide de trois simulations en boucle ouverte. Le modèle moyen consiste à calculer, à partir des amplitudes des angles des ailes, les forces et couples moyens (2.8.7, 2.8.10, 2.8.20, 2.8.25). Ces derniers sont introduits dans le modèle du microdrone donné par le système (2.5.1-2.5.4) pour en déduire le comportement moyen. Le modèle instantané est basée sur les expressions temporelles des angles des ailes (2.1.1), avec toujours les amplitudes comme grandeurs d'entrée. Les forces et couples sont ensuite calculés à partir des équations (2.2.8, 2.3.3) et introduits dans le système (2.5.1-2.5.4) pour en déduire le comportement instantané. Dans les trois simulations, les amplitudes minimale et maximale d'un angle (battement ou rotation) sont considérées égales en valeur absolue. L'angle de déviation θ est choisi nul.

Dans un premier temps, le mouvement des ailes, droite et gauche, est supposé symétrique : $[\phi_{max}^d, \phi_{max}^g, \psi_{max}^d, \psi_{max}^g] = [\frac{\pi}{3}, \frac{\pi}{3}, \frac{\pi}{6}, \frac{\pi}{6}]$. Des mouvements suivant les axes \vec{x}^f et \vec{z}^f sont alors générés. Grâce à la symétrie entre les ailes gauche et droite, les couples autour des trois axes du repère \mathcal{R}^m sont nuls. Aucun mouvement suivant l'axe \vec{y}^f n'est

généralisé puisque celui-ci est associé à un mouvement de roulis. Le microdrone possède alors des vitesses non nulles suivant les axes \vec{x}^f et \vec{z}^f . Les vitesses linéaires moyennes et les enveloppes des vitesses instantanées sont tracées sur les FIG. 2.10 et 2.11. Les courbes montrent que le modèle moyen approxime bien le modèle instantané. Un mouvement de vol en avancement est ainsi obtenu ; la vitesse suivant \vec{x}^f est négative comme cet axe est dirigé vers l'arrière (les directions des axes des repères \mathcal{R}^f et \mathcal{R}^m se superposent dans ce cas parce qu'il n'y a aucun mouvement de rotation du microdrone), la vitesse suivant \vec{z}^f est positive comme cet axe est dirigé vers le haut (voir FIG. 2.1).

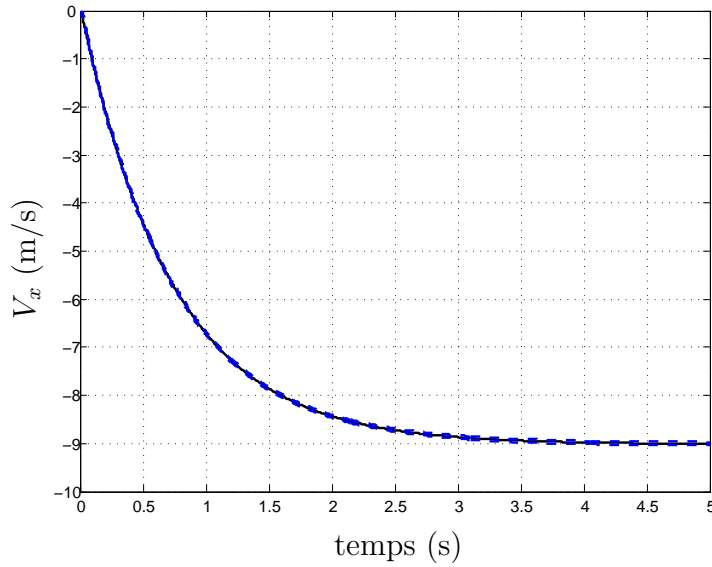


FIG. 2.10 – La vitesse linéaire suivant l'axe \vec{x}^f . L'enveloppe de la vitesse instantanée est tracée en trait interrompu (bleu) et la moyenne en trait continu (noir).

Dans un second temps, les angles de battement sont supposés dissymétriques : $[\phi_{max}^d, \phi_{max}^g, \psi_{max}^d, \psi_{max}^g] = [\frac{\pi}{6}, \frac{\pi}{5}, \frac{\pi}{12}, \frac{\pi}{12}]$. Cette dissymétrie crée un couple de roulis et, par conséquent, une vitesse angulaire non nulle autour de l'axe \vec{x}^m . L'équivalence entre les vitesses angulaires des modèles instantané et moyen est montrée sur la FIG. 2.12. Comme l'amplitude de l'angle de battement gauche est supérieure à celle de l'angle droit, un couple négatif autour de l'axe \vec{x}^m est développé, il se traduit par une vitesse angulaire négative.

Enfin, un dernier calcul met en évidence la création d'un mouvement de lacet à partir d'une dissymétrie des angles de rotation : $[\phi_{max}^d, \phi_{max}^g, \psi_{max}^d, \psi_{max}^g] = [\frac{\pi}{6}, \frac{\pi}{6}, \frac{-\pi}{24}, \frac{\pi}{24}]$. La correspondance entre les modèles moyen et instantané est montrée sur la FIG. 2.13. Comme l'angle de rotation gauche est positif et l'angle droit est négatif, un couple de lacet et par suite une vitesse angulaire négative sont développés autour de l'axe \vec{z}^m .

Une dissymétrie combinée entre les angles de battement et de rotation, droits et gauches, conduit à des mouvements complexes dans toutes les directions.

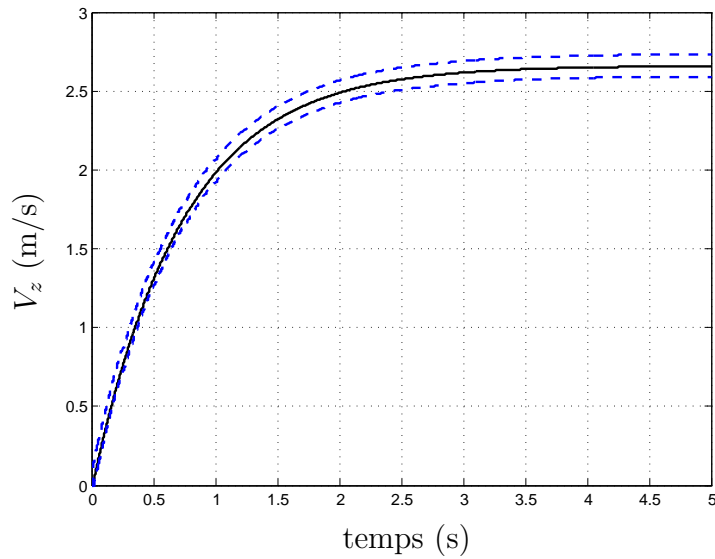


FIG. 2.11 – La vitesse linéaire suivant l’axe \vec{z}^f . L’enveloppe de la vitesse instantanée est tracée en trait interrompu (bleu) et la moyenne en trait continu (noir).

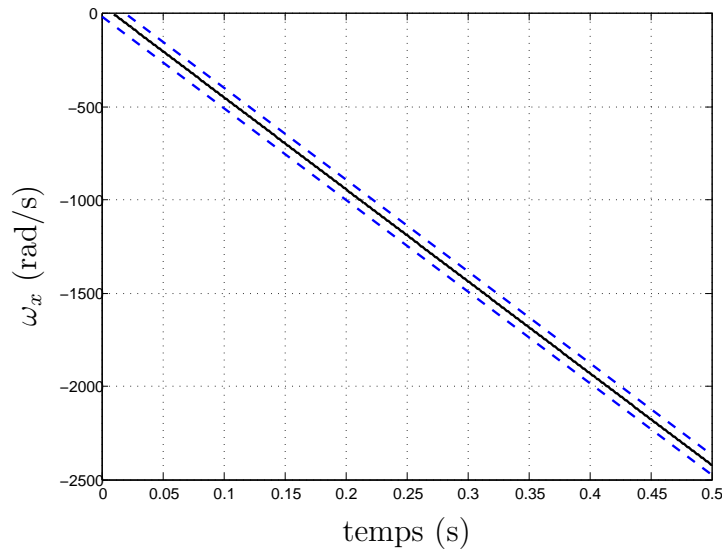


FIG. 2.12 – La vitesse angulaire autour de l’axe \vec{x}^m . L’enveloppe de la vitesse instantanée est tracée en trait interrompu (bleu) et la moyenne en trait continu (noir).

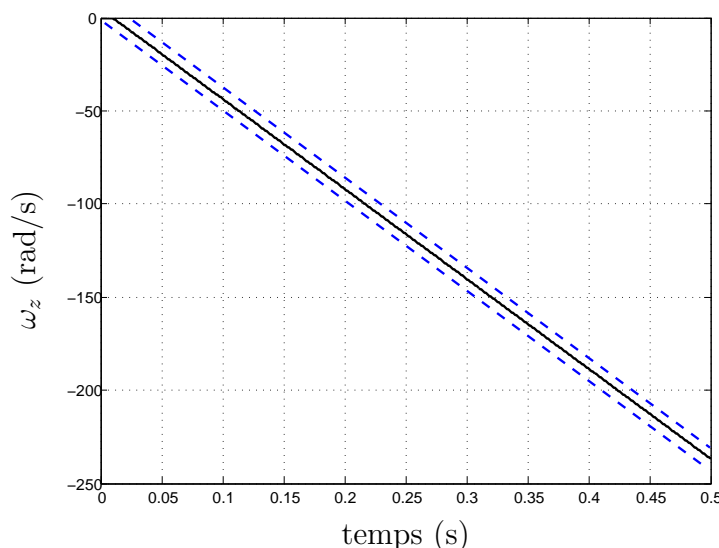


FIG. 2.13 – La vitesse angulaire autour de l’axe \bar{z}^m . L’enveloppe de la vitesse instantanée est tracée en trait interrompu (bleu) et la moyenne en trait continu (noir).

2.10 Stratégie de commande

Dans ce travail, le mouvement vertical est généré par le battement des ailes; en augmentant les amplitudes des angles de battement des ailes droite et gauche, la portance augmente et un mouvement ascendant est assuré. La diminution des amplitudes des angles de battement provoque la chute du microdrone. Le mouvement d’avancement est créé grâce à la rotation des ailes; plus l’angle de rotation des ailes droite et gauche est grand, plus la force de traction est élevée. Le mouvement de roulis peut être généré par une dissymétrie entre les amplitudes des angles de battement des ailes droite et gauche. Le mouvement de lacet peut être créé par une dissymétrie entre les amplitudes des angles de rotation des ailes droite et gauche. Enfin, le choix adopté pour la génération du mouvement de tangage consiste à déplacer une petite masse à l’intérieur du microdrone, vers l’avant ou vers l’arrière, pour piquer du nez ou relever la tête. D’un point de vue technologique, cette masse peut être une goutte de liquide conducteur de très faible masse et volume (de l’ordre du nanolitre) qui se déplace, à une vitesse de 20 mm/s environ, selon la technique de l’électromouillage sur diélectrique (ElectroWetting On Dielectric ou EWOD) [Renaudin et al., 2004]. Cette technique consiste à placer la goutte de liquide (de diamètre 0.5 ou 1 mm) sur une couche isolante couvrant une électrode conductrice (voir FIG. 2.14). Le système présente des propriétés de contrôle total du déplacement. Cette technique est maîtrisée par le laboratoire IEMN (partenaire du projet).

Un offset (par rapport à zéro) des angles de battement des deux ailes crée un mouvement de tangage. Or dans ce travail, le mouvement de tangage est créé par la petite

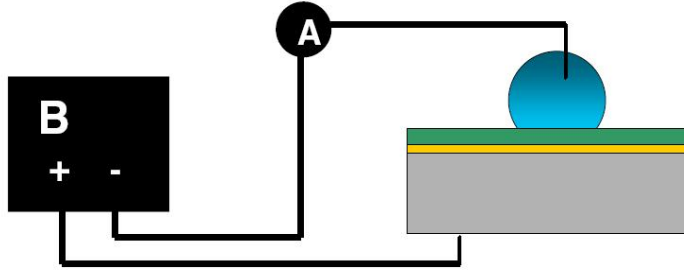


FIG. 2.14 – La technique d'électromouillage réalisée sur une goutte de fluide, B est la source d'énergie et A un ampèremètre.

masse interne, les amplitudes pendant le battement vers le bas et vers le haut de l'angle de battement sont alors maintenues égales. D'un autre côté, un offset dans l'angle de rotation des deux ailes influe sur l'amplitude de la portance [Schenato et al., 2002a]. Comme cette dernière peut être également modifiée via les amplitudes des angles de battement, les angles de rotations sont choisis symétriques par rapport à zéro pendant un cycle de battement.

$$\begin{aligned}\phi_{\max} &= -\phi_{\min} = \phi_0 \\ \psi_{\max} &= -\psi_{\min} = \psi_0\end{aligned}\tag{2.10.1}$$

En se basant sur les équations (2.10.1), les forces moyennes de traction (2.8.7) et de portance (2.8.10) s'écrivent sous la forme

$$\bar{f}_{t,(d,g)} = -\alpha\phi_0^{d,g} \sin \phi_0^{d,g} \sin \psi_0^{d,g}\tag{2.10.2}$$

$$\bar{f}_{p,(d,g)} = \beta\phi_0^{d,g} \sin \phi_0^{d,g} \cos \psi_0^{d,g}\tag{2.10.3}$$

où

$$\begin{aligned}\alpha &= \frac{2}{T^2} \frac{1+(1-2\kappa)C_f}{\kappa(1-\kappa)} \rho C S_a x_1^2 \\ \beta &= \frac{2}{T^2} \frac{1-2\kappa+C_f}{\kappa(1-\kappa)} \rho C S_a x_1^2\end{aligned}\tag{2.10.4}$$

La même simplification peut être apportée aux couples moyens de roulis (2.8.17, 2.8.19) et de lacet (2.8.22, 2.8.24)

$$\bar{\tau}_{r,d} = \beta x_1 \phi_0^{d^2} \cos \psi_0^d\tag{2.10.5}$$

$$\bar{\tau}_{l,d} = \alpha x_1 \phi_0^{d^2} \sin \psi_0^d\tag{2.10.6}$$

$$\bar{\tau}_{r,g} = -\beta x_1 \phi_0^{g^2} \cos \psi_0^g\tag{2.10.7}$$

$$\bar{\tau}_{l,g} = -\alpha x_1 \phi_0^{g^2} \sin \psi_0^g\tag{2.10.8}$$

où α et β sont définis dans (2.10.4).

La réalisation des divers types de vol (stationnaire, d'avancement, manœuvres) nécessite une variation adéquate de la cinématique des ailes afin de réguler les phases de

déséquilibre et d'assurer un équilibre stable à travers une commande des forces et des couples aérodynamiques [Dudley, 2002]. Or, la stratégie choisie dans ce travail consiste à commander les amplitudes des angles de battement et de rotation des ailes droite et gauche ϕ_0^d , ψ_0^d , ϕ_0^g et ψ_0^g . Ainsi, comme cela apparaît dans les équations (2.10.2, 2.10.3, 2.10.5, 2.10.6, 2.10.7, 2.10.8), les forces et couples moyens sont fonctions des amplitudes des angles des ailes. L'objectif est de déterminer, à travers ces relations, les amplitudes des angles des ailes, qui sont les degrés de liberté (*ddl*), nécessaires pour réaliser le mouvement désiré. Autrement dit, ces *ddl* doivent être imposés de telle sorte que les forces et couples générés, moyennés sur une période, convergent vers les forces et couples de consigne, assurant le mouvement souhaité. Quatre relations sont ainsi établies représentant les mouvements longitudinal, vertical, de roulis et de lacet.

Relation 1. La force de traction moyenne, générée par les ailes droite et gauche, doit assurer le mouvement longitudinal dans le plan horizontal. La force de traction de commande \bar{f}_x doit compenser les forces de traînée du corps et assurer l'avancement du microdrone.

$$\bar{f}_{t,d} + \bar{f}_{t,g} = \bar{f}_x \quad (2.10.9)$$

En remplaçant (2.10.2) dans (2.10.9)

$$-\alpha \left[\phi_0^d \sin \phi_0^d \sin \psi_0^d + \phi_0^g \sin \phi_0^g \sin \psi_0^g \right] = \bar{f}_x \quad (2.10.10)$$

Relation 2. La force de portance moyenne, générée par les ailes droite et gauche, est responsable de la génération du mouvement ascendant ou descendant du microdrone. La force de portance de commande \bar{f}_z doit compenser le poids et assurer le mouvement vertical.

$$\bar{f}_{p,d} + \bar{f}_{p,g} = \bar{f}_p \quad (2.10.11)$$

En remplaçant (2.10.3) dans (2.10.11)

$$\beta \left[\phi_0^d \sin \phi_0^d \cos \psi_0^d + \phi_0^g \sin \phi_0^g \cos \psi_0^g \right] = \bar{f}_p \quad (2.10.12)$$

Relation 3. Un déséquilibre transitoire des moments autour de l'axe \bar{x}^m crée un mouvement de roulis. La compensation de cette dissymétrie entre les couples droit et gauche s'effectue en appliquant un couple de commande $\bar{\tau}_1$.

$$\bar{\tau}_{r,d} + \bar{\tau}_{r,g} = \bar{\tau}_1 \quad (2.10.13)$$

En remplaçant (2.10.5, 2.10.7) dans (2.10.13)

$$\beta x_1 \left[\phi_0^{d2} \cos \psi_0^d - \phi_0^{g2} \cos \psi_0^g \right] = \bar{\tau}_1 \quad (2.10.14)$$

Relation 4. La stabilisation et les manœuvres exécutées par le microdrone autour de l'axe \bar{z}^m (mouvement de lacet) sont réalisées en appliquant un couple de commande $\bar{\tau}_3$ autour de cet axe.

$$\bar{\tau}_{l,d} + \bar{\tau}_{l,g} = \bar{\tau}_3 \quad (2.10.15)$$

En remplaçant (2.10.6, 2.10.8) dans (2.10.15)

$$\alpha x_1 \left[\phi_0^{d^2} \sin \psi_0^d - \phi_0^{g^2} \sin \psi_0^g \right] = \bar{\tau}_3 \quad (2.10.16)$$

Les équations (2.10.10, 2.10.12, 2.10.14, 2.10.16) définissent un système de quatre équations à quatre inconnus $(\phi_0^d, \phi_0^g, \psi_0^d, \psi_0^g)$

$$\Lambda(\phi_0^d, \phi_0^g, \psi_0^d, \psi_0^g) = (\bar{f}_x, \bar{f}_p, \bar{\tau}_1, \bar{\tau}_3) \quad (2.10.17)$$

La stratégie de commande consiste à calculer les angles des ailes correspondant aux forces et couples de commande. Ceci peut être réalisé par l'inversion de (2.10.17)

$$(\phi_0^d, \phi_0^g, \psi_0^d, \psi_0^g) = \Lambda^{-1}(\bar{f}_x, \bar{f}_p, \bar{\tau}_1, \bar{\tau}_3) \quad (2.10.18)$$

Remarque 2.10.1. L'inversion de (2.10.17) peut être effectuée en ligne ou hors ligne par différentes techniques (optimisation, splines, réseaux de neurones, etc.).

D'un autre côté, les forces et couples de commande, nécessaires à la stabilisation de la position et de l'orientation du microdrone, sont calculés par un retour de l'état moyenné du système comme expliqué dans le Théorème 2.7.1.

$$(\bar{f}_x, \bar{f}_p, \bar{\tau}_1, \bar{\tau}_3) = \mathcal{U}(\bar{x}) \quad (2.10.19)$$

\bar{x} représente l'état du système moyenné sur une période de battement.

Les amplitudes des angles des ailes se déduisent des équations (2.10.18) et (2.10.19)

$$(\phi_0^d, \phi_0^g, \psi_0^d, \psi_0^g) = \Lambda^{-1}(\mathcal{U}(\bar{x})) \quad (2.10.20)$$

2.11 Étude des saturations

Physiquement, les insectes ne sont pas capables d'effectuer des battements qui dépassent les 180° (en terme de débattement) en raison du chevauchement des ailes. Le cas extrême est atteint au cours du phénomène de "clap and fling" chez certains d'entre eux. Les angles de battement et de rotation des ailes sont ainsi limités par des valeurs minimales et maximales. Ces valeurs dépendent de chaque type d'insecte. La reproduction technologique des mouvements des ailes doit respecter cette contrainte de construction. D'un autre côté, les actionneurs utilisés pour réaliser les mouvements des ailes doivent fonctionner en régime non saturé pour ne pas introduire de non-linéarité supplémentaire dans le système et risquer de modifier son fonctionnement. En notant $\tilde{\phi}_0$ et $\tilde{\psi}_0$ respectivement les valeurs maximales des angles de battement et de rotation, les équations suivantes sont vérifiées pour les ailes droite et gauche

$$\begin{aligned} 0 &\leq \phi_0 \leq \tilde{\phi}_0 \\ -\tilde{\psi}_0 &\leq \psi_0 \leq \tilde{\psi}_0 \end{aligned} \quad (2.11.1)$$

Chapitre 2. Modélisation du microdrone

Ces valeurs bornées des angles impliquent l'existence d'un ensemble de forces et de couples aérodynamiques moyens admissibles, ensemble défini à partir des équations (2.10.10, 2.10.12, 2.10.14, 2.10.16). Cet ensemble sera noté Ω dans la suite.

En utilisant les valeurs numériques données dans le tableau 2.1, l'ensemble de saturation Ω peut être calculé explicitement. Ω définit un sous espace convexe et contient l'ensemble des variables de commande $(\bar{f}_x, \bar{f}_p, \bar{\tau}_1, \bar{\tau}_3)$ générées par des angles des ailes vérifiant les conditions (2.11.1). Par conséquent, pour tout quadruplet $(\bar{f}_x, \bar{f}_p, \bar{\tau}_1, \bar{\tau}_3)$ de Ω , il existe une configuration des angles des ailes $(\phi_0^d, \phi_0^g, \psi_0^d, \psi_0^g)$ générant ces forces et couples aérodynamiques de commande.

Les projections de Ω sur les plans $(\bar{\tau}_1, \bar{\tau}_3)$ et (\bar{f}_x, \bar{f}_p) sont notées $\Omega_{\bar{\tau}_1, \bar{\tau}_3}$ et $\Omega_{\bar{f}_x, \bar{f}_p}$ et représentées respectivement sur les figures 2.15(a) et 2.15(b).

Le domaine admissible des couples de roulis et de lacet $\Omega_{\bar{\tau}_1, \bar{\tau}_3}$ est approximé, pour des raisons de simplification du calcul, par la plus large ellipse E_r qu'il contient (voir FIG. 2.15(a)). Les couples de commande $\bar{\tau}_1$ et $\bar{\tau}_3$ doivent appartenir à l'intérieur d'une ellipse définie par

$$[\bar{\tau}_1 \ \bar{\tau}_3] P_r [\bar{\tau}_1 \ \bar{\tau}_3]^T \leq 1 \quad (2.11.2)$$

où $P_r = \begin{bmatrix} \frac{1}{a_r^2} & 0 \\ 0 & \frac{1}{b_r^2} \end{bmatrix}$ est une matrice diagonale définie positive représentant les demi-axes, a_r et b_r , de l'ellipse E_r . En pratique, si le couple de roulis atteint sa valeur maximale a_r (en valeur absolue), le couple de lacet est nul, et inversement (le couple de roulis est nul pour un couple de lacet maximal en valeur absolue, b_r). Comme les bornes des couples de roulis et de lacet sont dépendantes (2.11.2), le choix effectué est de favoriser la stabilisation du couple τ_1 par rapport à τ_3 . Notons que ce choix est basé sur le comportement des insectes d'un côté, et sur l'importance de ramener le microdrone à plat d'un autre côté. Ainsi, la majorité de la puissance de la commande est dépensée pour stabiliser τ_1 (70 % de a_r sont affectés au couple de roulis maximal). Le couple de lacet maximal est alors calculé par (2.11.2). Le nouvel ensemble de saturation Ω_r est représenté sur la FIG. 2.15(a).

Le domaine admissible des forces de traction et de portance $\Omega_{\bar{f}_x, \bar{f}_p}$ est approximé par la plus grande demi-ellipse E_t qu'il contient (E_t coïncide presque avec $\Omega_{\bar{f}_x, \bar{f}_p}$). La demi-ellipse E_t est représentée par

$$\begin{aligned} [\bar{f}_x \ \bar{f}_p] P_t [\bar{f}_x \ \bar{f}_p]^T &\leq 1 \\ \bar{f}_p &\geq 0 \end{aligned} \quad (2.11.3)$$

où $P_t = \begin{bmatrix} \frac{1}{a_t^2} & 0 \\ 0 & \frac{1}{b_t^2} \end{bmatrix}$ est une matrice diagonale définie positive représentant les demi-axes, a_t et b_t , de l'ellipse E_t . Comme dans le cas des couples, afin d'éviter qu'une force soit nulle quand l'autre est maximale (en valeur absolue), un nouvel ensemble de saturation Ω_t est défini. Dans cet espace, un niveau de saturation fixe est attribué à \bar{f}_p pour des raisons

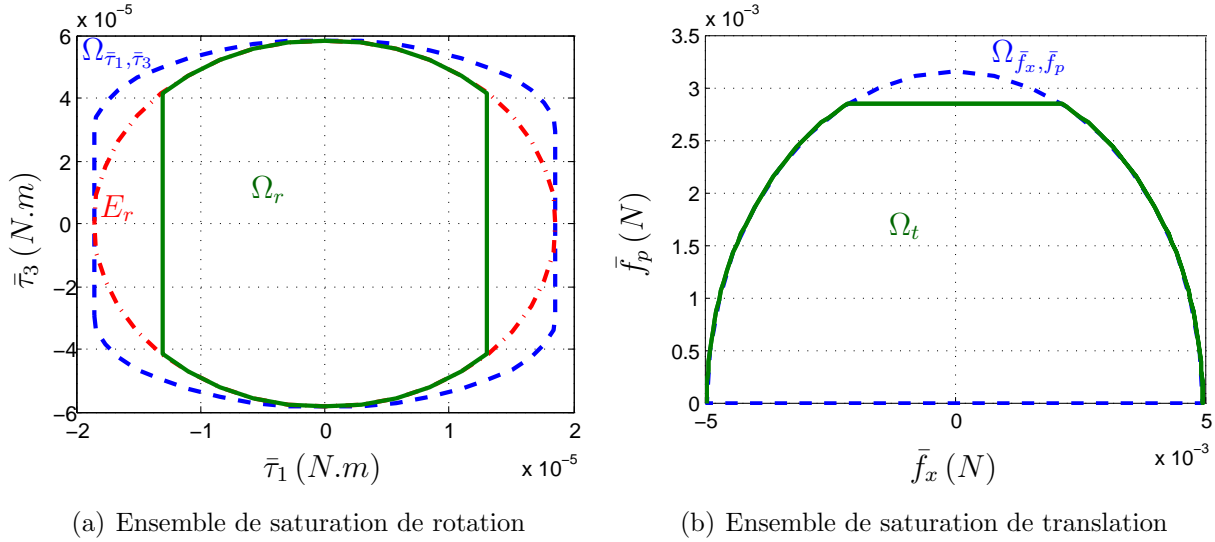


FIG. 2.15 – Le couple de lacet en fonction du couple de roulis (gauche), définissant l'ensemble de saturation $\Omega_{\bar{\tau}_1, \bar{\tau}_3}$ approximé par une ellipse E_r puis par l'ensemble Ω_r . La portance en fonction de la traction (droite), définissant l'ensemble de saturation $\Omega_{\bar{f}_x, \bar{f}_p}$ approximé par une ellipse E_t , qui coïncide presque avec $\Omega_{\bar{f}_x, \bar{f}_p}$, puis par l'ensemble Ω_t .

de simplification du calcul (cette force sera utilisée pour la génération des mouvements latéral et vertical, voir le chapitre 4 pour plus de détails). Ce choix est aussi motivé par le fait qu'il est plus judicieux de ramener le microdrone dans le plan horizontal le plus vite possible. Une valeur de 99% de b_t est alors choisie comme borne supérieure de \bar{f}_p . La borne supérieure de la force de traction est ensuite déterminée par l'équation de la demi-ellipse (2.11.3).

2.12 Bilan énergétique

Le vol naturel est relativement coûteux en énergie. La connaissance de la cinématique de l'aile et de la vitesse du vol permettent de calculer l'énergie dépensée. Cette dernière peut être optimisée en adoptant une conception plus effilée de l'aile (libellule par exemple) afin de permettre à l'insecte d'aller plus vite. Plusieurs études ont porté sur l'énergie des oiseaux mais peu encore existent dans le cas des insectes [Dudley, 2002]. Le bilan énergétique consiste à étudier la consommation d'énergie nécessaire pour effectuer un travail mécanique (battement des ailes). L'objectif principal de cette étude est de prouver la faisabilité de ce type de vol en déterminant une source d'énergie compatible assurant le vol pour une durée donnée.

2.12.1 Puissance mécanique de l'OVM

L'énergie d'un insecte est dépensée sous plusieurs formes : profil de l'aile, parasite, induite, inertielle ainsi que l'énergie communiquée au corps de l'insecte qui oscille verticalement. Une définition des différents types d'énergie est donnée ci-après. Pour plus de détails, le lecteur est prié de se référer à [Dudley, 2002].

A Puissance des profils d'ailes

C'est la puissance nécessaire pour surmonter les forces de traînée des profils d'ailes. Cette puissance est négligée dans ce travail, comme les forces de traînée sont négligées.

B Puissance parasite

Cette puissance est nécessaire pour compenser les forces de traînée sur le corps du microdrone. Dans ce travail, la traînée du corps est supposée proportionnelle à sa vitesse. Une estimation plus exacte de cette force la considère proportionnelle au carré de la vitesse. Pour des vitesses élevées, cette puissance a une valeur significative, elle est nulle pendant le vol stationnaire.

C Puissance induite

C'est la puissance nécessaire pour compenser les forces de traînée induites sur une aile c'est-à-dire les forces de traînée créées par un champ de vitesse induite. Les forces de traînée induite génèrent un moment dirigé vers le bas. La puissance induite représente alors le coût à transmettre à l'air ambiant afin de créer un moment qui compense le poids du corps. Notons que la vitesse induite augmente si la rotation de l'aile est considérée. Elle augmente aussi pendant la phase d'accélération du corps. La puissance induite est maximale pendant le vol stationnaire et peut être réduite en considérant une conception de l'aile qui réduit les vortex.

D Puissance inertielle

Cette puissance est dépensée afin d'accélérer la masse des ailes et la masse ajoutée de l'air qui l'entoure. Or, pendant le battement vers le haut, l'aile décélère, ce qui permet à l'insecte de stocker de l'énergie cinétique qui sera utilisée pour réaccélérer l'aile au début du battement vers le bas de la période suivante. Ainsi, la puissance inertielle moyenne sur une période de battement est nulle.

La puissance aérodynamique, dans le cas idéal du stockage de l'énergie pendant le demi-battement vers le haut, est alors égale à la somme des trois premières composantes de la puissance mécanique

$$P_{aero} = P_{pro} + P_{par} + P_{ind} \quad (2.12.1)$$

Une composante supplémentaire peut s'ajouter à la puissance mécanique, elle correspond à l'oscillation du centre de gravité du corps. Alors que cette puissance est négligeable pendant le vol stationnaire, elle peut atteindre des valeurs importantes pouvant aller jusqu'à 43% pour certains insectes pendant les phases de vol irrégulier.

La puissance totale par unité de masse, mesurée chez l'insecte *sphingid Manduca sexta* pour différentes vitesses de vol, est illustrée sur la FIG. 2.16. La courbe est en forme de "U"; de grandes quantités d'énergie sont dépensées pendant le vol stationnaire et pour des vitesses de vol élevées, le minimum est atteint pour des vitesses moyennes.

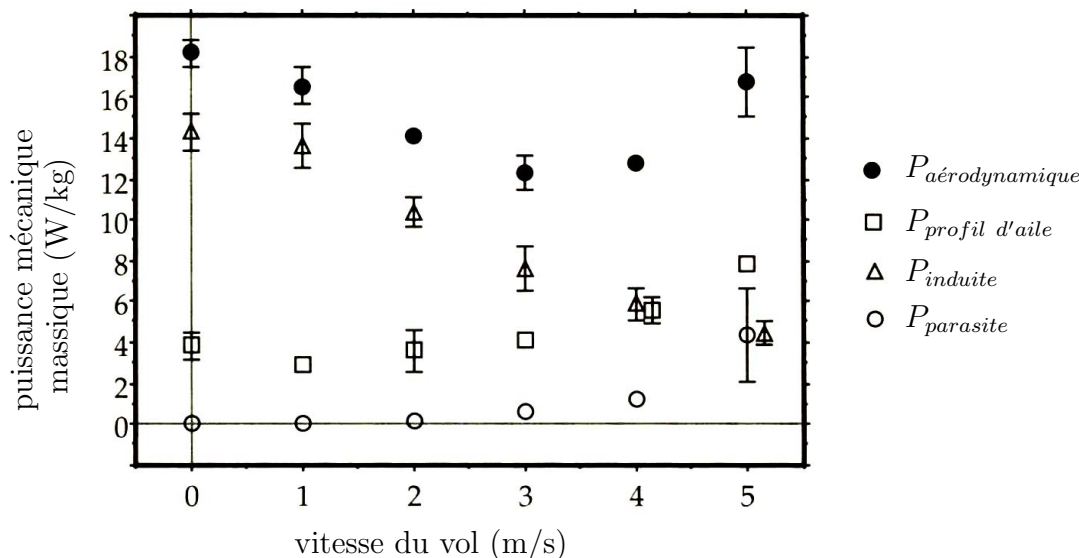


FIG. 2.16 – La puissance mécanique massique en fonction de la vitesse du vol pour le *sphingid Manduca sexta* [Dudley, 2002].

2.12.2 Puissance des actionneurs

Dans le projet "OVMI", plusieurs types d'actionneurs sont envisagés pour la commande des ailes, et parmi eux les actionneurs piézoélectriques : un signal électrique appliqué à leurs bornes crée des déformations mécaniques. Ils sont caractérisés par leur grande densité d'énergie [Wood et al., 2005], leur résistance aux hautes températures, leur rigidité, leur fonctionnement en mode résonant, leur large bande passante, leur capacité à générer des efforts importants et leur simplicité d'actionnement. Ils sont déjà utilisés dans plusieurs applications de robotique [Avadhanula et al., 2003, Sahai et al., 2006,

Wood, 2007b]. En utilisant un système de transmission entre l'actionneur et les ailes comme celui défini dans [Wood, 2007a], l'actionneur doit fléchir de $\Delta x = \pm 300 \mu m$ pour effectuer un battement de $\pm 60^\circ$ d'amplitude. Ces mesures correspondent bien aux dimensions de l'OVMI. La puissance qui doit être fournie à un actionneur pendant une période de battement T est

$$P_a = \frac{f_{max} 2\Delta x}{T} \quad (2.12.2)$$

La force aérodynamique stationnaire maximale f_{max} qui peut être générée par le battement des ailes, en considérant les dimensions données dans le tableau 2.1, est égale à $5 mN$. La puissance de l'actionneur (2.12.2) est alors égale à $0.3 mW$. En supposant que les actionneurs utilisés pour la génération du mouvement de rotation de l'aile sont identiques à ceux utilisés pour le mouvement de battement, la puissance totale des actionneurs commandant les quatre degrés de liberté est égale à $1.2 mW$.

2.12.3 Énergie des batteries

L'objectif final étant la détermination d'une source d'énergie nécessaire pour assurer un temps de vol donné, l'énergie dépensée par l'OVMI pendant une seconde de vol est d'abord calculée.

En considérant que le microdrone vole à une vitesse de $3 m/s$ ou $4 m/s$, la puissance mécanique (égale à la somme de la puissance aérodynamique et parasite) vaut environ $13 W/kg$ (voir FIG. 2.16). L'énergie mécanique dépensée pendant une seconde est $E_{mec} = 2.6 mJ$, la masse du microdrone étant $200 mg$ (cf. TAB. 2.1).

D'un autre côté, l'énergie dépensée par les actionneurs est de $E_a = 1.2 mJ$ pendant une seconde de vol.

L'énergie totale E_t dépensée par l'OVMI pendant une seconde est alors la somme de l'énergie mécanique et celle dépensée par les actionneurs

$$E_t = E_{mec} + E_a = 3.8 mJ$$

Différents types de micropiles existent sur le marché. Par exemple, les micropiles à combustible développées par le CEA ont des capacités massiques de $220 W \cdot h/kg$. Ainsi, une micropile, de $60 mg$ de masse (raisonnable pour l'OVMI qui doit peser $200 mg$), fournit $13.2 mW \cdot h$. Cette dernière permet d'assurer un mouvement autonome pendant $3.47 h$ environ. Le seul inconvénient est que cette pile est volumineuse et ne peut pas être embarquée. Le temps d'autonomie devrait augmenter avec les progrès de la micro-électronique. Par exemple, les recherches menées au CEA visent une capacité massique de $800 W \cdot h/kg$ en 2009. Ce qui permet une durée de $12.63 h$ d'autonomie.

2.13 Conclusion

Dans ce chapitre, le modèle simplifié d'un microdrone à ailes battantes est présenté. Le vol de cet engin est assuré par l'actionnement direct de ses ailes. Une cinématique simple des ailes est proposée : l'angle de battement varie en dents de scie et l'angle de rotation en créneaux de sorte que l'aile change de direction à la fin d'un demi-battement. Ces angles sont commandés en amplitude. La commande est transmise par des actionneurs piézoélectriques assimilés à des filtres passe-bas (grâce à une commande locale). D'un autre côté, le mouvement du corps du microdrone est calculé par les relations fondamentales de la dynamique en translation et en rotation. Le mouvement de l'engin est assuré grâce aux efforts aérodynamiques (forces et couples) générés par les ailes battantes. Or, ces forces et couples sont produits à une très haute fréquence, qui est celle du battement des ailes. Comme la dynamique du corps est beaucoup plus lente que celle des ailes, les efforts aérodynamiques n'influent que par leurs valeurs moyennes sur le mouvement du corps. En conséquence, le modèle moyen a été calculé et comparé avec le modèle instantané. Ce modèle servira dans la suite pour le calcul des lois de commande et la démonstration de la stabilité en se basant sur la théorie de moyennisation. Enfin, un bilan énergétique est présenté permettant de calculer la source d'énergie nécessaire pour assurer le vol pendant une durée donnée.

Dans le chapitre suivant, des lois de commande seront proposées afin de stabiliser le microdrone en orientation et en position. Ces lois de commande sont assez simples et à faible capacité de calcul afin que la commande puisse être effectuée en temps réel par un circuit embarqué sur le microdrone.

Chapitre 3

Stabilisation de l'attitude du microdrone

3.1 Introduction

L'attitude d'un corps est définie par l'orientation d'un repère \mathcal{R}^m qui lui est associé par rapport à un repère de référence \mathcal{R}^f fixe dans l'espace (voir FIG. 3.1). La stabili-



FIG. 3.1 – Repère fixe \mathcal{R}^f et repère mobile \mathcal{R}^m d'un corps dans l'espace.

sation de l'attitude est un problème très étudié dans la robotique aérienne (satellites, drones), sous-marine (engins de type torpille ou anguille) ainsi que pour les bras manipulateurs. Elle consiste à ramener le robot d'une certaine orientation initiale, quelconque dans l'espace, à une orientation désirée qui soit stable. La commande de l'attitude est une étape très importante dans la commande de la position du robot dans l'espace ; en effet, une orientation instable peut induire des mouvements indésirables de l'engin et empêcher par la suite sa stabilité. Par conséquent, les trois axes du repère \mathcal{R}^f doivent coïncider avec les axes du repère \mathcal{R}^m en appliquant une rotation adéquate, caractérisée par une matrice R qui appartient à un sous-espace $SO(3)$ des matrices orthogonales de dimension 3, défini par $SO(3) = \{R \in \mathbb{R}^{3 \times 3} : R^T R = I_3, \det R = 1\}$. La rotation inverse $R^{-1} = R^T$ transforme alors le repère \mathcal{R}^m en \mathcal{R}^f .

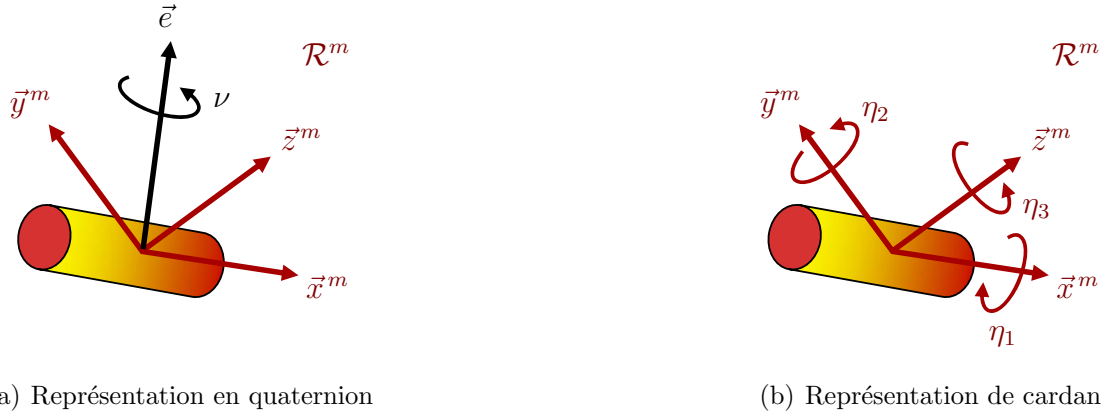


FIG. 3.2 – La représentation en quaternion consiste en une rotation d'un angle ν autour de l'axe \vec{e} . La représentation en angles de cardan consiste en trois rotations autour des trois axes \vec{x}^m , \vec{y}^m et \vec{z}^m du repère \mathcal{R}^m des angles de roulis, tangage et lacet (η_1, η_2, η_3) respectivement.

Plusieurs outils sont généralement utilisés pour la détermination de cette matrice de rotation. Citons à ce propos les angles d'Euler, les angles de cardan (roulis, tangage, lacet), les paramètres de Rodrigues et le quaternion [Shuster, 1993]. Les deux premières méthodes consistent en trois rotations successives autour de trois axes distincts et présentent de ce fait une complexité dans leur implémentation. Les deux dernières représentent une rotation unique autour d'un axe dans l'espace simplifiant ainsi le problème. Notons en plus que le quaternion permet d'éviter certaines singularités géométriques rencontrées dans les autres représentations. Pour cela, il est adopté dans ce travail afin de représenter le mouvement de rotation. En revanche, l'interprétation des résultats par le biais du quaternion est plus ou moins abstraite et difficile. Elle sera facilitée en utilisant les angles de roulis, de tangage et de lacet pour l'affichage de l'évolution temporelle de l'orientation, concrétisant ainsi les résultats.

3.1.1 Commande d'un corps rigide

L'orientation d'un corps dans l'espace soumis à un couple externe $\tau = [\tau_1, \tau_2, \tau_3]^T$, exprimé dans \mathcal{R}^m , et tournant avec une vitesse angulaire $\omega = [\omega_1, \omega_2, \omega_3]^T$, exprimée aussi dans \mathcal{R}^m , est donnée par les équations (2.5.3, 2.5.4) en utilisant le quaternion pour représenter l'attitude. La représentation de la dynamique de rotation d'un corps rigide à l'aide de la matrice de rotation est donnée par

$$\dot{R} = R\omega^\times \tag{3.1.1}$$

$$\dot{\omega} = J^{-1}(-\omega \times J\omega + \tau) \tag{3.1.2}$$

L'orientation du système s'obtient alors par une double intégration de son accélération angulaire, qui est égale à la somme des couples qui lui sont appliqués (seconde loi de Newton). Or, comme un double intégrateur est naturellement instable, l'idée la plus judicieuse consiste à appliquer des couples de commande assurant la stabilité de l'attitude. Des commandes visant la stabilisation de l'orientation d'un corps rigide existent abondamment dans la littérature. Citons les approches par retour d'état [Fjellstad and Fossen, 1994, Joshi et al., 1995, Wen and Kreutz-Delgado, 1991], la commande prédictive [Wen et al., 1997, Hegrenas et al., 2005], la commande robuste [Song et al., 2005], le backstepping [Kristiansen and Nicklasson, 2005, Singh and Yim, 2002], la commande optimale [Scrivener and Thompson, 1994], la commande bornée [Belta, 2004, Boskovic et al., 1999, Tsiotras and Luo, 2000, Guerrero-Castellanos et al., 2007, Guerrero-Castellanos et al., 2008b]. Tous ces travaux supposent que l'état du système est connu. D'autres ont proposé des commandes basées sur l'estimation de l'attitude [Markley et al., 2006, Mahony et al., 2006] ou de la vitesse angulaire [Salcudean, 1991] à l'aide d'observateurs. Par ailleurs, la passivité entre le couple et la vitesse angulaire ou la vitesse angulaire et l'orientation a été explorée dans [Li et al., 2006, Lizarralde and Wen, 1996, Tsiotras, 1998, Tayebi, 2006]. Enfin, une approche basée sur les mesures de capteurs est proposée dans [Pounds et al., 2007].

3.1.2 Commande d'un drone à ailes battantes

La commande en attitude du drone à ailes battantes repose sur la détermination d'une paramétrisation adéquate des degrés de liberté des ailes. En effet, c'est le mouvement des ailes qui est à la base de la génération des efforts aérodynamiques. Ainsi, l'expression explicite des forces et couples aérodynamiques dépend des angles des ailes. Ces efforts s'appliquent sur le microdrone et produisent son déplacement (d'après la seconde loi de Newton). Le problème se transforme en une commande d'un corps rigide soumis à des forces et couples externes. En reprenant l'équation (2.10.17), nous pouvons montrer cette équivalence

$$\underbrace{\Lambda(\phi_0^d, \phi_0^g, \psi_0^d, \psi_0^g)}_{\text{ailes battantes}} = \underbrace{(\bar{f}_x, \bar{f}_p, \bar{\tau}_1, \bar{\tau}_3)}_{\text{corps rigide classique}} \quad (3.1.3)$$

Les commandes développées pour la stabilisation de l'attitude d'un corps rigide peuvent être facilement appliquées aux drones battant leurs ailes à haute fréquence (vu l'équivalence entre le modèle moyen d'un système oscillant à haute fréquence et le modèle d'un corps rigide). L'application au microdrone consiste alors à déterminer les angles de commande des ailes générant les forces et couples de commande qui doivent être appliqués au système (voir FIG. 3.3).

Certaines lois de commande des drones à ailes battantes en orientation ont été proposées dans la littérature. Toutes ces lois sont basées sur le modèle moyen de l'engin,

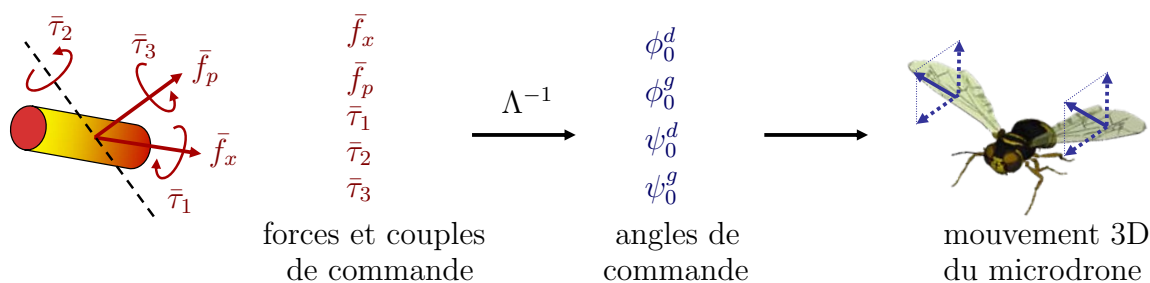


FIG. 3.3 – Le passage de la commande d'un corps rigide à la commande d'un drone à ailes battantes.

vu la nature périodique du système (oscillant à haute fréquence). Ce modèle moyen est équivalent au modèle d'un corps rigide.

L'équipe de Berkeley a testé plusieurs lois de commande linéaires. La stabilisation de l'attitude est traitée dans [Deng et al., 2002] grâce à un contrôleur proportionnel dérivé (PD). Un contrôleur optimal linéaire quadratique (LQ) est testé dans [Deng et al., 2003]. Des lois de commande par retour d'état sont proposées dans [Schenato et al., 2002b, Schenato et al., 2004], et calculées par un placement de pôles dans [Schenato et al., 2002a]. Notons que dans certains de ces travaux, la sortie représentant les états du système est mesurée par des capteurs. Les ocelles sont utilisés pour la détermination des angles de roulis et de tangage, les haltères pour la mesure de la vitesse angulaire du corps [Schenato et al., 2004] en plus d'un magnétomètre pour le repérage de l'angle de lacet dans [Deng et al., 2003] et des capteurs de flux optique dans [Deng et al., 2006a] servant à éviter les obstacles. Ce dernier type de capteurs est aussi utilisé dans [Reiser et al., 2004] pour calculer un retour d'état afin de contrôler l'orientation du corps dans un champ de vitesse du vent. D'un autre côté, la commande du mouvement de tangage est réalisée dans [Rakotomamonjy, 2006] par backstepping. La reconstruction des états du système est aussi suggérée à l'aide d'un observateur par modes glissants d'ordre 2 (application à la vitesse verticale).

Ces méthodes présentent toutefois certaines limitations d'utilisation. En effet, les lois de commande linéaires ne sont pas suffisamment robustes vis-à-vis d'une perturbation externe (choc, pluie, vent, etc.). Ce fait favorise l'utilisation de commandes non linéaires. Deux techniques sont largement utilisées : la linéarisation entrée-sortie et la commande par backstepping. Alors que la première reporte le problème au cas linéaire, la deuxième nécessite une connaissance de l'inertie du système qui est un paramètre difficile à identifier dans le cas des drones à ailes battantes. Notons aussi que les lois de commande déjà utilisées ne prennent pas en compte la saturation des actionneurs au niveau des ailes. Dans ce chapitre, trois lois de commande bornées sont proposées, la première est basée sur un retour d'état et les deux autres sont des commandes référencées capteurs (utilisent directement les mesures de ces derniers). Elles sont simples et à faible coût de calcul.

3.2 Quelques propriétés des quaternions et des matrices de rotation

Un quaternion d'attitude q est un vecteur de dimension 4 qui représente une rotation d'un angle ν autour d'un axe d'Euler \vec{e} (voir FIG. 3.2(a)). Le quaternion est composé de deux parties, un scalaire q_0 et un vecteur $q_v = [q_1, q_2, q_3]^T$ de dimension 3

$$q = \begin{pmatrix} \cos \frac{\nu}{2} \\ \sin \frac{\nu}{2} \vec{e} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} q_0 \\ q_v \end{pmatrix}$$

Un quaternion unitaire vérifie une condition de norme unitaire

$$q_0^2 + q_v^T q_v = 1$$

Le quaternion inverse de q est noté q^{-1} et est égal à $q^{-1} = \frac{1}{\|q\|} [q_0, -q_v^T]^T$. Si le quaternion est unitaire, son inverse est alors égal à son conjugué

$$q^{-1} = [q_0, -q_v^T]^T \quad (3.2.1)$$

Il découle que le quaternion identité vaut $q_I = [1, 0, 0, 0]^T$.

Le produit de deux quaternions $q = [q_0, q_v^T]^T$ et $Q = [Q_0, Q_v^T]^T$ est noté \otimes et est donné par

$$q \otimes Q = [(q_0 Q_0 - q_v^T Q_v), (q_0 Q_v + Q_0 q_v + q_v \times Q_v)^T]^T \quad (3.2.2)$$

La quaternion d'erreur q_e représente la différence entre deux orientations définies par deux quaternions, le quaternion courant q et le quaternion désiré q_d . Il est exprimé par

$$q_e = q \otimes q_d^{-1} \quad (3.2.3)$$

La matrice de rotation R qui représente la rotation d'angle ν autour de l'axe \vec{e} est exprimée, en fonction des composantes du quaternion, par (2.5.5).

Un quaternion q et son opposé $-q$ représentent la même attitude physique, c'est à dire que les matrices de rotation correspondantes sont égales $R(q) = R(-q)$. Elles représentent respectivement une rotation d'angle ν autour de l'axe \vec{e} et d'angle $(2\pi - \nu)$ autour de l'axe $-\vec{e}$. En effet, $q_{(2\pi-\nu, -\vec{e})} = [\cos(\pi - \frac{\nu}{2}), -\sin(\pi - \frac{\nu}{2}) \vec{e}^T]^T = -[\cos \frac{\nu}{2}, \sin \frac{\nu}{2} \vec{e}^T]^T = -q_{(\nu, \vec{e})}$. Par conséquent, deux quaternions identité sont possibles

$$q_I = \pm [1, 0, 0, 0]^T \quad (3.2.4)$$

La dynamique du quaternion est donnée par (2.5.3).

La différence ou l'erreur entre deux orientations définies par les matrices de rotation R et R_d peut être exprimée par

$$R_e = R R_d^T \quad (3.2.5)$$

La matrice de rotation identité est la matrice identité d'ordre 3 : $R_I = I_3$.

La dynamique de la matrice de rotation est définie par (3.1.1).

3.3 Capteurs de mesure d'attitude

Différents types de capteurs peuvent être utilisés afin de mesurer l'orientation et la vitesse angulaire d'un microdrone à ailes battantes. Ces capteurs sont classés suivant deux catégories :

- *Capteurs mesurant la vitesse angulaire* : Ce sont des systèmes qui détectent un mouvement de rotation et mesurent la vitesse angulaire ω . Les gyromètres sont un exemple. Ils présentent parfois certains défauts intrinsèques ou dus à la dispersion de caractéristiques lors de la fabrication en série . Ces défauts se traduisent par un biais ajouté à la mesure fournie. Dans ce travail, les capteurs sont supposés parfaits donc le biais est supposé nul. De plus, les gyromètres sont supposés capables de mesurer des vitesses angulaires très élevées donc ne présentent aucune limite maximale de mesure.
- *Capteurs mesurant des vecteurs de référence* : Ces capteurs donnent la projection, dans un repère qui leur est associé, d'un certain vecteur de référence, connu dans le repère inertiel. En d'autres termes, les capteurs mesurent un vecteur s_k^m dans le repère \mathcal{R}^m attaché au capteur. Ce vecteur est en réalité la projection d'un certain vecteur \vec{s}_k dans le repère \mathcal{R}^m . Notons que s_k^f , la projection de \vec{s}_k dans le repère inertiel fixe \mathcal{R}^f , est connue en général. s_k^f est appelé vecteur de référence et s_k^m vecteur d'observation fourni par le capteur, où $k \in \{1, \dots, n\}$ est le numéro du capteur considéré et n est le nombre de capteurs embarqués. Les accéléromètres et les magnétomètres sont des exemples de ce type de capteurs. Notons qu'ils sont ici aussi considérés comme parfaits.

Seuls les bruits de mesure fournis par les capteurs seront considérés dans ce travail et modélisés par des bruits gaussiens blancs.

Les deux projections du vecteur \vec{s}_k sont unitaires et liées par la matrice de transformation R qui représente la matrice de passage du repère fixe \mathcal{R}^f au repère mobile \mathcal{R}^m

$$s_k^m = R s_k^f$$

L'orientation désirée étant exprimée par une matrice de rotation désirée R_d , le vecteur mesure désiré (issu du capteur) doit être égal à $R_d s_k^f$. L'objectif est alors d'appliquer une loi de commande convenable afin que l'ensemble des vecteurs s_k^m coïncide avec les vecteurs définissant l'orientation désirée $R_d s_k^f$ (voir FIG. 3.4).

A la convergence, le vecteur mesuré doit tendre vers le vecteur désiré

$$s_k^m = R s_k^f \rightarrow R_d s_k^f \quad \forall k \in \{1, \dots, n\}$$

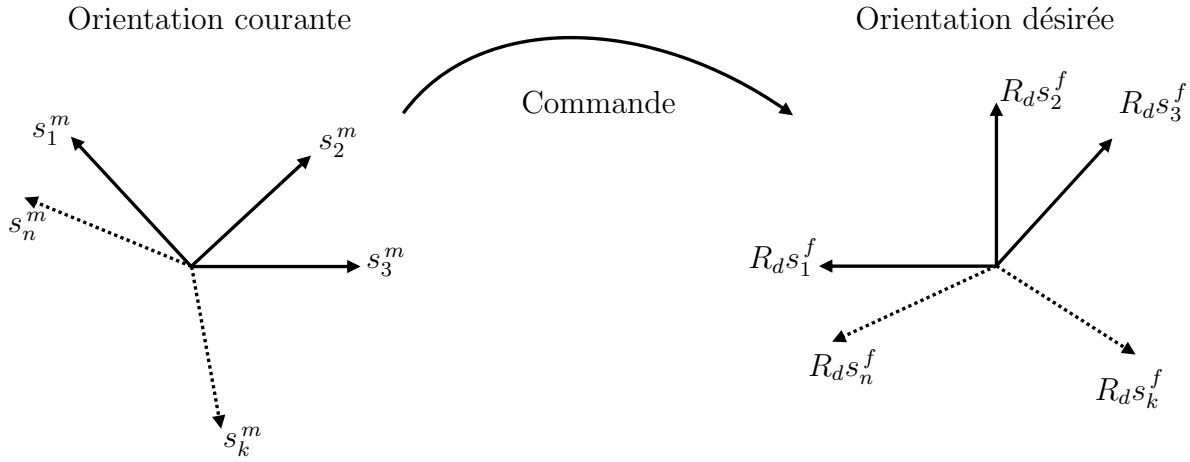


FIG. 3.4 – Schéma de l'ensemble des vecteurs du repère mobile s_k^m qui doivent converger après application de la loi de commande vers les vecteurs désirés définis par $R_d s_k^f$.

Notons que dans ce cas, les vecteurs s_k^m et $R_d s_k^f$ deviennent colinéaires et leur produit vectoriel est alors nul. Une image de l'erreur d'attitude peut ainsi être exprimée par

$$\zeta = \frac{\Delta^{-1}}{n} \sum_{k=1}^n s_k^m \times R_d s_k^f \quad (3.3.1)$$

où $\Delta = \text{diag}(\delta_1, \delta_2, \delta_3)$ est une matrice de pondération avec $\delta_j > 0$, \times désigne le produit vectoriel classique.

Remarque 3.3.1. L'erreur d'attitude est nulle, $\zeta = 0$, si $s_k^m = R s_k^f = R_d s_k^f$. L'orientation à l'équilibre est ainsi définie par une vitesse angulaire nulle, $\omega = 0$, et une erreur d'attitude nulle, $\zeta = 0$, qui se traduit par une matrice de rotation $R = R_d$ où $R_d \in \{R_{d_1}, R_{d_2}\}$. Les deux orientations définies par R_{d_1} et R_{d_2} correspondent à deux points d'équilibre : par définition, R_{d_1} représente l'état stable et R_{d_2} l'instable. Si toutefois le microdrone se stabilise en $(\omega, R) = (0, R_{d_2})$ (équilibre instable), le moindre bruit de mesure des capteurs l'écartera de ce point. La loi de commande agira ensuite afin de ramener le microdrone dans un état d'équilibre stable $(\omega, R) = (0, R_{d_1})$.

Le calcul de la matrice de rotation R nécessite la connaissance de l'orientation d'un repère associé au corps par rapport à un repère fixe. Un repère orthogonal est constitué de trois axes orthogonaux. Trois vecteurs non colinéaires s_k^m , $k \in \{1, 2, 3\}$, doivent alors être connus. Or, comme à partir de deux vecteurs non colinéaires seulement un repère orthogonal peut être construit, deux capteurs fournissant des mesures non colinéaires sont suffisants. La construction du repère peut se faire en se basant sur l'orthogonalisation de Gram-Schmidt. En considérant que les deux capteurs sont disposés tel que la mesure d'un capteur s_1^m coïncide avec un axe du repère \mathcal{R}^m , le repère orthogonal \mathcal{R}^m est défini

par

$$\mathcal{R}^m = \left[\frac{s_2^m - (s_1^{m^T} s_2^m) s_1^m}{N}, \frac{s_1^m \times s_2^m}{N}, s_1^m \right] \quad (3.3.2)$$

avec $N = \|s_2^m - (s_1^{m^T} s_2^m) s_1^m\|_2$.

Remarque 3.3.2. Si un seul capteur est utilisé, la commande va faire tendre le vecteur mesuré s_1^m à $R_d s_1^f$. Quand ces deux vecteurs deviennent colinéaires, il sera impossible de contrôler toute rotation autour de cet axe.

Les capteurs les plus utilisés pour la mesure de la vitesse angulaire et de l'attitude d'un corps dans l'espace sont le gyromètre, l'accéléromètre et le magnétomètre. Une description de chaque capteur et de son modèle mathématique est brièvement présentée ci-dessous.

3.3.1 Modèle d'un gyromètre

Le gyromètre est un capteur qui mesure la vitesse de rotation de son boîtier. La mesure du gyromètre est une image des forces de Coriolis qui sont générées lorsque le corps se met à tourner. Par ailleurs, même lorsqu'aucun mouvement de rotation n'est détecté, un signal de sortie du gyromètre est décelé. Ce signal est en fait composé d'un bruit blanc ξ_G additionné à une fonction variant lentement dans le temps ϱ . Le bruit est une image de la résolution ou de la sensibilité du capteur et s'exprime en terme d'écart type ou de vitesse angulaire divisée par la racine carrée de la bande passante ($rad \cdot s^{-1} \cdot Hz^{-1/2}$). La sensibilité des gyromètres atteint de nos jours des valeurs très petites de l'ordre de $10^{-8} rad \cdot s^{-1} \cdot Hz^{-1/2}$ [Cheinet et al., 2008]. Notons que trois gyromètres montés en un triaxe orthogonal, de telle sorte qu'ils coïncident avec les axes du repère associé au corps, forment un gyromètre triaxe. Ce dernier fournit la mesure de la vitesse angulaire ω_G décomposé suivant les trois axes du repère mobile, ω étant la vitesse réelle du corps. Le modèle du gyromètre s'établit comme suit

$$\begin{aligned} \omega_G &= \omega + \varrho + \xi_G \\ \dot{\varrho} &= -\Upsilon^{-1} \varrho + \xi_\varrho \end{aligned} \quad (3.3.3)$$

où $\xi_G \in \mathbb{R}^3$ et $\xi_\varrho \in \mathbb{R}^3$ sont des bruits blancs gaussiens du gyromètre et de la fonction ϱ respectivement. $\Upsilon \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ est une matrice diagonale de constantes de temps.

3.3.2 Modèle d'un accéléromètre

L'accéléromètre est un capteur qui mesure l'accélération du corps auquel il est attaché. Pour mieux comprendre son principe de fonctionnement, l'accéléromètre est assimilé à

un ressort ayant une masse fixée à son extrémité. En établissant la loi fondamentale de la dynamique en translation, la relation suivante peut être écrite : $F = ma = -kx$, où F est la somme des forces appliquées à la masse m , x est le déplacement de la masse et a son accélération, k est la constante de raideur du ressort. L'accélération peut être déduite facilement en fonction du déplacement de la masse : $a = -\frac{k}{m}x$. Notons qu'un accéléromètre triaxe, formé de trois accéléromètres monoaxes montés suivant les trois axes du repère mobile, mesure l'accélération du corps suivant les trois axes de son propre repère. Comme dans le cas du gyromètre, la mesure de l'accéléromètre est aussi bruitée. Sa sensibilité est exprimée en $(m \cdot s^{-2} \cdot Hz^{-1/2})$. Cette sensibilité peut atteindre des valeurs de $10^{-8} m \cdot s^{-2} \cdot Hz^{-1/2}$ suivant la technologie de fabrication utilisée [Cheinet et al., 2008]. Le signal de mesure à la sortie de l'accéléromètre est

$$s_A^m = R(q) s_A^f + \xi_A$$

où $s_A^f = (a + g)$ avec $g = [0, 0, -g]^T$ et $a \in \mathbb{R}^3$ sont respectivement le vecteur de gravité et le vecteur d'accélération du corps exprimés dans le repère fixe \mathcal{R}^f . $R(q)$ est la matrice de rotation définie par (2.5.5) et ξ_A est un bruit blanc gaussien de mesure.

En considérant que le corps se déplace avec une faible accélération $\|a\| \ll \|g\|$, la sortie de l'accéléromètre représente une projection dans le repère mobile \mathcal{R}^m du vecteur de gravité. En général, le vecteur s_A^f est normalisé et vaut $s_A^f = [0, 0, -1]^T = g_n$. Le vecteur d'observation de l'accéléromètre est défini par

$$s_A^m = R(q) g_n + \xi_A \quad (3.3.4)$$

3.3.3 Modèle d'un magnétomètre

Le magnétomètre est un capteur qui permet de mesurer le champ magnétique terrestre. Ce dernier possède deux composantes dans le repère inertiel, une induction magnétique verticale $s_{M_z}^f$ et une horizontale $s_{M_x}^f$ (FIG. 3.5(a)). L'angle formé par le vecteur champ magnétique s_M^f et le plan horizontal est appelé l'angle d'inclinaison I . L'angle formé par la direction du nord magnétique et la direction du nord géographique est appelé l'angle de déclinaison D . Dans ce travail, le vecteur \vec{x}^f du repère \mathcal{R}^f est supposé dirigé vers le nord magnétique (FIG. 3.5(b)). Le vecteur s_M^f possède alors deux composantes, une suivant l'axe \vec{x}^f et une deuxième suivant l'axe \vec{z}^f : $s_M^f = [s_{M_x}^f, 0, s_{M_z}^f]^T$. Un vecteur de champ magnétique très réaliste consiste à prendre un angle d'inclinaison I de 60° . Le vecteur s_M^f vaut alors $s_M^f = [\frac{1}{2}, 0, -\frac{\sqrt{3}}{2}]^T$. La mesure donnée par le magnétomètre est alors la projection du vecteur champ magnétique s_M^f dans le repère \mathcal{R}^m , le capteur est monté de telle sorte que ses axes sont disposés suivant les trois axes du repère \mathcal{R}^m . Un bruit gaussien blanc ξ_M s'ajoute aussi à la mesure s_M^m fournie par le capteur :

$$s_M^m = R(q) s_M^f + \xi_M \quad (3.3.5)$$

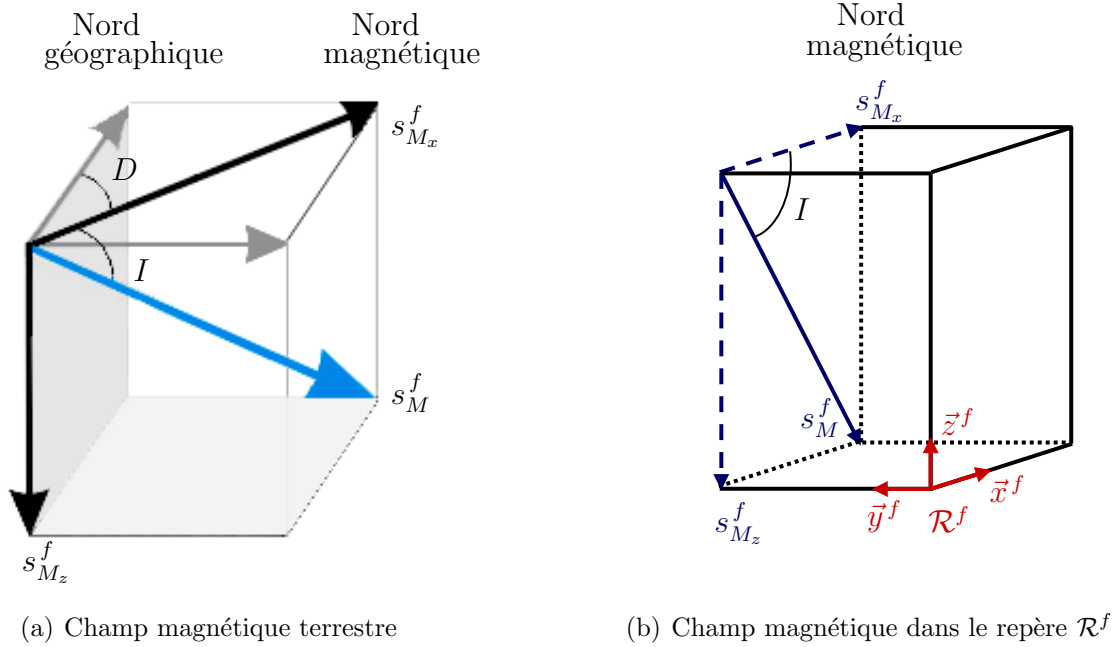


FIG. 3.5 – Les composantes du champ magnétique terrestre exprimées aussi dans le référentiel fixe \mathcal{R}^f .

3.4 Position du problème

La méthode la plus pratique et la plus adoptée pour agir sur l'orientation du robot et le conduire à l'équilibre consiste à appliquer des couples de commande autour des axes de roulis, de tangage et de lacet. Le but est de faire converger le repère mobile \mathcal{R}^m , attaché au microdrone en son centre de gravité, au repère inertiel \mathcal{R}^f , fixe dans l'espace, tout en suivant une orientation désirée repérée par une matrice de rotation R_d ou un quaternion q_d . La matrice de rotation R qui détermine l'orientation de \mathcal{R}^m par rapport à \mathcal{R}^f doit tendre vers l'orientation désirée. Pendant cette phase, la vitesse angulaire ω du système doit aussi suivre une certaine valeur désirée ω_d .

$$\begin{aligned} R &\rightarrow R_d \quad \text{et} \quad \omega \rightarrow \omega_d \\ q &\rightarrow q_d \quad \text{et} \quad \omega \rightarrow \omega_d \end{aligned} \quad (3.4.1)$$

Quand l'engin arrive à l'équilibre, les angles de roulis, de tangage et de lacet sont nuls. Les directions des repères \mathcal{R}^m et \mathcal{R}^f sont alors confondues, ce qui implique que la matrice de rotation doit valoir l'identité $R = R_I = I_3$. Le quaternion désiré est donné par $q_I = [\pm 1, 0, 0, 0]^T$.

En plus, à l'équilibre, l'engin doit être au repos ce qui se traduit par une vitesse angulaire nulle.

$$\begin{aligned} R &\rightarrow R_I \quad \text{et} \quad \omega \rightarrow 0 \quad \text{quand} \quad t \rightarrow \infty \\ q &\rightarrow q_I \quad \text{et} \quad \omega \rightarrow 0 \quad \text{quand} \quad t \rightarrow \infty \end{aligned} \quad (3.4.2)$$

A la différence des travaux précédents, les lois de commande proposées dans ce travail assurent la stabilité globale de l'attitude du système. Ces commandes sont très simples et faibles en coût de calcul. Elles sont donc adaptables à des microprocesseurs de faible puissance de calcul, utilisés en priorité en raison de la contrainte de petite dimension. Dans l'objectif d'un vol autonome, des capteurs et des circuits de calcul en technologie microsysteme sont nécessaires pour pouvoir être embarqués. D'un autre côté, les commandes sont bornées pour éviter les saturations des actionneurs au niveau des ailes et par conséquent garantir un meilleur fonctionnement du système. Elles sont aussi robustes vis-à-vis d'erreurs aérodynamiques ; en effet, le coefficient aérodynamique est difficile à identifier car il peut varier suivant la nature du milieu dans lequel s'effectue le vol. En plus, elles sont indépendantes de l'inertie du système et plus généralement des paramètres du modèle.

Pour la simplicité du calcul et afin de se passer des oscillations dues aux battements des ailes, les lois de commande sont calculées en se basant sur le modèle moyen (2.10.19) qui est équivalent au modèle d'un corps rigide. Elles sont ensuite appliquées au modèle instantané du microdrone au début de chaque période de battement.

3.5 Schéma bloc de la commande en attitude

Trois scénarios de commande de l'attitude du microdrone à ailes battantes sont proposés dans ce chapitre. Les commandes constituent une généralisation et une extension du cas d'un corps rigide aux systèmes oscillant à haute fréquence en utilisant les moyennes des variables. Dans le premier scénario, la commande est calculée par un retour d'état ; tous les états (à savoir la vitesse angulaire et l'orientation du corps) sont supposés accessibles et connus, soit par mesure, soit par des techniques d'estimation d'attitude qui ne seront pas abordées dans cette thèse. Le deuxième scénario est basé sur un retour de mesures fournies par des capteurs d'attitude pour le calcul de la loi de commande. La vitesse angulaire est ainsi mesurée par un gyromètre dont le modèle est donné par le système (3.3.3). Des capteurs de référence sont aussi embarqués ; ils servent à calculer l'erreur d'attitude suivant la relation (3.3.1). Vu les dimensions de l'OVM (TAB. 2.1), les recherches doivent être orientées vers la conception d'une loi de commande utilisant les mesures d'un nombre minimal de capteurs. Par conséquent, une réduction du nombre des capteurs est proposée dans le troisième scénario. Le gyromètre est omis et la vitesse angulaire est construite à partir des mesures des capteurs de référence. Un schéma bloc décrivant chaque scénario est présenté ci-dessous.

A Commande par retour d'état (Scénario 1)

La commande par retour d'état est calculée en se basant sur l'état moyen (rotationnel) du système (la vitesse angulaire moyenne et le quaternion moyen) : $\bar{x}_r = [\bar{\omega}, \bar{q}]^T$. L'état désiré est défini par une vitesse angulaire désirée ω_d et un quaternion désiré q_d : $x_{r_d} = [\omega_d, q_d]^T$. L'erreur d'attitude est définie par (3.2.3), l'erreur de vitesse angulaire est calculée par

$$\omega_e = \bar{\omega} - \omega_d \tag{3.5.1}$$

Ces deux grandeurs constituent l'entrée du bloc de commande.

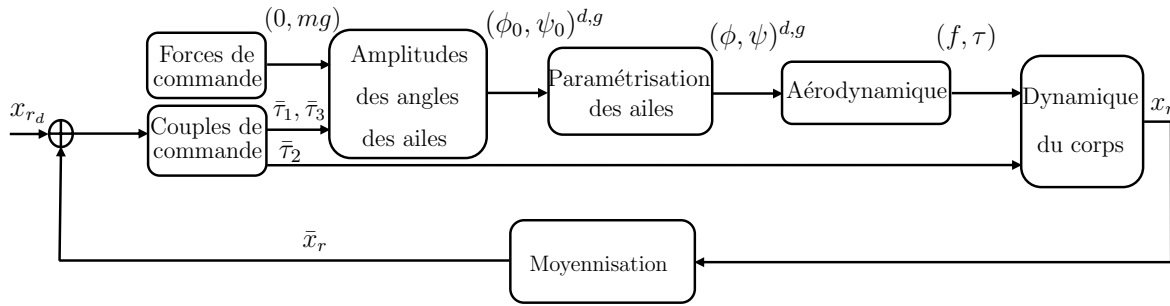


FIG. 3.6 – Scénario 1 : Le schéma bloc du microdrone à ailes battantes avec commande de l'attitude par un retour d'état.

Un descriptif de chaque bloc est présenté.

- *Forces de commande* : La force de traction est nulle pour ne pas créer un mouvement de translation et la force de portance compense le poids mg du microdrone.
- *Couples de commande* : Dans ce bloc, des couples de commande sont calculés par un retour d'état pour assurer la stabilisation de l'orientation du microdrone suivant les trois axes (cf. §3.6). Pour les systèmes oscillant à haute fréquence, seules les valeurs moyennes des forces et des couples qui leur sont appliqués influent sur leurs mouvements (cf. §2.7). La commande est donc déterminée au début de chaque période de battement et appliquée au microdrone tout au long de cette période.
- *Amplitudes des angles des ailes* : Les couples de commande $\bar{\tau}_1$ et $\bar{\tau}_3$ déterminés dans le bloc précédent, et les forces de commande $\bar{f}_x = 0$ et $\bar{f}_p = mg$, sont considérés égaux aux valeurs moyennes des forces et couples aérodynamiques, calculés sur une période de battement. En remplaçant ces variables par leurs valeurs dans le système (2.10.18), les amplitudes des angles de battement $\phi_0^{d,g}$ et de rotation $\psi_0^{d,g}$ des ailes, droite et gauche, sont déduites (voir FIG. 3.3). Pour cela, une routine d'optimisation qui tient compte des seuils de saturation de ϕ et ψ est mise en œuvre.
- *Paramétrisation des ailes* : Une fois les amplitudes des angles des ailes déterminées au début d'une période de battement, la variation temporelle de ces angles au cours de cette période est définie (2.1.1). Les valeurs instantanées des angles constituent

Chapitre 3. Stabilisation de l'attitude du microdrone

l'entrée de commande des actionneurs piézoélectriques utilisés. La sortie de ces actionneurs représente les angles réels des ailes $(\phi, \psi)^{d,g}$.

- *Aérodynamique* : Dans ce bloc, les efforts aérodynamiques sont calculés. Le détail du calcul est donné dans les §2.2 et 2.3. Les valeurs moyennes des forces et des couples aérodynamiques sont égales aux forces et couples de commande respectivement.
- *Dynamique du corps* : Les forces et couples aérodynamiques sont ensuite introduits dans les équations représentant la dynamique du microdrone (2.5.1-2.5.4) afin de simuler son mouvement instantané, en translation et en rotation. Rappelons que le vecteur d'état est constitué de la position et de la vitesse linéaires du corps dans le repère fixe \mathcal{R}^f ainsi que de la vitesse angulaire du microdrone dans le repère mobile \mathcal{R}^m et du quaternion d'attitude définissant l'orientation du repère mobile par rapport au repère fixe.
- *Moyennisation* : Dans ce bloc, la moyenne du vecteur d'entrée sur une période de battement T_i est calculée, i étant le numéro de la période. Pour le calcul de la moyenne, une période d'échantillonnage T_e de 10^{-3} s est considérée. Sachant que la période de battement est de 10^{-2} s, un rapport de 10 est suffisant pour assurer un bon échantillonnage du système. Cette stratégie est adoptée en se basant sur la théorie de moyennisation afin de calculer les lois de commande. La commande par retour d'état est en réalité calculée à partir de l'état moyen de la période T_i (cf. Théorème 2.7.1) et est appliquée au système au début de la période T_{i+1} .

B Commande par retour des mesures des capteurs d'attitude (Scénario 2)

Dans cette partie, la commande est basée sur la mesure de la vitesse angulaire et le calcul de l'erreur d'attitude en utilisant les mesures des capteurs de référence. L'erreur de vitesse angulaire est donnée par (3.5.1). Elle constitue avec l'erreur d'attitude les entrées du bloc de commande. Les blocs supplémentaires utilisés dans ce scénario seront détaillés ci-dessous.

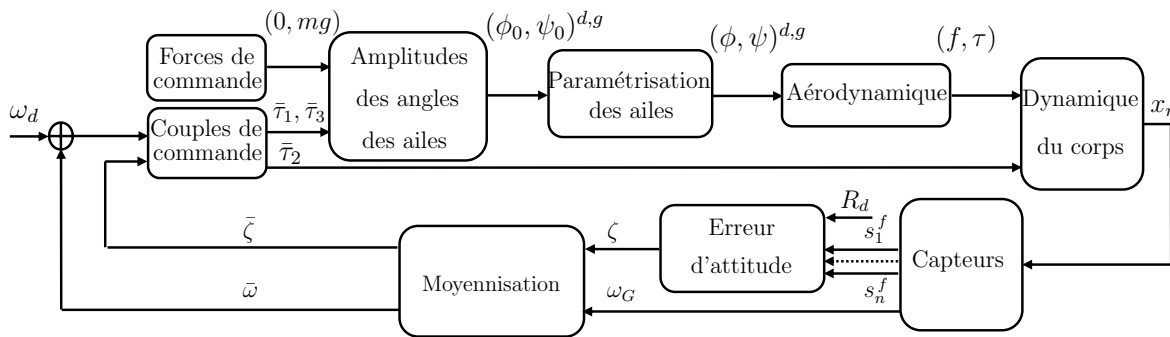


FIG. 3.7 – Scénario 2 : Le schéma bloc du microdrone à ailes battantes avec commande de l'attitude par un retour des mesures des capteurs d'attitude.

- *Capteurs* : Ce bloc donne les mesures des vecteurs d'observation s_k^m , $k \in \{1, \dots, n\}$, et de la vitesse angulaire ω_G à partir des modèles décrits par les équations (3.3.4, 3.3.5, 3.3.3).
- *Erreur d'attitude* : Ayant la matrice de rotation désirée R_d comme entrée, l'erreur entre l'orientation courante du microdrone et l'orientation désirée est calculée par (3.3.1).

C Commande par retour des mesures des capteurs de référence et construction de la vitesse angulaire (Scénario 3)

Dans cette partie, le gyromètre est supprimé. La vitesse angulaire est alors construite en se basant sur les mesures fournies par les capteurs de référence. Le bloc *Construction de la vitesse angulaire* est alors ajouté à cette fin. Le détail du calcul est développé dans le paragraphe 3.7.2.

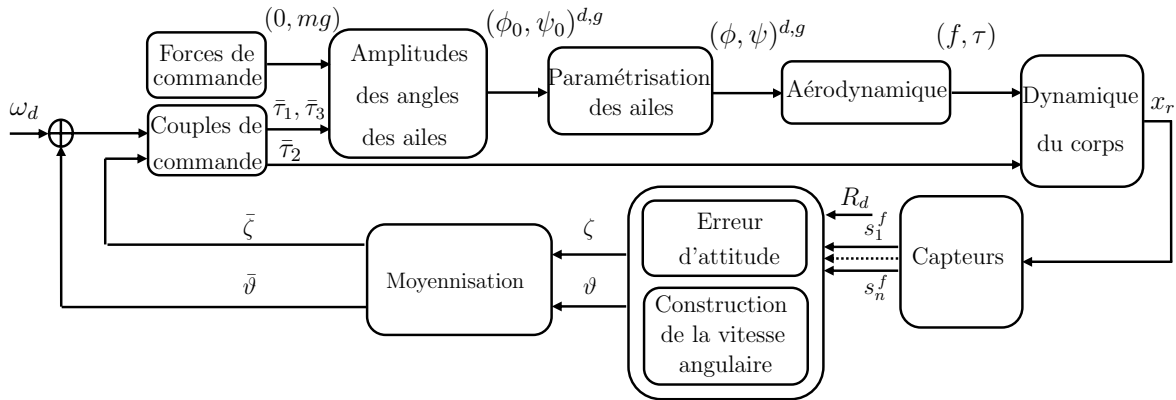


FIG. 3.8 – Scénario 3 : Le schéma bloc du microdrone à ailes battantes avec commande de l'attitude par un retour des mesures des capteurs de référence.

3.6 Commande par retour d'état

La loi de commande utilisée dans cette partie est calculée par un retour de la partie rotationnelle de l'état moyen du système, \bar{x}_r , constituée de la vitesse angulaire $\bar{\omega} = [\bar{\omega}_1, \bar{\omega}_2, \bar{\omega}_3]^T$ et du quaternion d'attitude $\bar{q} = [\bar{q}_0, \bar{q}_1, \bar{q}_2, \bar{q}_3]^T = [\bar{q}_0, \bar{q}_v]$. L'approche présentée constitue une généralisation aux systèmes non linéaires de l'approche de Teel basée sur les saturations imbriquées [Teel, 1992] (cf. Annexe B). La commande a été appliquée sur un hélicoptère à quatre rotors qui représente le modèle d'un corps rigide [Guerrero-Castellanos et al., 2007]. L'adaptation de cette commande au drone à ailes

battantes consiste tout simplement à utiliser l'état moyen du système (au lieu de l'état instantané dans le cas de l'hélicoptère).

Soit $\bar{\tau} = [\bar{\tau}_1, \bar{\tau}_2, \bar{\tau}_3]^T$ le vecteur couple de commande composé effectivement de trois couples indépendants de roulis, tangage et lacet respectivement.

$$\bar{\tau}_j = -\text{sat}_{\bar{\tau}_j}(\lambda_j[\delta_j\bar{\omega}_j + \text{signe}(\bar{q}_0)\text{sat}_{M_{1,j}}(\rho_j\bar{q}_j)]) \quad (3.6.1)$$

où $j \in \{1, 2, 3\}$. $\bar{\omega}_j$ et \bar{q}_j sont respectivement les valeurs moyennes de la vitesse angulaire et du quaternion calculées sur une période de battement suivant l'axe j . Ces deux grandeurs représentent la vitesse angulaire et le quaternion instantanés d'un corps rigide. λ_j , δ_j , ρ_j sont des paramètres positifs de réglage. Le terme $\text{signe}(q_0)$ est ajouté pour tenir compte de la possibilité d'effectuer deux rotations permettant de ramener l'orientation du corps à l'équilibre ; l'angle de rotation le plus petit est retenu. Différemment de [Guerrero-Castellanos et al., 2007], le paramètre δ_j est ajouté pour ralentir la convergence du couple relativement à celle de la vitesse angulaire et par suite rendre la commande physiquement réalisable. Le paramètre ρ_j permet d'accélérer la convergence du quaternion et de la loi de commande par conséquent. $\text{sat}_{M_{1,j}}$ et $\text{sat}_{\bar{\tau}_j}$ sont deux fonctions de saturation classiques (A.0.2) telles que $M_{1,j}$ et $\bar{\tau}_j$ sont les bornes de saturation et doivent vérifier $M_{1,j} \geq 1$, $\bar{\tau}_j \geq \lambda_j(2M_{1,j} + \epsilon_j)$ avec $\epsilon_j > 1$. Les bornes $\bar{\tau}_j$ sont déterminées de telle sorte que les saturations des entrées de commande soient respectées, à savoir les angles des ailes pour les couples de roulis et de lacet et la longueur du corps du microdrone pour le couple de tangage. Ainsi, $\bar{\tau}_1$ et $\bar{\tau}_3$ sont ajustés dans (3.6.1) tels que les couples $\bar{\tau}_1$ et $\bar{\tau}_3$ appartiennent à l'ensemble des couples admissibles $\Omega_{\bar{\tau}_1, \bar{\tau}_3}$, garantissant que les angles des ailes ne dépassent pas les valeurs maximales $\tilde{\phi}_0$ et $\tilde{\psi}_0$. $\bar{\tau}_2$ doit respecter la saturation induite par la longueur du corps comme le couple de tangage est généré par une masse en déplacement dans le corps.

La stabilité asymptotique globale de la commande a été démontrée dans [Guerrero-Castellanos et al., 2007] pour les corps rigides en utilisant la fonction de Lyapunov suivante

$$V = \frac{1}{2}\bar{\omega}^T J\bar{\omega} + \kappa((1 - \bar{q}_0)^2 + \bar{q}_v^T \bar{q}_v) \quad (3.6.2)$$

Notons que les paramètres δ_j et ρ_j ajoutés dans la présente loi de commande ne changent pas la preuve de la stabilité.

Par conséquence, $\bar{\omega} \rightarrow 0$ et $\bar{q} \rightarrow q_I$. En se basant sur le Théorème 2.7.1, $\|\omega - \bar{\omega}\| < k_1 T$ et $\|q - \bar{q}\| < k_2 T$ pour $k_{1,2} > 0$ et T la période de battement (suffisamment petite). Ainsi, la vitesse angulaire ω et le quaternion q instantanés appartiennent respectivement à des voisinages de 0 et de q_I (3.4.2).

La convergence de la loi de commande ainsi que la stabilité du système est mise en évidence à travers quelques simulations. Des conditions initiales ont été choisies suffisamment loin de l'origine : $[\eta_1, \eta_2, \eta_3] = [-40^\circ, -25^\circ, 50^\circ]$ pour les angles de roulis, tangage

et lacet respectivement (voir FIG. 2.1), et $\omega = 0 \text{ rad/s}$ pour la vitesse angulaire. Les paramètres de la loi de commande sont ajustés comme suit :

$$\begin{array}{llll} \rho_1 = 0.2 & \delta_1 = 0.01 & \tilde{\tau}_1 = 0.7a_r & \lambda_1 = \frac{\tilde{\tau}_1}{3.1} \\ \rho_2 = 2 & \delta_2 = 0.1 & \tilde{\tau}_2 = 10^{-5} & \lambda_2 = \frac{\tilde{\tau}_2}{3.1} \\ \rho_3 = 0.2 & \delta_3 = 0.01 & \tilde{\tau}_3 = \frac{b_r}{a_r} \sqrt{a_r^2 - \tilde{\tau}_1^2} & \lambda_3 = \frac{\tilde{\tau}_3}{3.1} \end{array}$$

où a_r et b_r sont les deux demi-axes de l'ellipse de saturation E_r définie par (2.11.2) et tracée sur la FIG. 2.15(a).

Remarque 3.6.1. La borne de saturation du couple de lacet dépend de la valeur du couple de roulis. Le réglage est fait afin de satisfaire les conditions sur la fonction de Lyapunov. Il peut être intéressant d'approfondir le réglage des paramètres en fonction du temps de réponse en boucle fermée. Cette commande constitue alors une généralisation de la loi de commande dans [Guerrero-Castellanos et al., 2007] au cas où la borne de saturation du couple est variable.

Dans un premier temps, la commande (3.6.1) est testée sur un corps rigide qui possède les mêmes dimensions et caractéristiques inertielles que l'OVMI. Le couple de commande est alors directement appliqué au corps. Les angles de roulis, tangage et lacet ainsi que les vitesses angulaires correspondantes sont tracés sur la FIG. 3.9. Les simulations montrent que la loi de commande stabilise le système en un temps relativement court. Les couples de commande sont tracés sur la FIG. 3.10 et le quaternion d'attitude sur la FIG. 3.11.

Dans un second temps, la commande est testée sur le drone à ailes battantes dont le modèle moyen est équivalent au modèle du corps rigide. Le schéma de commande est celui de la FIG. 3.6. Les simulations montrent que les courbes coïncident approximativement avec celles du corps rigide. Le temps de stabilisation est aussi identique, ce qui rend la loi de commande apte à être embarquée sur un drone à ailes battantes. Les angles de roulis, tangage et lacet et les vitesses angulaires correspondantes sont tracés sur la Fig 3.12. D'un autre côté, quoique les valeurs des vitesses angulaires suivant les trois axes soient relativement élevées, elles sont comparables aux valeurs des vitesses angulaires des insectes et des résultats de simulation dans [Deng et al., 2006b]. Les couples de commande, tracés sur la FIG. 3.13, possèdent des valeurs très petites en raison de la faible inertie du corps de l'OVMI. Le quaternion d'attitude est tracé sur la FIG. 3.14. Les amplitudes des angles de commande sont présentées sur la FIG. 3.15. Les amplitudes des angles de rotation varient dans le temps afin d'effectuer la rotation nécessaire pour ramener le microdrone à l'équilibre, et s'annulent une fois l'orientation désirée atteinte. Notons que les deux angles de rotation, droit et gauche, sont en opposition de phase. Les angles de battement, par contre, ne s'annulent pas : les ailes doivent continuer de battre en phase afin de générer une force de portance nécessaire pour compenser le poids du microdrone en vol stationnaire.

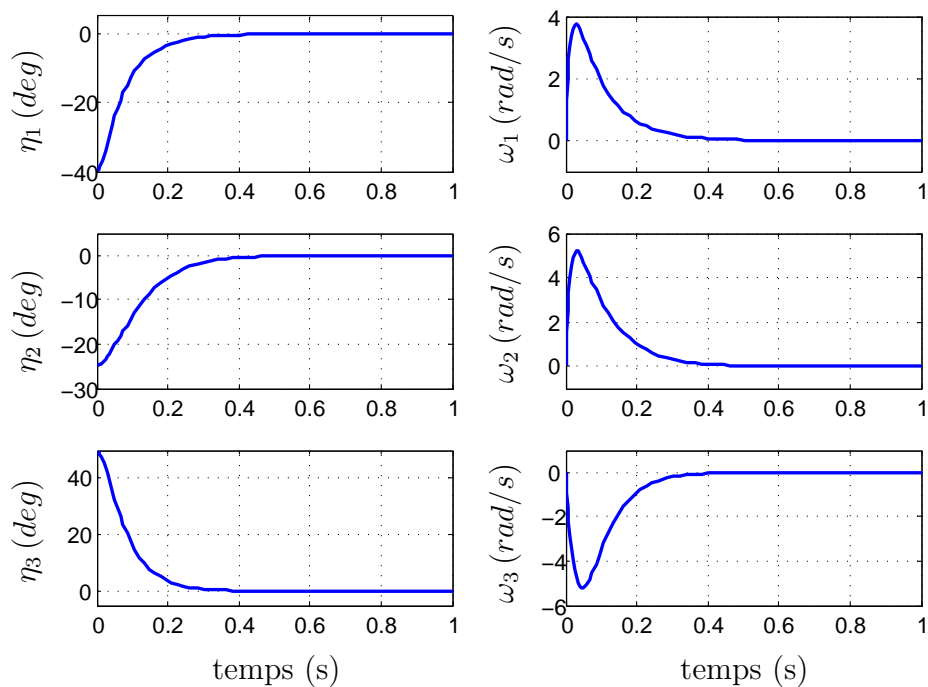


FIG. 3.9 – L'orientation et la vitesse angulaire d'un corps rigide ayant les mêmes dimensions que l'OVM1.

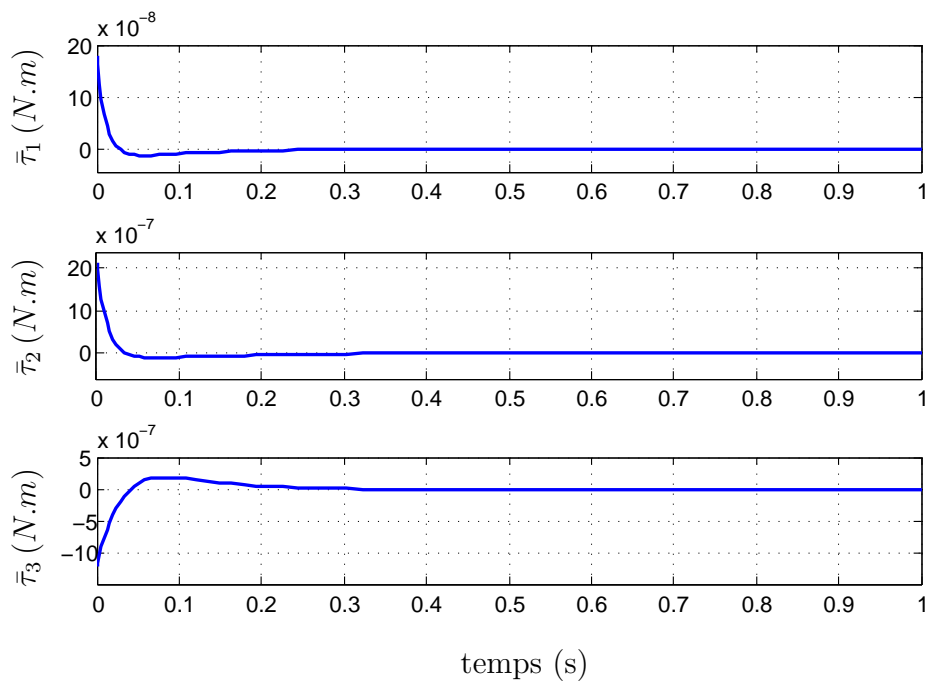


FIG. 3.10 – Le couple de commande appliqué au corps rigide ayant les mêmes dimensions que l'OVM1.

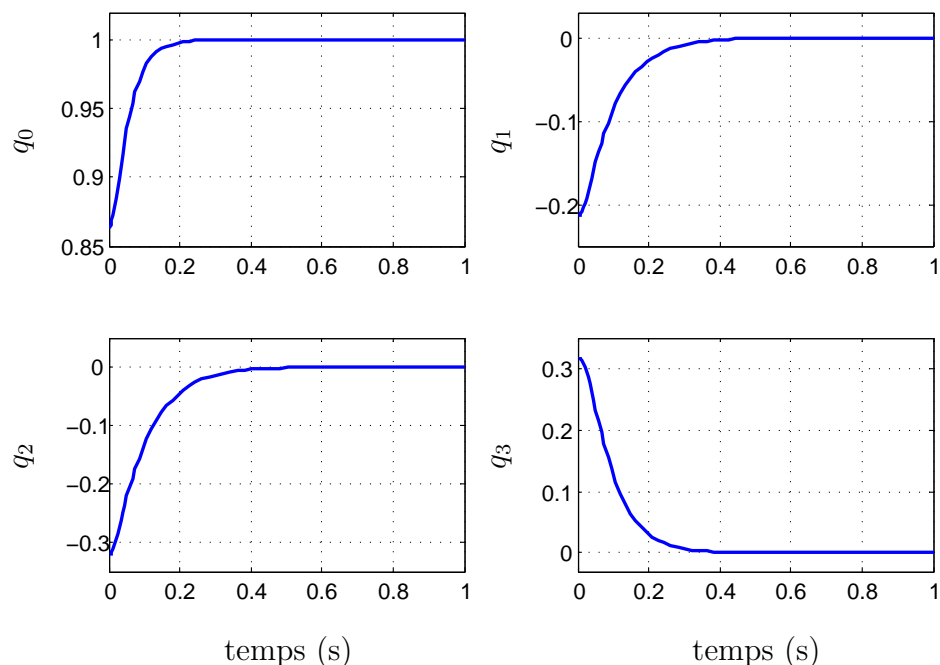


FIG. 3.11 – Le quaternion d'attitude du corps rigide ayant les mêmes dimensions que l'OVMl.

Enfin, la fréquence de battement de l'OVMl est réduite afin de vérifier les limites de l'application du théorème de moyennisation (cf. Théorème 2.7.1). La simulation est effectuée pour une fréquence de 79 Hz . Le mouvement instantané de l'OVMl ne correspond plus au mouvement du corps rigide puisque la limite inférieure des hautes fréquences est dépassée. Les courbes de la FIG. 3.16 montrent le comportement du microdrone pour cette fréquence trop basse. Le couple de commande n'est plus égal au couple moyen du système notamment suivant l'axe de roulis (voir FIG. 3.17). Il en résulte que les angles de tangage et de lacet arrivent à converger, alors que le roulis diverge (voir FIG. 3.16). Ce mouvement se dégrade encore plus en réduisant davantage la fréquence de battement. Les composantes du quaternion d'attitude et les amplitudes des angles de commande sont tracées respectivement sur les FIG. 3.18 et 3.19. Remarquons que l'amplitude de l'angle de battement atteint sa valeur maximale de 60° . En effet, comme la fréquence est réduite, la commande agit de telle sorte à augmenter l'amplitude de l'angle de battement pour pouvoir compenser le poids du microdrone.

3.7 Commande référencée capteurs

Dans ce paragraphe, deux lois de commande sont proposées suivant les scénarios 2 et 3 respectivement (voir FIG. 3.7 et 3.8). Ces lois de commande présentent une adaptation

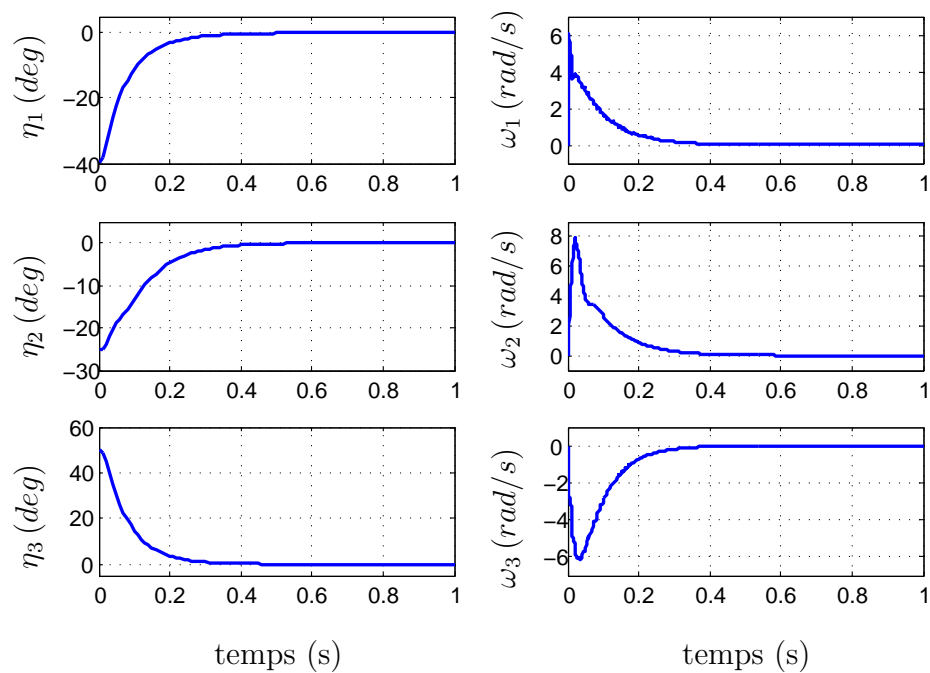


FIG. 3.12 – Scénario 1 : L'orientation et la vitesse angulaire du microdrone partant des angles de roulis, tangage et lacet ($-40^\circ, -25^\circ, 50^\circ$) et une vitesse nulle.

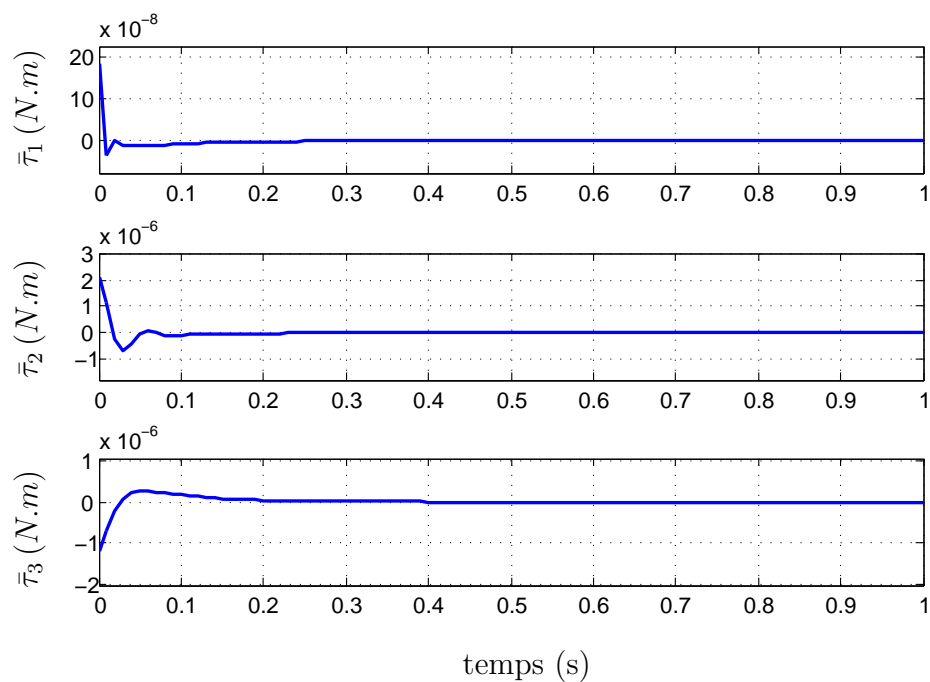


FIG. 3.13 – Scénario 1 : Les couples de commande appliqués au microdrone.

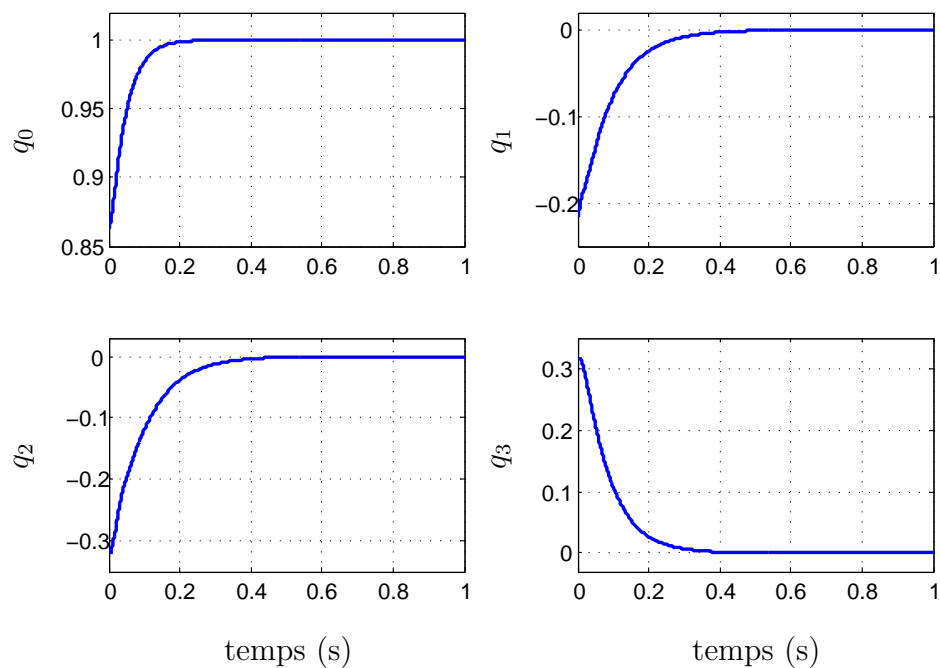


FIG. 3.14 – Scénario 1 : Le quaternion d'attitude du microdrone.

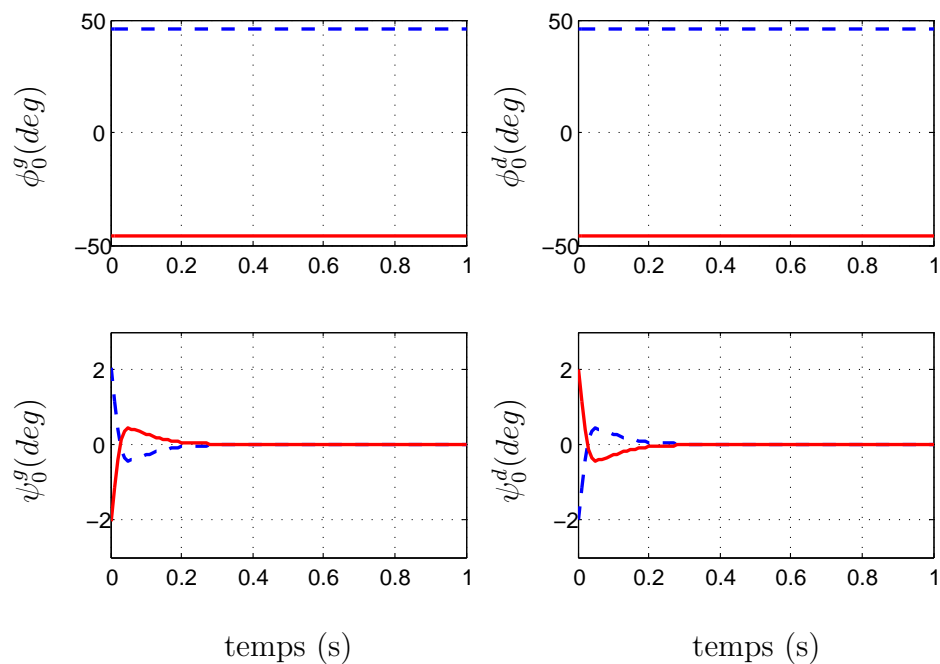


FIG. 3.15 – Scénario 1 : Les enveloppes des angles des ailes droite et gauche.

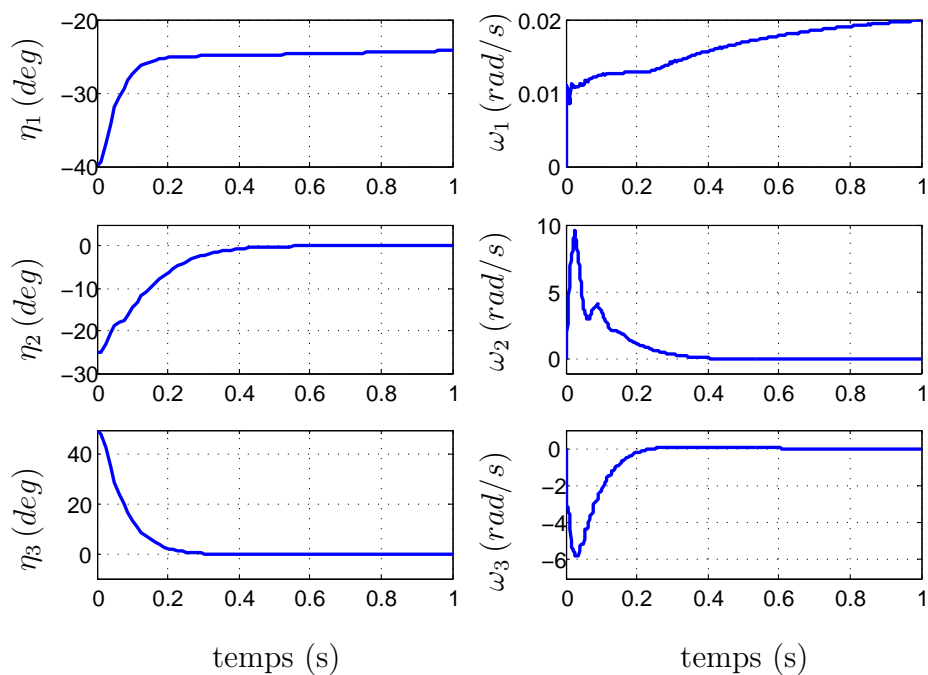


FIG. 3.16 – L'orientation et la vitesse angulaire du microdrone pour une réduction de la fréquence de battement d'environ 20% de sa valeur nominale.

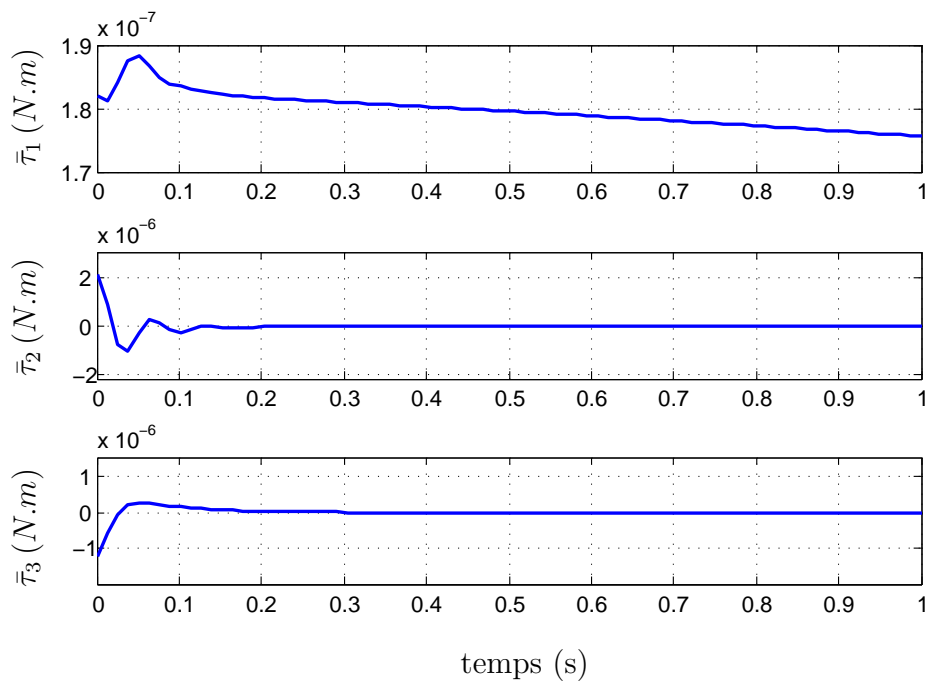


FIG. 3.17 – Le couple de commande appliqué au microdrone pour une réduction de la fréquence de battement d'environ 20% de sa valeur nominale.

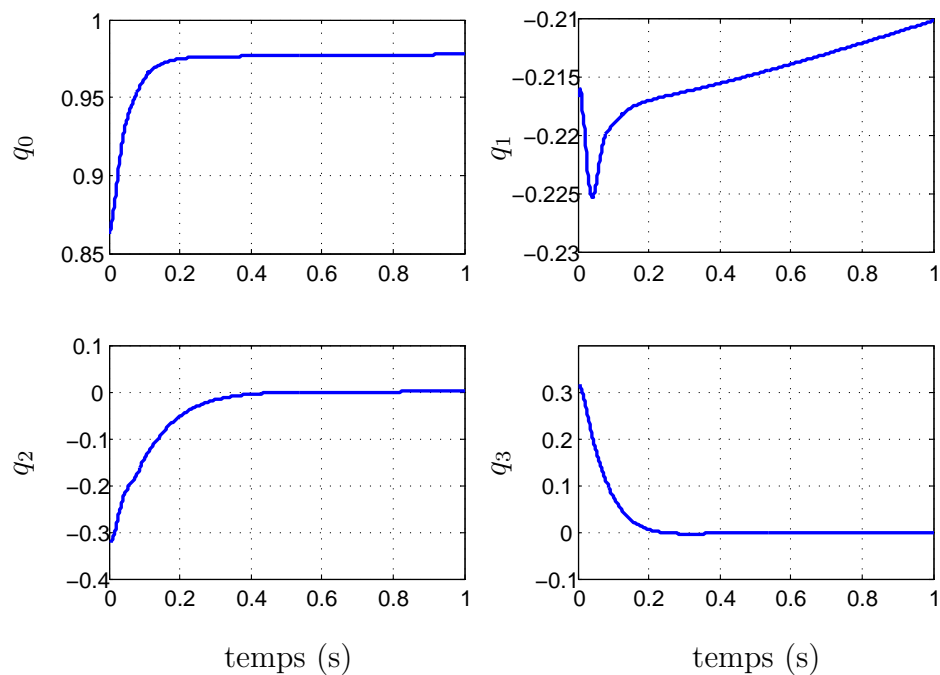


FIG. 3.18 – Le quaternion d'attitude du microdrone, la fréquence de battement étant réduite d'environ 20% de sa valeur nominale.

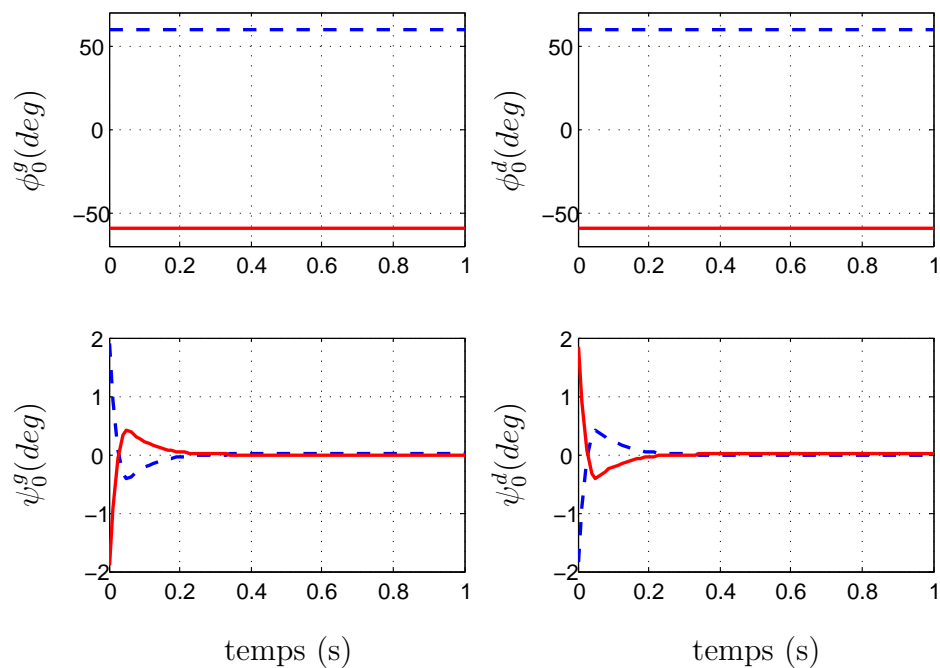


FIG. 3.19 – Les enveloppes des angles des ailes droite et gauche. La fréquence de battement est réduite d'environ 20% de sa valeur nominale.

et une généralisation de la commande par retour d'état (3.6.1) au cas où l'estimation d'attitude n'est pas effectuée dans un premier temps, et où la mesure de la vitesse angulaire est en plus indisponible dans un second temps.

3.7.1 Commande sans estimation d'attitude

Dans cette partie, les deux types de capteurs présentés ci-avant sont utilisés pour le calcul de la loi de commande : un gyromètre pour la mesure de la vitesse angulaire et n capteurs mesurant des vecteurs d'observation s_k^m . Le théorème suivant peut être établi :

Théorème 3.7.1. *La dynamique en rotation d'un corps rigide est exprimée par (3.1.1, 3.1.2). Sachant que $\omega = [\omega_1, \omega_2, \omega_3]^T$ représente la vitesse angulaire du corps rigide mesurée par le gyromètre et $\zeta = [\zeta_1, \zeta_2, \zeta_3]^T$ l'erreur d'attitude calculée par (3.3.1) pour un nombre de capteurs de référence $n > 1$ fournissant des mesures non colinéaires. Pour toute condition initiale, le couple de commande $\tau = [\tau_1, \tau_2, \tau_3]^T$ défini par*

$$\tau_j = -\text{sat}_{\tilde{\tau}_j}(\lambda_j[\omega_j + \rho_j\zeta_j]) \quad (3.7.1)$$

où $j \in \{1, 2, 3\}$, stabilise globalement asymptotiquement le système (3.1.1, 3.1.2) en $(\omega, \zeta) = (0, 0)$. sat est la fonction de saturation définie par (A.0.2) et $\tilde{\tau}_j$ le seuil de saturation suivant chaque axe. λ_j et ρ_j sont des paramètres positifs choisis tel que $\tilde{\tau}_j \geq 3\lambda_j\rho_j$ et $\delta_j = \lambda_j\rho_j$, où δ_j est un paramètre de réglage de l'erreur d'attitude (3.3.1).

Démonstration. La preuve sera détaillée dans l'annexe C en se basant sur la fonction de Lyapunov suivante

$$V = \frac{1}{2}\omega^T J\omega + \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n (1 - s_k^{mT} R_d s_k^f) \quad (3.7.2)$$

□

L'application au microdrone à ailes battantes consiste à utiliser l'état moyen. Pour cela, la vitesse angulaire ω est remplacée par sa moyenne $\bar{\omega}$ et l'erreur d'attitude ζ par sa moyenne $\bar{\zeta}$ dans (3.7.1). Le couple $\bar{\tau} = [\bar{\tau}_1, \bar{\tau}_2, \bar{\tau}_3]^T$ défini par

$$\bar{\tau}_j = -\text{sat}_{\tilde{\tau}_j}(\lambda_j[\bar{\omega}_j + \rho_j\bar{\zeta}_j]) \quad (3.7.3)$$

stabilise le système oscillant à haute fréquence.

En se basant sur le Théorème 2.7.1, $\|\omega - \bar{\omega}\| < k_3 T$ et $\|\zeta - \bar{\zeta}\| < k_4 T$ pour $k_{3,4} > 0$ et T la période de battement (suffisamment petite). Ainsi, la vitesse angulaire ω et la matrice de rotation R instantanées appartiennent respectivement à des voisinages de 0 et de R_I (3.4.2).

Chapitre 3. Stabilisation de l'attitude du microdrone

Rappelons que $\bar{\omega}$ et $\bar{\zeta}$ pour un système oscillant à haute fréquence (microdrone à ailes battantes) sont équivalents à l'état instantané du corps rigide.

La loi de commande (3.7.3) est validée en simulation. Trois capteurs sont utilisés : un gyromètre, un accéléromètre et un magnétomètre dont les modèles sont donnés respectivement par (3.3.3, 3.3.4 et 3.3.5). Les mesures des capteurs ne sont pas parfaites ; des bruits blancs gaussiens d'écart type $\sigma_G = 10^{-3} \text{ rad/s}$ pour le gyromètre, $\sigma_A = 10^{-4} \text{ m/s}^2$ pour l'accéléromètre et $\sigma_M = 0.01 \text{ mgauss}$ pour le magnétomètre s'ajoutent aux mesures. L'ordre de grandeur des couples de commande du microdrone ne dépasse pas quelques $10^{-5} \text{ N} \cdot \text{m}$ (voir FIG. 2.15(a)) en raison de la faible inertie du corps. Des capteurs ayant une très bonne résolution doivent alors être embarqués afin d'obtenir un rapport signal sur bruit raisonnable ; une mesure très bruitée a une influence néfaste sur le calcul du couple de commande (par retour des mesures issues des capteurs). Notons que la moyennisation de la vitesse angulaire et de l'erreur d'attitude réduit l'influence des bruits des capteurs sans toutefois pouvoir l'éliminer.

Les valeurs des paramètres de la loi de commande considérées dans les simulations sont les suivantes :

$$\begin{aligned} \rho_1 &= 20 & \lambda_1 &= \frac{7 \cdot 10^{-3} a_r}{3.1} \\ \rho_2 &= 8 & \lambda_2 &= \frac{10^{-6}}{3.1} \\ \rho_3 &= 100 & \lambda_3 &= \frac{10^{-2} b_r}{3.1 a_r} \sqrt{a_r^2 - \bar{\tau}_1^2} \end{aligned}$$

L'évolution des angles de roulis, de tangage et de lacet ainsi que les vitesses angulaires mesurées par le gyromètre sont tracées sur la FIG. 3.20. Les couples de commande sont présentés sur la FIG. 3.21, les sorties de l'accéléromètre et du magnétomètre sur la FIG. 3.22 et les amplitudes des angles de commande sur la FIG. 3.23. Précisons que les conditions initiales des angles de cardan et des vitesses angulaires ont les mêmes valeurs que dans le scénario 1.

La loi de commande est suffisamment rapide pour être implémentée en temps réel sur un microdrone à ailes battantes. De plus, elle est conforme aux valeurs observées chez les insectes [Dudley, 2002]. Nous remarquons que le comportement du système est presque identique pour les deux stratégies de commande, à l'exception du mouvement de lacet. Le bruit du gyromètre apparaît sur le tracé de la FIG. 3.20. Finalement, les mesures des capteurs de référence convergent bien vers les valeurs de s_A^f et s_M^f . Il est aussi clair que la mesure de l'accéléromètre est plus bruitée que celle du magnétomètre.

3.7.2 Commande sans estimation d'attitude ni gyromètres

Les drones à ailes battantes sont des systèmes de faible dimension et de faible poids, ce qui représente une contrainte dans l'utilisation des capteurs et systèmes de calcul. Ainsi, des efforts importants devraient être déployés afin de simplifier le problème en

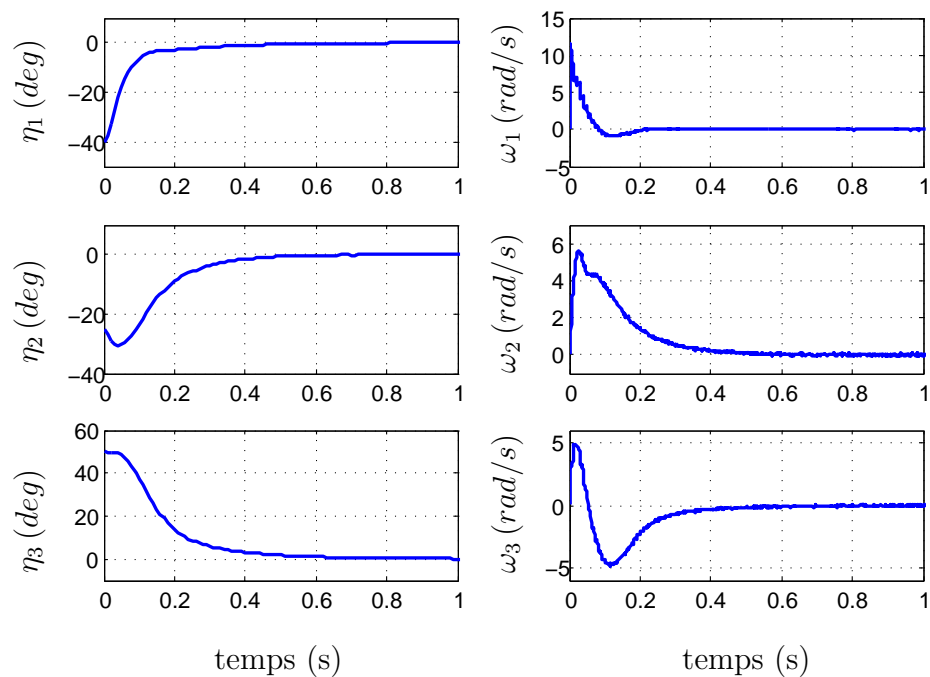


FIG. 3.20 – Scénario 2 : L'orientation et la vitesse angulaire (mesurée par le gyromètre) du microdrone partant des angles de roulis, tangage et lacet (-40° , -25° , 50°) et d'une vitesse angulaire nulle.

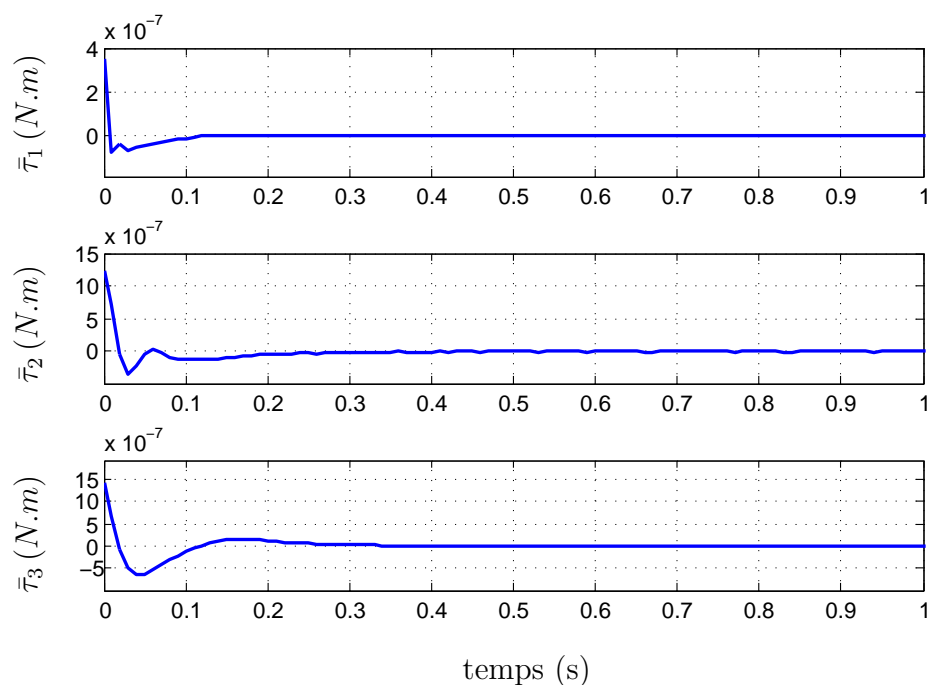


FIG. 3.21 – Scénario 2 : Les couples de commande appliqués au microdrone.

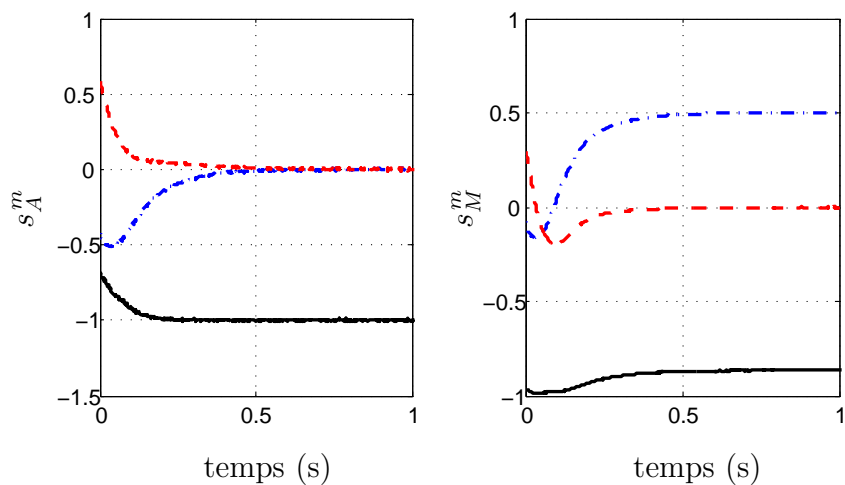


FIG. 3.22 – Scénario 2 : La sortie des capteurs de référence (à gauche l'accéléromètre et à droite le magnétomètre). La mesure suivant l'axe de roulis est tracée en trait pointillé-interrompu bleu, la mesure suivant l'axe de tangage en trait interrompu rouge et la mesure suivant l'axe de lacet en trait continu noir.

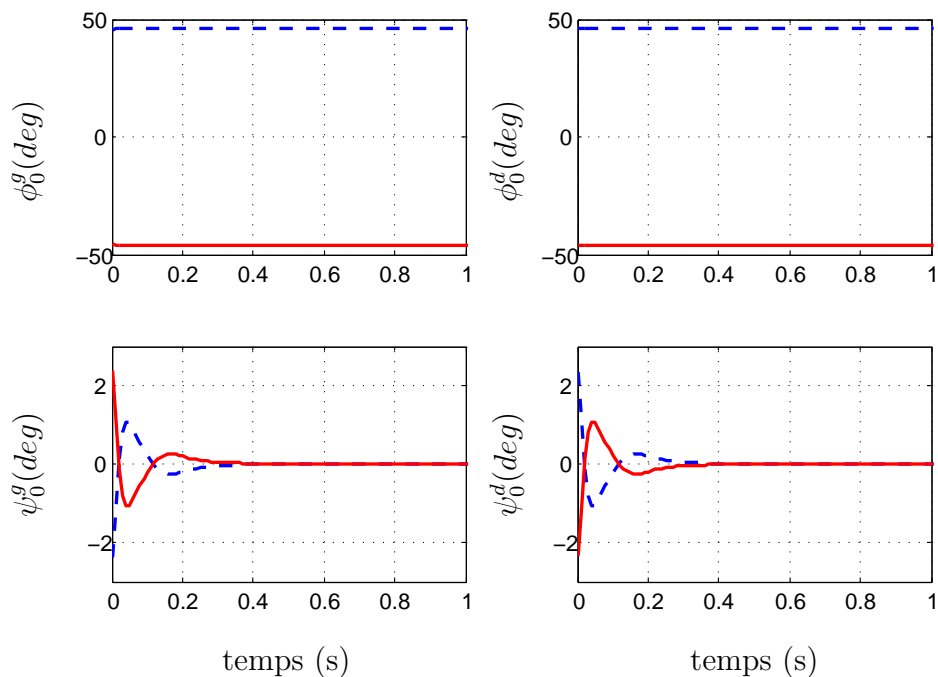


FIG. 3.23 – Scénario 2 : Les enveloppes des angles des ailes droite et gauche.

évitant un certain nombre de capteurs, spécifiquement les gyromètres qui sont relativement coûteux et encombrants. Par conséquent, un troisième scénario est présenté, où la mesure de la vitesse angulaire n'est pas fournie. Une loi de commande utilisant seulement les mesures des capteurs de référence est ainsi proposée pour assurer la stabilisation de l'orientation d'un corps rigide. Des capteurs de type accéléromètre triaxe, magnétomètre triaxe, etc. seront embarqués. L'idée est alors de reconstruire la vitesse angulaire à partir des vecteurs d'observation. Au moins deux mesures sont nécessaires afin de construire un repère orthogonal $\mathbf{U} = [\vec{u}_1, \vec{u}_2, \vec{u}_3]$ qui coïncide avec le repère mobile \mathcal{R}^m en se basant sur l'orthogonalisation de Gram-Schmidt (3.3.2). La vitesse angulaire, dans le repère mobile, peut être reconstruite par [Shuster, 1993]

$$\omega = \frac{1}{2} \sum_{l=1}^3 \dot{u}_l \times u_l \quad (3.7.4)$$

Le principal inconvénient de la reconstruction de la vitesse angulaire en utilisant la formule (3.7.4) provient des mesures bruitées issues des capteurs de référence. Ce bruit est amplifié par le calcul de la dérivée numérique de la mesure. Pour cela, une dérivée filtrée est proposée [Kelly et al., 1994]

$$v_l = I_3 \left(\frac{bp}{p+a} \right) \dot{u}_l$$

où p est l'opérateur de Laplace, b et a des constantes positives. La dérivée filtrée s'écrit dans le domaine temporel sous la forme simplifiée et approximative

$$\dot{v}_l = -Av_l + B\dot{u}_l \quad (3.7.5)$$

avec $A = aI_3$ et $B = bI_3$. Ce filtre peut être modélisé par la représentation d'état suivante

$$\begin{aligned} \dot{x} &= -Ax - ABu_l \\ v_l &= x + Bu_l \end{aligned} \quad (3.7.6)$$

avec A et B comme définis ci-dessus.

En posant

$$\chi_l = v_l \times u_l \quad (3.7.7)$$

la vitesse angulaire reconstruite est donnée par

$$\vartheta = \frac{1}{2} \sum_{l=1}^3 \chi_l \quad (3.7.8)$$

Corollaire 3.7.2. *En considérant la dynamique en rotation d'un corps rigide donnée par le système (3.1.1, 3.1.2), et en remplaçant la vitesse angulaire ω par sa valeur reconstruite ϑ dans (3.7.1), la loi de commande basée uniquement sur les mesures des capteurs de*

Chapitre 3. Stabilisation de l'attitude du microdrone

référence, stabilise le système (3.1.1, 3.1.2) en $(\omega, \zeta) = (0, 0)$. Elle est donnée par $(\tau = [\tau_1, \tau_2, \tau_3]^T)$

$$\tau_j = -\text{sat}_{\bar{\tau}_j}(\lambda_j [\vartheta_j + \rho_j \zeta_j]) \quad (3.7.9)$$

avec $j \in \{1, 2, 3\}$, λ_j et ρ_j sont des paramètres strictement positifs, ϑ est donnée par (3.7.8) et ζ par (3.3.1). $\text{sat}_{\bar{\tau}_j}$ est une fonction de saturation classique.

En choisissant les paramètres A et B de sorte que le filtre passe-bas (3.7.6) soit suffisamment rapide pour que la vitesse angulaire construite (3.7.8) tende vers la vitesse angulaire réelle du système (3.7.4) ($\vartheta \rightarrow \omega$), la stabilité de la commande (3.7.9) est prouvée en se basant sur la fonction de Lyapunov (3.7.2).

L'application au microdrone à ailes battantes consiste à utiliser, dans (3.7.9), la moyenne sur une période de battement de la vitesse angulaire reconstruite $\bar{\vartheta}$ et la moyenne de l'erreur d'attitude $\bar{\zeta}$

$$\bar{\tau}_j = -\text{sat}_{\bar{\tau}_j}(\lambda_j [\bar{\vartheta}_j + \rho_j \bar{\zeta}_j]) \quad (3.7.10)$$

En se basant sur le Théorème 2.7.1, $\|\omega - \bar{\omega}\| < k_5 T$ et $\|\zeta - \bar{\zeta}\| < k_6 T$ pour $k_{5,6} > 0$ et T la période de battement (suffisamment petite). Ainsi, la vitesse angulaire ω et la matrice de rotation R instantanées appartiennent respectivement à des voisinages de 0 et de R_I (3.4.2).

La loi de commande (3.7.10) est validée en simulation. Seuls l'accéléromètre et le magnétomètre sont présents dans le scénario 3. Les mêmes valeurs initiales que les cas précédents sont considérées. Les paramètres de la loi de commande et les bruits des capteurs (accéléromètre et magnétomètre) sont aussi égaux à ceux de la commande (3.7.3). L'évolution temporelle des angles de roulis, tangage et lacet ainsi que les couples de commande correspondants sont tracés sur la FIG. 3.24. La vitesse angulaire du système ainsi que la moyenne de la vitesse angulaire construite (3.7.8) sont tracées sur la FIG. 3.25 pour pouvoir facilement les comparer. Finalement, les sorties des capteurs de référence et les amplitudes des angles de commande sont présentées respectivement sur les FIG. 3.26 et 3.27.

D'après les figures 3.20 et 3.24, il est clair que la convergence de la loi de commande (3.7.10) est plus lente que (3.7.3) pour les mêmes paramètres de réglage. La vitesse angulaire construite ϑ est une bonne approximation de la vitesse angulaire réelle du système, elle est toutefois plus bruitée en raison du calcul de la dérivée filtrée des mesures des capteurs de référence. Cette oscillation se répercute sur les couples de commande. Les bruits sont aussi décelés au niveau des amplitudes des angles des ailes.

3.8 Robustesse vis-à-vis d'une perturbation externe

Les trois couples de commande (3.6.1, 3.7.3 et 3.7.10) sont testés en présence d'une perturbation externe. La perturbation permet de valider les simplifications effectuées dans le modèle et de tester la robustesse des lois de commande. Elle représente une rafale de vent, de la pluie, un choc, etc. Elle est simulée par des couples additifs suivant les trois axes du corps d'amplitudes $(1.2 \cdot 10^{-5}, 2 \cdot 10^{-5}, 1.2 \cdot 10^{-5}) N \cdot m$ appliqués à $t = 1 s$ dans le premier scénario et à $t = 1.5 s$ dans les scénarios 2 et 3 pendant 10 périodes de battement. Sachant que l'inertie du microdrone est de l'ordre de $10^{-8} kg \cdot m^2$, la perturbation appliquée a une valeur très élevée. Ce choix de valeur a été effectué afin de forcer la commande à saturer. Notons que les saturations des lois de commande empêchent le système de diverger. Ainsi, si la perturbation est encore plus forte que celle considérée dans les simulations ou est appliquée pendant une période supérieure, la convergence du système sera atteinte en un temps relativement plus long. Les conditions initiales des angles de cardan sont $(70^\circ, -50^\circ, 30^\circ)$ et les vitesses angulaires initiales sont nulles.

A Scénario 1 en présence d'une perturbation externe

L'évolution des angles de roulis, de tangage et de lacet est tracée sur la FIG. 3.28, avec un zoom autour de la perturbation. Soumis à la perturbation, le microdrone effectue plusieurs tours autour de lui même. La vitesse angulaire est présentée sur la FIG. 3.29. La commande agit ensuite au maximum afin de stabiliser le corps provoquant ainsi la saturation des couples de roulis et de tangage (voir FIG. 3.30). Le seuil de saturation du couple de lacet dépend de la valeur du couple de roulis vérifiant le choix qui favorise la stabilisation du mouvement de roulis par rapport au lacet afin de ramener le corps du microdrone à plat le plus rapidement possible. En plus, l'amplitude de l'angle de battement de l'aile gauche atteint sa valeur maximale (voir FIG. 3.31). Ce résultat était attendu, en effet la saturation des angles des ailes est un résultat de la saturation du couple de commande. Notons aussi la variation en sens opposé des angles de battement ; une différence de l'amplitude des angles de battement crée (ou compense) un mouvement de roulis.

B Scénario 2 en présence d'une perturbation externe

L'évolution temporelle des angles de cardan est tracée sur la FIG. 3.32, elle est zoomée au niveau de la perturbation. Le microdrone effectue plusieurs rotations autour de ses axes notamment le roulis. La vitesse angulaire présentée sur la FIG. 3.33, le couple de commande tracé sur la FIG. 3.34 et les amplitudes des angles des ailes (voir FIG. 3.36) sont presque identiques aux courbes du scénario 1. Les mesures des capteurs de

référence sont tracées sur la FIG. 3.35. Pendant la perturbation, les mesures deviennent très agitées.

C Scénario 3 en présence d'une perturbation externe

L'évolution temporelle des angles de cardan est tracée sur la FIG. 3.37, les vitesses angulaires du système suivant les trois axes sur la FIG. 3.38 et les couples de commande correspondants sur la FIG. 3.39. Les figures montrent que la commande suivant les trois axes ne sature pas. Ce qui implique que seulement une partie de la puissance de la commande est utilisée pour assurer la stabilité. Par conséquent, les angles de commande des ailes ne saturent pas (FIG. 3.41). Le système nécessite alors un temps supérieur à celui mis pendant les scénarios précédents pour se stabiliser. Durant la phase instable du système, le microdrone effectue plusieurs tours autour de lui même et atteint des vitesses angulaires très élevées. Les mesures des capteurs de référence sont tracées sur la FIG. 3.40.

3.9 Robustesse vis-à-vis d'erreurs de modèle

Différents tests de robustesse peuvent être encore effectués, notamment pour étudier le comportement en rotation du système vis-à-vis d'erreurs de modèle. En effet, ces tests seront présentés dans le chapitre 4 où le mouvement de rotation est couplé avec celui en translation.

3.10 Conclusion

Dans ce chapitre, trois lois de commande sont proposées afin de stabiliser l'attitude d'un microdrone à ailes battantes. La première est calculée par un retour d'état du système, alors que les deux autres sont calculées par un retour des mesures de capteurs d'attitude embarqués. Les trois lois de commande sont bornées pour prendre en considération la saturation des actionneurs au niveau des ailes. De plus, ces lois de commande sont très simples et à faible coût en terme de calcul. Elles sont donc adaptables à des applications limitées en taille et en masse et où les processeurs embarqués ont des puissances de calcul réduites. Les résultats de simulation montrent une bonne convergence des lois de commande en partant de conditions initiales suffisamment loin de l'équilibre. Les bruits des capteurs dégradent un peu les mesures dans le cas où le gyromètre est utilisé. Les oscillations dues aux bruits sont encore plus prononcées quand le gyromètre est omis et que la vitesse angulaire est construite. L'effet des oscillations n'est pas visible sur les angles du corps.

Chapitre 3. Stabilisation de l'attitude du microdrone

La robustesse des lois de commande est ensuite testée vis-à-vis d'une perturbation externe. Ce test met en évidence l'importance des saturations dans la conception de la loi de commande. Les figures montrent que la commande par retour des mesures des capteurs de référence est moins robuste que les deux autres. Elle converge en un temps supérieur au temps mis par les autres commandes, et ceci se traduit par des vitesses angulaires très élevées. La réduction du nombre de capteurs permet alors de gagner en poids mais ceci au prix d'une perte de robustesse.

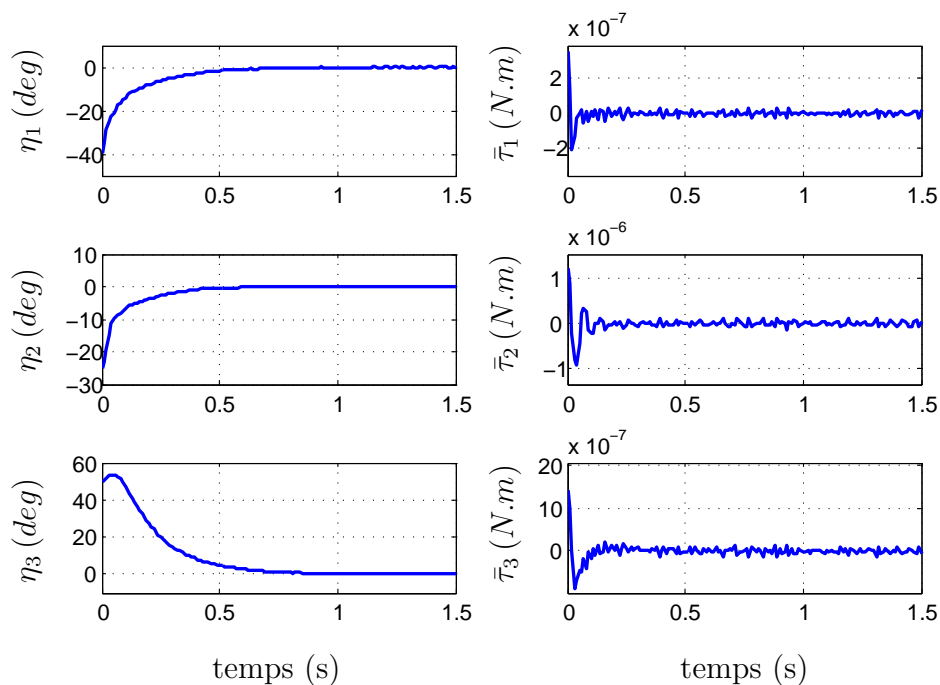


FIG. 3.24 – Scénario 3 : L'évolution temporelle des angles de cardan à partir des valeurs initiales (-40° , -25° , 50°) et les couples de commande correspondants.

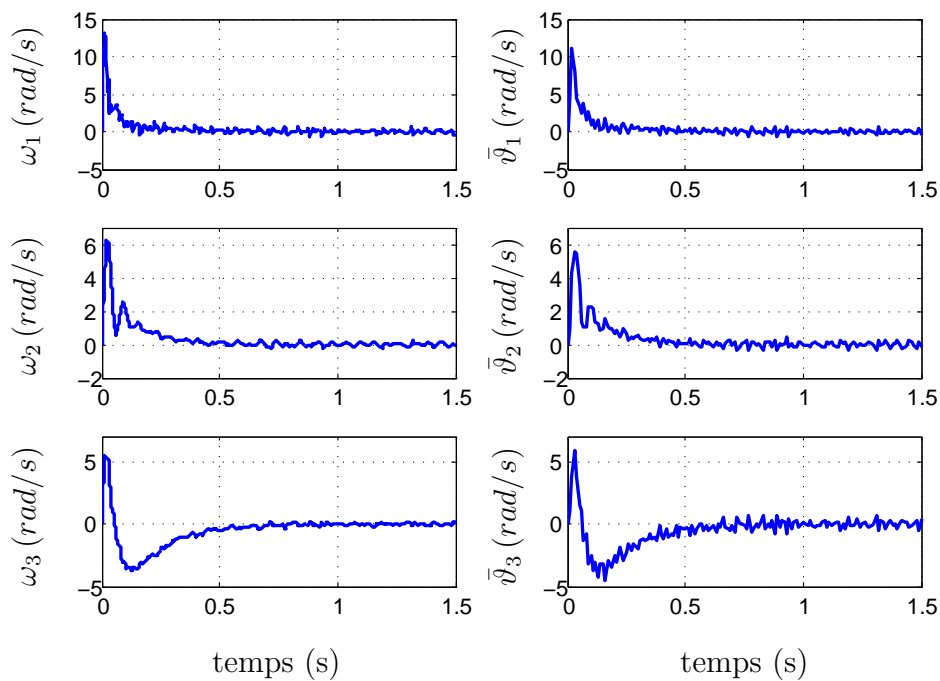


FIG. 3.25 – Scénario 3 : La vitesse angulaire du microdrone (à gauche) et celle construite à partir des mesures des capteurs de référence (à droite).

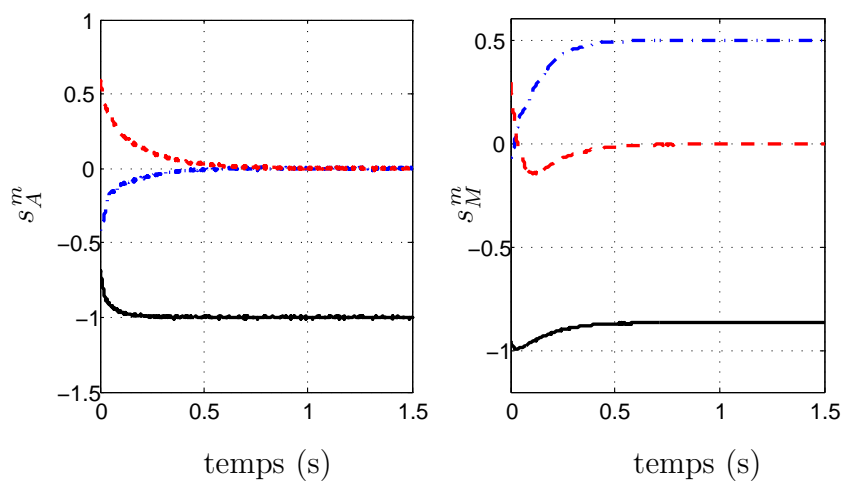


FIG. 3.26 – Scénario 3 : La sortie des capteurs de référence (à gauche l'accéléromètre et à droite le magnétomètre). La mesure suivant l'axe de roulis est tracée en trait pointillé-interrompu bleu, suivant l'axe de tangage en trait interrompu rouge et suivant l'axe de lacet en trait continu noir.

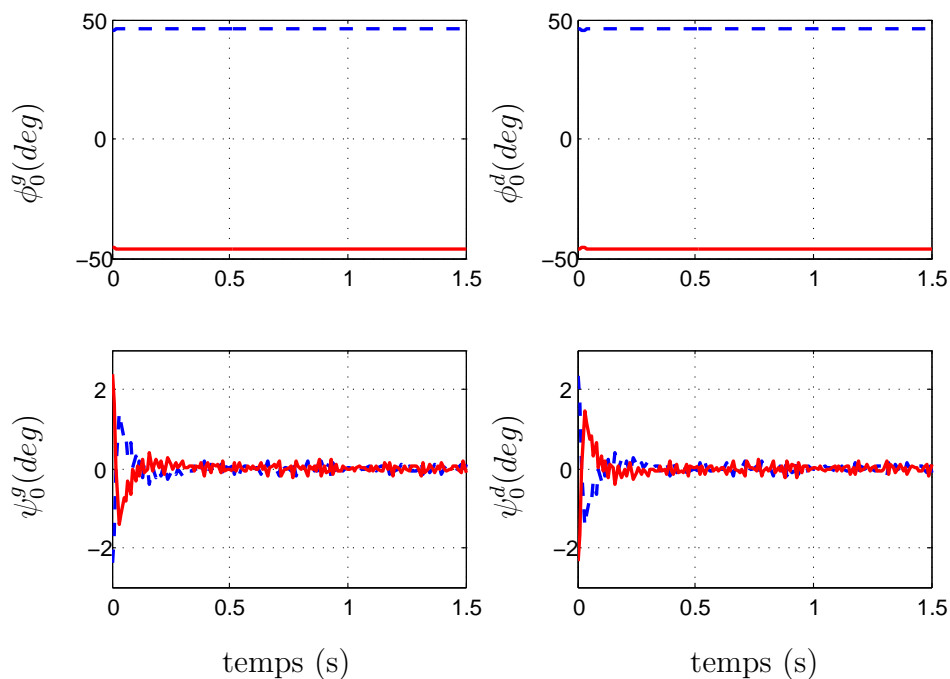


FIG. 3.27 – Scénario 3 : Les enveloppes des angles des ailes droite et gauche.

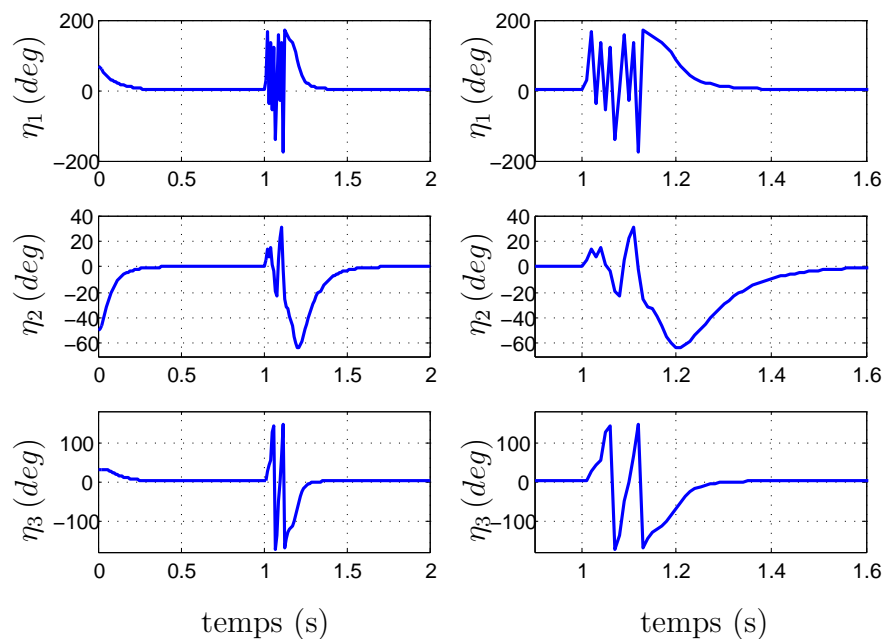


FIG. 3.28 – Scénario 1 en présence d’une perturbation externe : L’orientation du microdrone partant des angles de roulis, tangage et lacet ($70^\circ, -50^\circ, 30^\circ$) et une vitesse angulaire nulle. Les angles sont zoomés (à droite) pendant la durée de la perturbation.

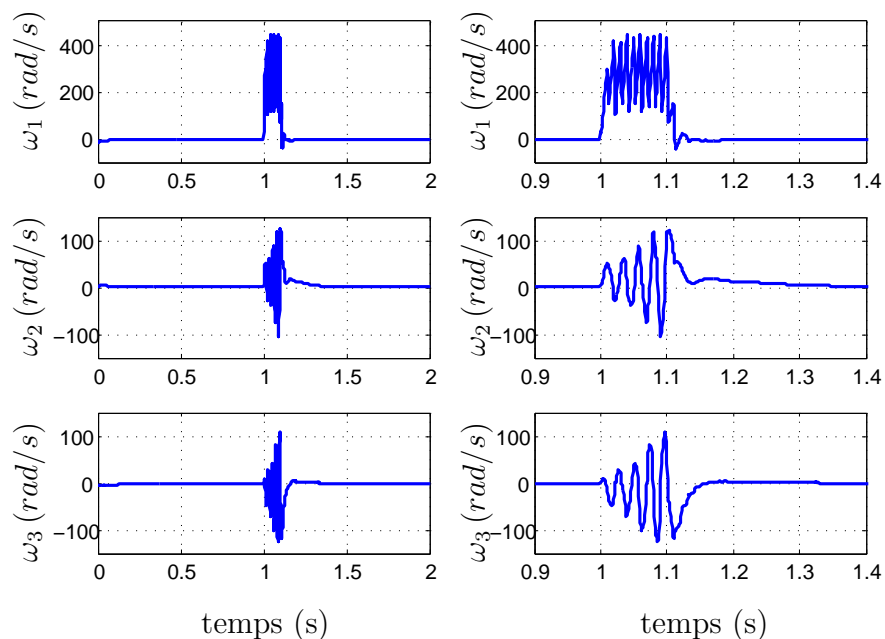


FIG. 3.29 – Scénario 1 en présence d’une perturbation externe : Les vitesses angulaires du microdrone suivant les axes de roulis, tangage et lacet. Les vitesses sont zoomées (à droite) pendant la durée de la perturbation.

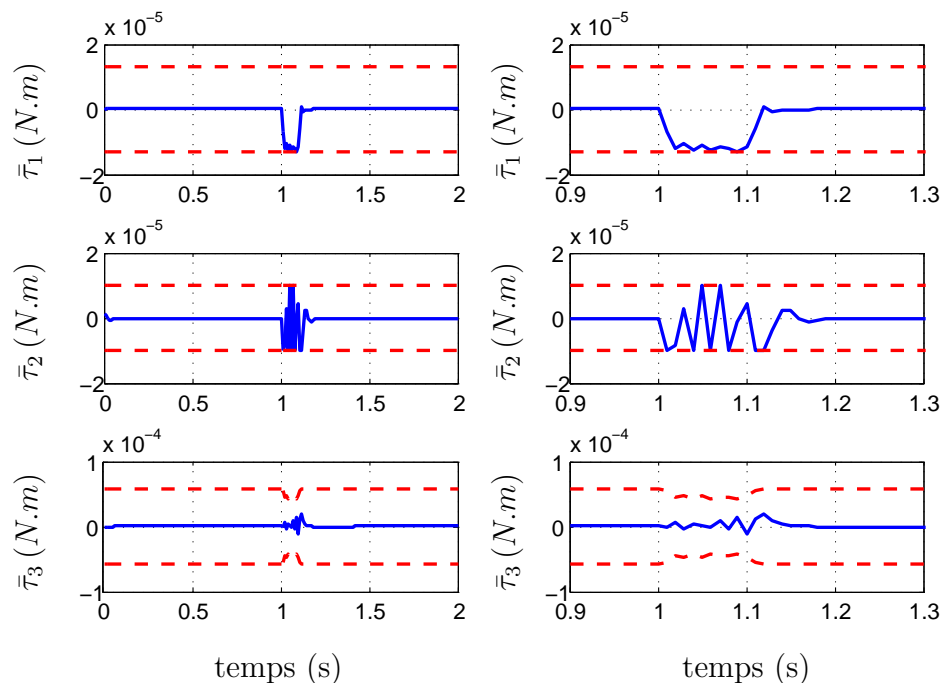


FIG. 3.30 – Scénario 1 en présence d’une perturbation externe : Les couples de commande appliqués au microdrone ; les bornes de saturation sont tracées en trait interrompu rouge. Les couples sont zoomés afin de montrer l’effet de la perturbation et la dépendance entre la borne du couple de lacet et la valeur du couple de roulis.

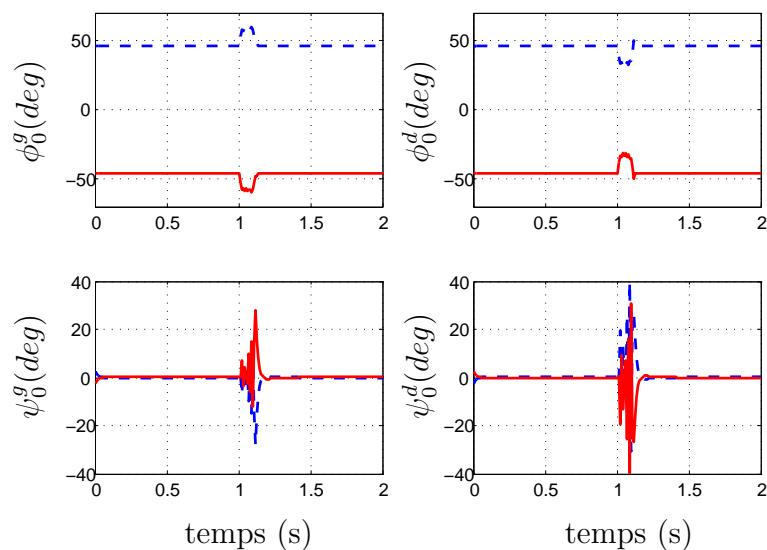


FIG. 3.31 – Scénario 1 en présence d’une perturbation externe : Les enveloppes des angles des ailes droite et gauche. L’angle de battement de l’aile gauche est saturé en raison de la saturation des couples de commande.

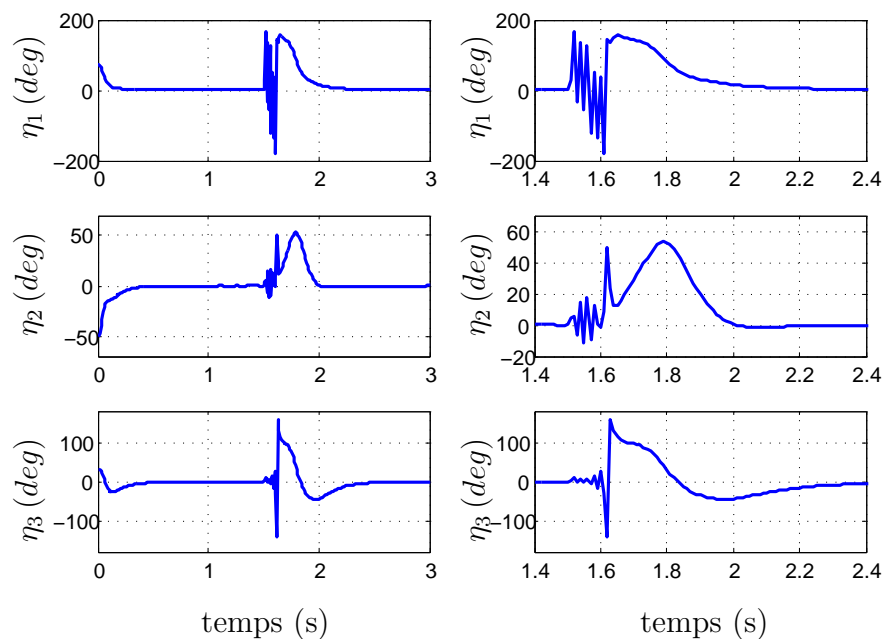


FIG. 3.32 – Scénario 2 en présence d’une perturbation externe : L’orientation du microdrone partant des angles de roulis, tangage et lacet ($70^\circ, -50^\circ, 30^\circ$) et une vitesse angulaire nulle. Les angles sont zoomés (à droite) pendant la durée de la perturbation.

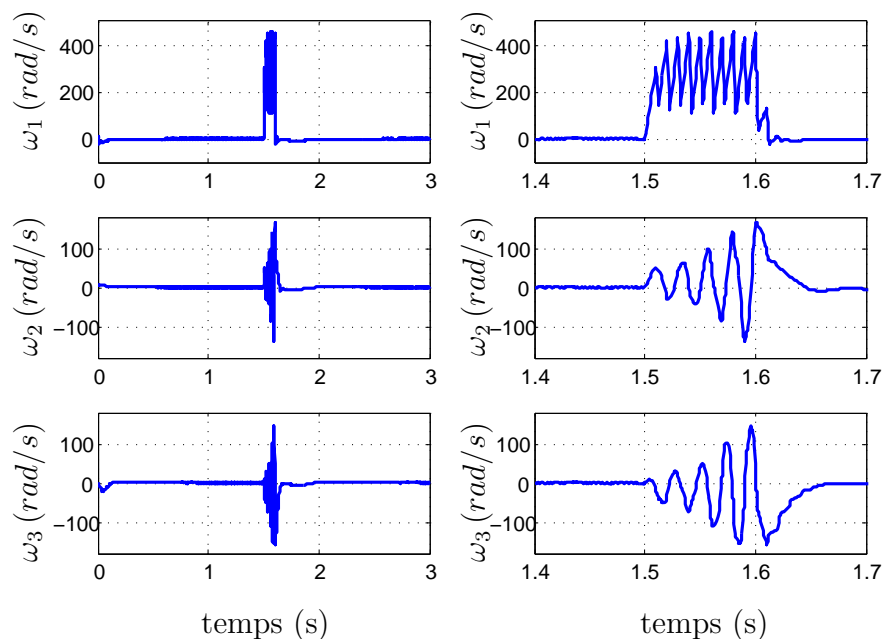


FIG. 3.33 – Scénario 2 en présence d’une perturbation externe : Les vitesses angulaires du microdrone mesurées par le gyromètre suivant les axes de roulis, tangage et lacet. Les vitesses sont zoomées (à droite) pendant la durée de la perturbation.

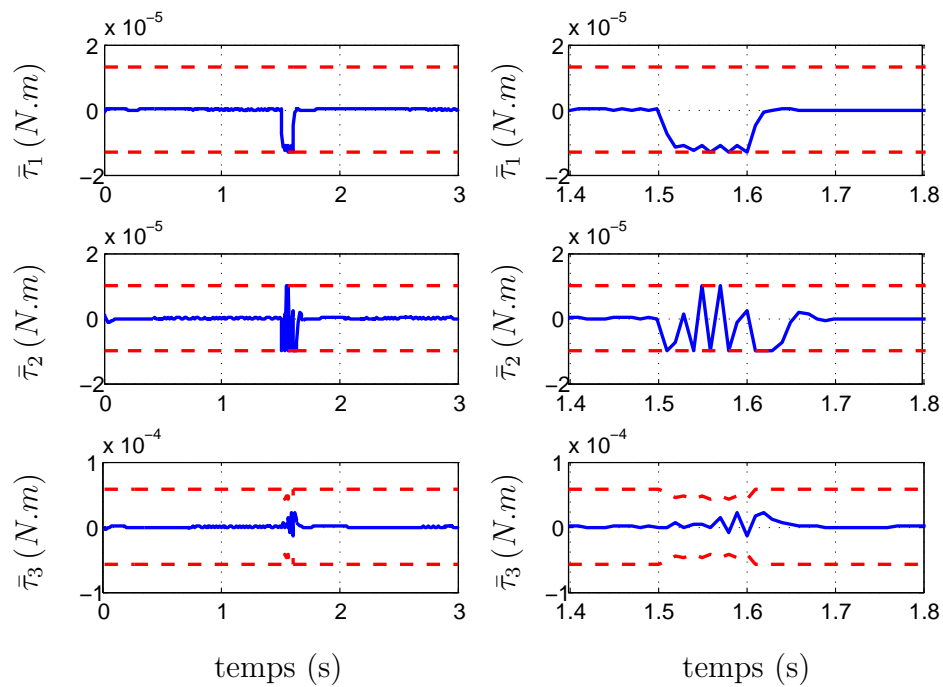


FIG. 3.34 – Scénario 2 en présence d’une perturbation externe : Les couples de commande appliqués au microdrone ; les bornes de saturation sont tracées en trait interrompu rouge. Les couples sont zoomés afin de montrer l’effet de la perturbation.

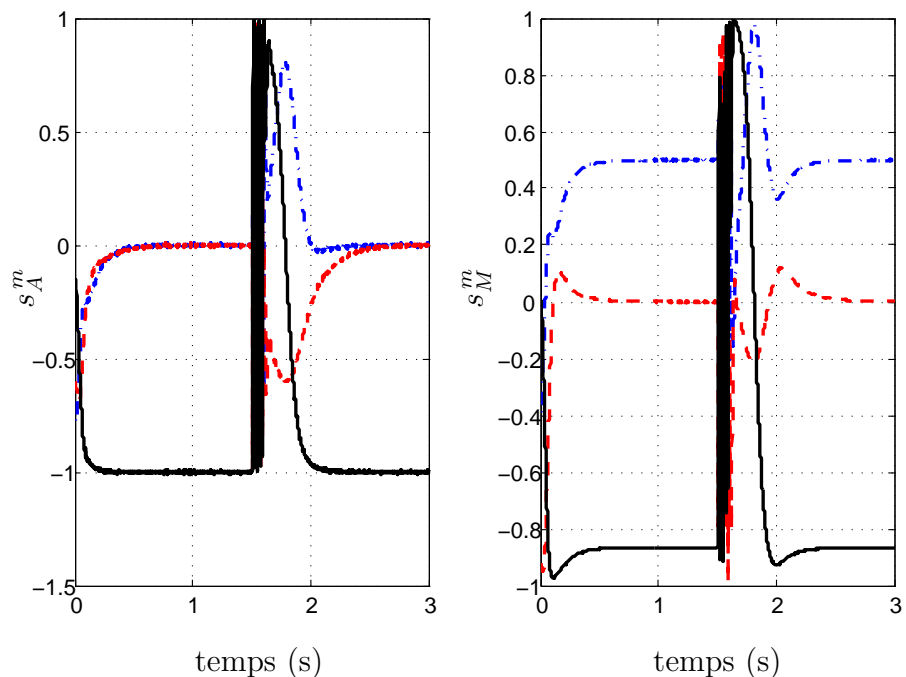


FIG. 3.35 – Scénario 2 en présence d’une perturbation externe : La sortie des capteurs de référence (à gauche l’accéléromètre et à droite le magnétomètre). La mesure suivant l’axe de roulis est tracée en trait pointillé-interrompu bleu, suivant l’axe de tangage en trait interrompu rouge et suivant l’axe de lacet en trait continu noir.

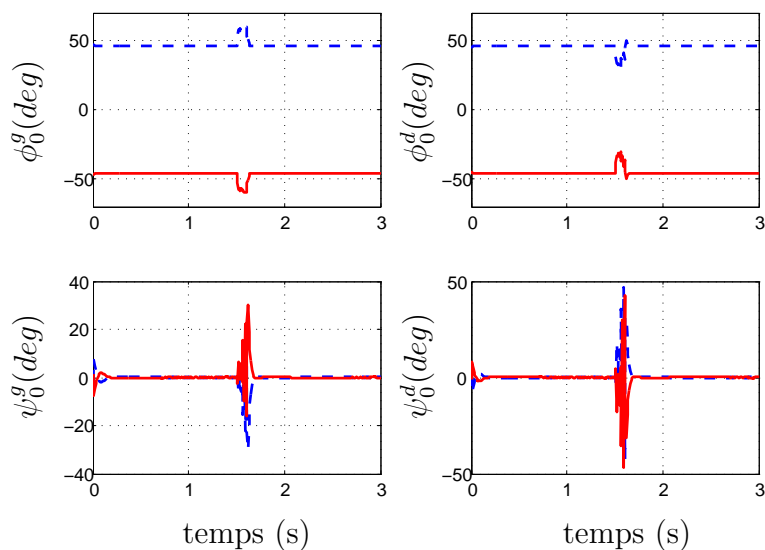


FIG. 3.36 – Scénario 2 en présence d’une perturbation externe : Les enveloppes des angles des ailes droite et gauche. L’angle de battement de l’aile gauche est saturé en raison de la saturation des couples de commande.

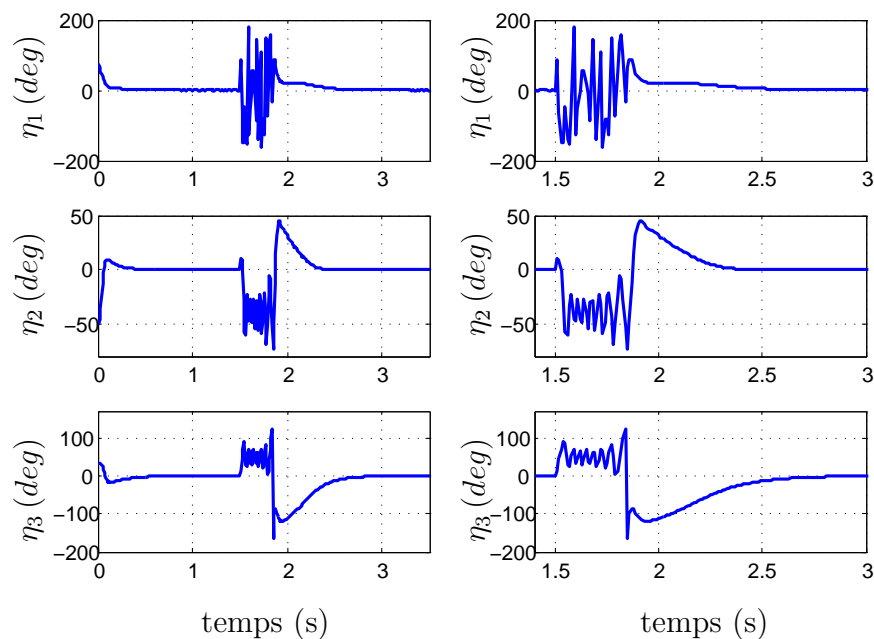


FIG. 3.37 – Scénario 3 en présence d’une perturbation externe : L’orientation du microdrone partant des angles de roulis, tangage et lacet ($70^\circ, -50^\circ, 30^\circ$) et une vitesse angulaire nulle. Les angles sont zoomés (à droite) pendant la durée de la perturbation.

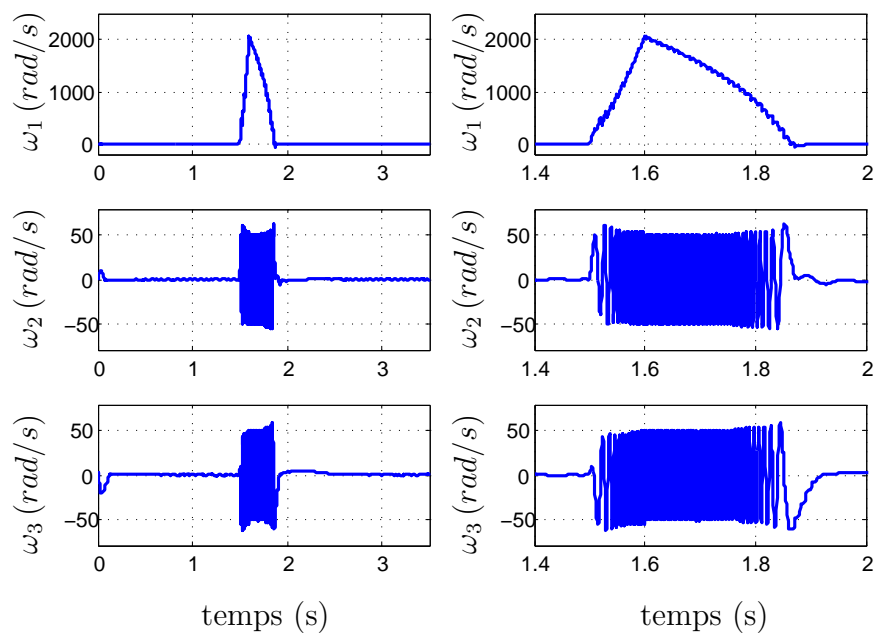


FIG. 3.38 – Scénario 3 en présence d’une perturbation externe : Les vitesses angulaires du microdrone suivant les axes de roulis, tangage et lacet. Les vitesses sont zoomées (à droite) pendant la durée de la perturbation.

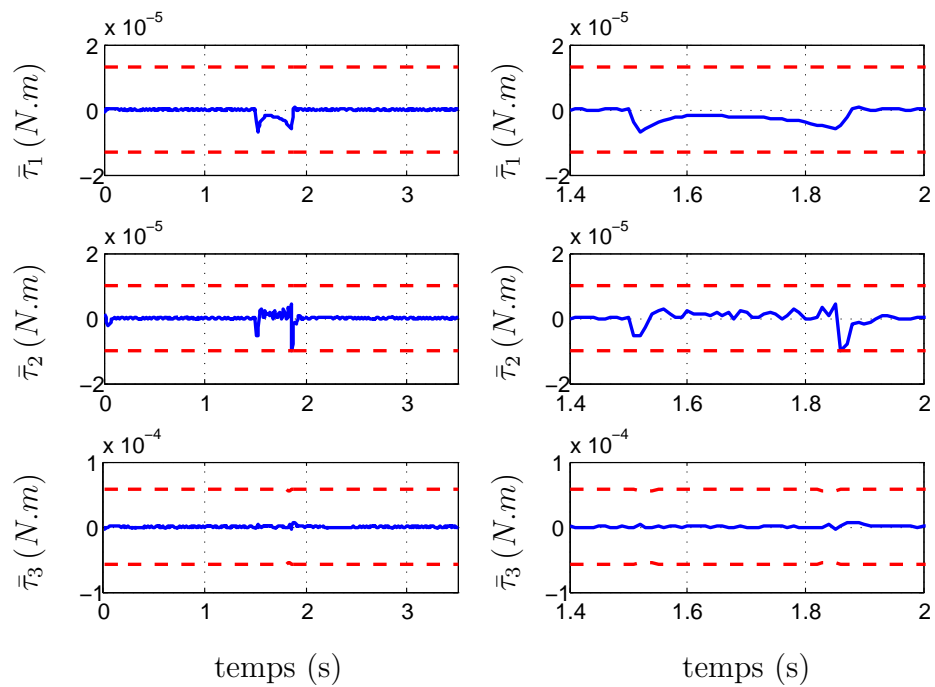


FIG. 3.39 – Scénario 3 en présence d’une perturbation externe : Les couples de commande appliqués au microdrone ; les bornes de saturation sont tracées en trait interrompu rouge. Les couples sont zoomés afin de montrer l’effet de la perturbation.

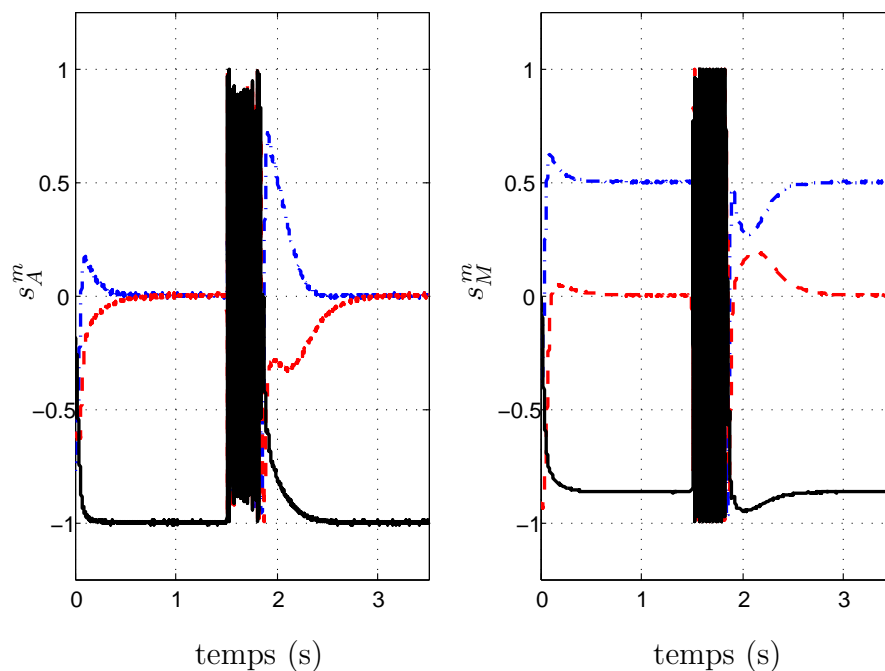


FIG. 3.40 – Scénario 3 en présence d’une perturbation externe : La sortie des capteurs de référence (à gauche l’accéléromètre et à droite le magnétomètre). La mesure suivant l’axe de roulis est tracée en trait pointillé-interrompu bleu, suivant l’axe de tangage en trait interrompu rouge et suivant l’axe de lacet en trait continu noir.

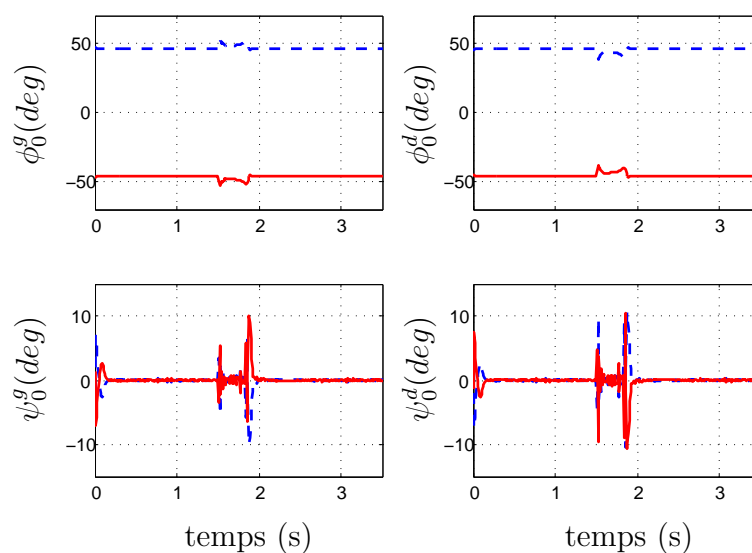


FIG. 3.41 – Scénario 3 en présence d’une perturbation externe : Les enveloppes des angles des ailes droite et gauche.

Chapitre 4

Commande de la position du microdrone

Les drones, les satellites, les véhicules sous-marins et les robots marcheurs sont, dans la majorité des cas, des exemples de systèmes sous actionnés. Ce type de systèmes est caractérisé par un nombre d'entrées de commande (actionneurs indépendants) inférieur au nombre de degrés de liberté. En raison du prix et de la taille des actionneurs qui peuvent parfois devenir très encombrants, une optimisation est effectuée lors de la conception du modèle ; les systèmes sont ainsi dits sous-actionnés par construction. Or, le choix effectué dans cette thèse suppose que deux angles par aile sont actionnés indépendamment ainsi qu'une masse qui se déplace à l'intérieur du corps, ce qui fait un nombre total de cinq actionneurs. D'un autre côté, le microdrone possède six degrés de liberté : trois en translation (déplacement linéaire) et trois en rotation (déplacement angulaire). Ainsi, le microdrone à ailes battantes appartient à cette catégorie de systèmes. De ce fait, un couplage entre les degrés de liberté est nécessaire afin de pouvoir les contrôler tous. Le déplacement longitudinal est supposé créé par la force de traction. Les mouvements de tangage et de lacet sont supposés générés par les couples de tangage et de lacet respectivement. Enfin, un couplage est imposé entre les mouvements vertical et de roulis : en appliquant un couple de roulis, le microdrone s'incline latéralement, la force de portance aura ainsi une composante latérale qui permet d'assurer le déplacement latéral de l'engin.

En outre, la commande de l'attitude constitue alors le noyau de la commande de la position du microdrone. La commande indirecte des forces et des couples est basée sur la commande (en amplitude) des angles des ailes. Le problème tel qu'il est présenté dans le chapitre précédent par (3.1.3) concrétise cette dépendance. Contrairement au chapitre précédent, les forces sont ici considérées en boucle fermée.

La commande de drones à ailes battantes en position a été abordée dans la littérature, notamment par des lois de commande linéaires calculées à partir du modèle moyen.

Notons que le modèle moyen d'un système oscillant à haute fréquence est équivalent au modèle d'un corps rigide.

L'équipe de Berkeley a proposé plusieurs lois de commande linéaires. Une loi de commande par retour d'état est testée dans [Schenato et al., 2002a] pour la stabilisation de la position en contrôlant la force verticale et les couples; la commande est saturée et calculée par un placement de pôles après linéarisation du système. Dans [Schenato et al., 2001a], un retour d'état agissant directement sur la position a été proposé. Un contrôleur Linéaire Quadratique Gaussien (LQG) est aussi proposé dans [Deng et al., 2006b] pour le calcul du mouvement tridimensionnel d'un microdrone. Cette commande est basée sur les mesures de certains capteurs : les ocelles, les haltères, le magnétomètre et les capteurs de détection de flux optique, dont les modèles sont donnés dans [Deng et al., 2006a]. D'un autre côté, la commande par backstepping réduite à certains axes, notamment pour le mouvement vertical et le mouvement longitudinal, est réalisée dans [Rakotomamonjy, 2006]. [Dickson et al., 2006] ont proposé une commande par retour d'état des vitesses angulaires et de la vitesse verticale d'un microdrone à ailes battantes et l'ont testée (en simulation) dans le cadre d'évitement d'obstacles dans un tunnel en se basant sur les données fournies par des capteurs de flux optique pour la détection de mouvement (EMD). Une commande optimale est aussi proposée dans [Tanaka et al., 2006] pour contrôler la position en 2D : le plan est formé par l'axe longitudinal et l'axe vertical d'un repère attaché à un modèle de drosophile. Enfin, un modèle de microdrone basé sur les équations de Navier-Stokes est contrôlé dans un plan horizontal [Sriram et al., 2005] à l'aide d'une commande optimale minimisant le temps de convergence et la distance au point désiré.

Comme mentionné dans le chapitre précédent, les commandes proposées dans la littérature ne sont pas bornées, c'est-à-dire elles ne tiennent pas compte des saturations au niveau des actionneurs. Une commande bornée est uniquement utilisée dans [Schenato et al., 2002a], mais elle est calculée à partir du modèle linéarisé; la stabilité globale de la loi de commande n'est alors pas assurée.

4.1 Schéma de commande

Dans ce travail, des commandes non linéaires par retour d'état, ou basées sur les mesures issues des capteurs, sont proposées. Afin de tenir compte des saturations au niveau des actionneurs agissant sur les ailes (2.11.1), ces commandes sont bornées de telle sorte qu'elles appartiennent à l'ensemble $\Omega_{\bar{f}_x, \bar{f}_p}$ des forces admissibles (cf. §2.11). Ces lois de commande sont aussi très simples et non coûteuses en terme de calcul, elles peuvent être facilement évaluées par des systèmes (tels des microprocesseurs) embarqués et ayant des capacités de calcul réduites. De tels processeurs (non encombrants et peu puissants) sont nécessaires pour ce genre d'application où la taille et le poids présentent une contrainte

importante dans la conception du système. Notons en plus que les lois de commande proposées assurent la stabilité globale du système, contrairement à ce qui a été développé dans la littérature. Ces commandes sont déterminées à partir du modèle simplifié du microdrone (qui ne tient compte que des efforts dus à l'aérodynamique stationnaire), elles seront testées sur le modèle complet grâce à quelques tests de robustesse.

La dynamique du système donnée par les équations (2.5.1-2.5.4) est en fait composée de deux parties : la première (2.5.1-2.5.2) décrit le mouvement en translation du corps, et la deuxième (2.5.3-2.5.4) le mouvement en rotation. Notons que le deuxième sous-système dépend du premier via la matrice de rotation R^T qui est une matrice de passage du repère mobile \mathcal{R}^m , attaché au corps du microdrone, au repère \mathcal{R}^f , fixe dans l'espace. Le système (2.5.1-2.5.4) s'écrit alors sous la forme de systèmes en cascade [Sontag, 1989]

$$\begin{cases} \dot{x} &= f(x, y, v) \\ \dot{y} &= g(y, u) \end{cases} \quad (4.1.1)$$

où la dynamique en translation dépend de celle en rotation, mais la dynamique en rotation est indépendante de la celle en translation.

La stratégie de commande consiste à contrôler, en premier temps, le sous-système rotationnel (2.5.3-2.5.4) en appliquant des couples de commande adéquats ($\bar{\tau}_1, \bar{\tau}_2, \bar{\tau}_3$) stabilisant les angles de roulis, tangage et lacet du corps à zéro ($\eta_1 = \eta_2 = \eta_3 = 0$) (FIG. 4.1). Puis dans un deuxième temps, les forces de commande (traction et portance) seront

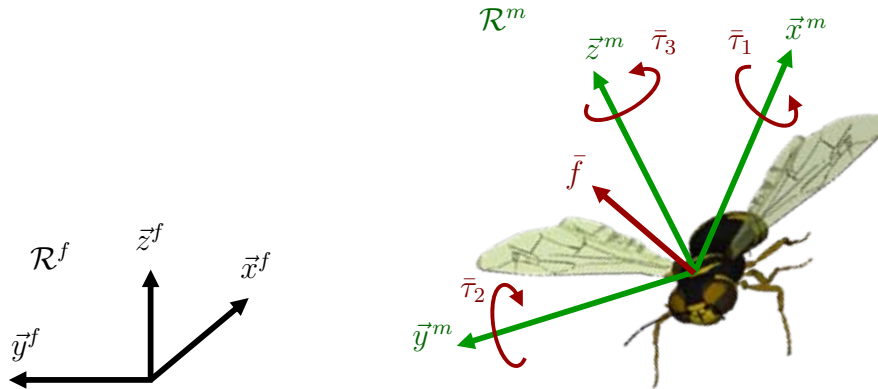


FIG. 4.1 – Les couples de commande stabilisant l'attitude du microdrone.

appliquées afin de stabiliser les mouvements longitudinal et vertical du drone (voir FIG. 4.2). Le mouvement latéral sera stabilisé en inclinant le microdrone latéralement en effectuant une rotation autour de l'axe de roulis ; la portance aura ainsi une composante suivant l'axe latéral qui constitue la commande latérale (voir FIG. 4.3). Notons que cette manœuvre est utilisée par la majorité des insectes pour effectuer des vols latéraux. La stabilité du mouvement linéaire est ainsi assurée ($P_x = P_y = P_z = 0$).

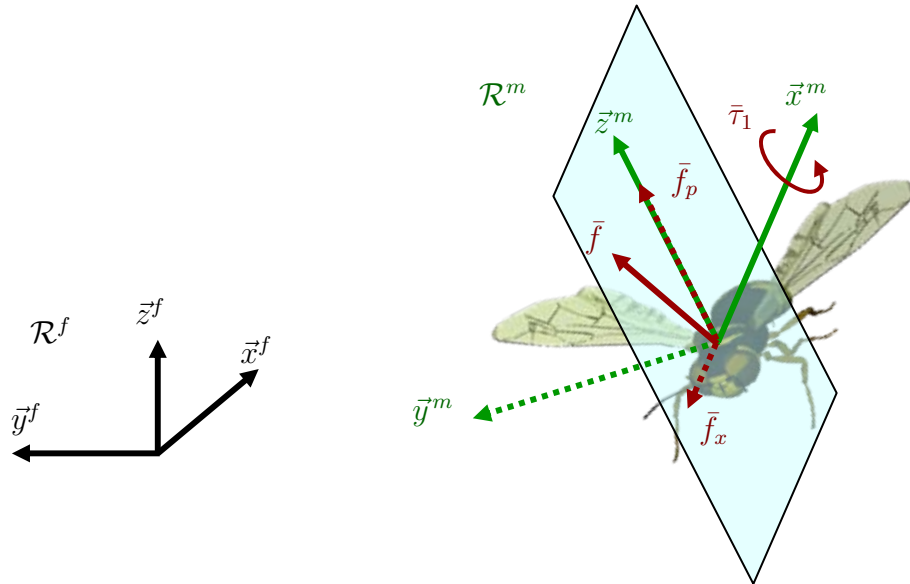


FIG. 4.2 – Les forces de commande, traction \vec{f}_x et portance \vec{f}_p , stabilisant les déplacements longitudinal et vertical du microdrone.

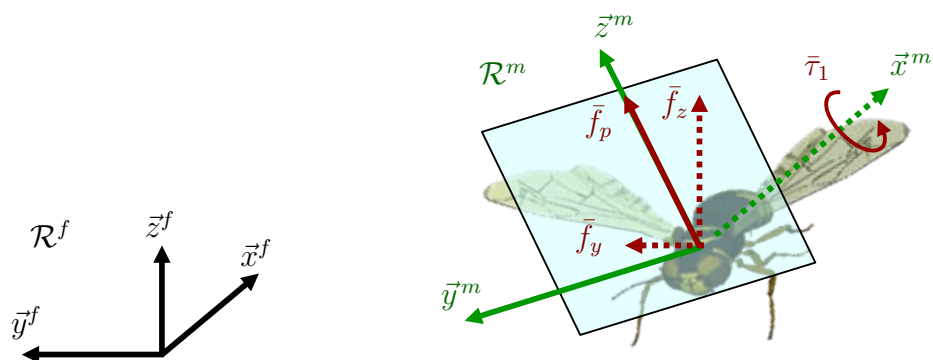


FIG. 4.3 – La décomposition de la force de portance, \vec{f}_p , en une composante latérale, \vec{f}_y , et une verticale, \vec{f}_z .

Chapitre 4. Commande de la position du microdrone

Le schéma global décrivant le fonctionnement et la stratégie de commande, en boucle fermée, du microdrone à ailes battantes est donné sur la FIG. 4.4.

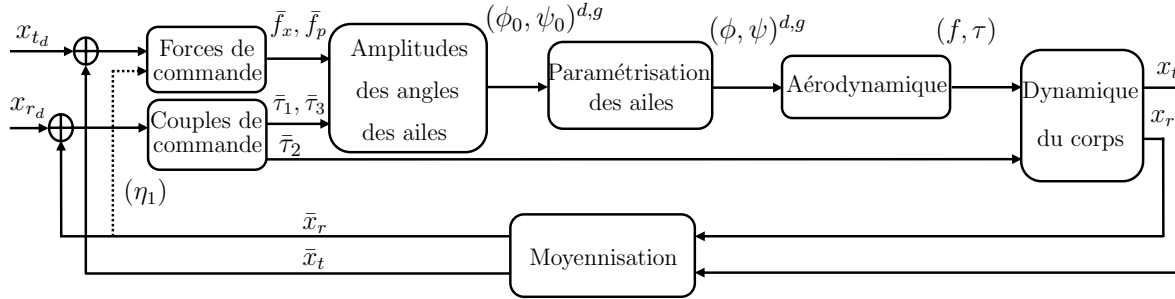


FIG. 4.4 – Le schéma bloc en boucle fermée du microdrone à ailes battantes.

Le vecteur d'état est constitué de deux parties, une linéaire et une rotationnelle : $x = [x_t, x_r]^T = [P, V, \omega, q]^T$. A partir d'une certaine position et orientation initiales x_i , la loi de commande doit pouvoir ramener le microdrone à la position et l'orientation désirées x_d . La commande en orientation a été détaillée dans le chapitre 3. Les erreurs de position et de vitesse qui constituent les entrées du bloc *Forces de commande* sont calculées par (\bar{x} représente la valeur moyenne de x)

$$P_e = \bar{P} - P_d \quad (4.1.2)$$

$$V_e = \bar{V} - V_d \quad (4.1.3)$$

$$(4.1.4)$$

Le bloc *Forces de commande* est modifié relativement au schéma de la FIG. 3.6. Les forces de commande \bar{f}_x et \bar{f}_p sont calculées par un retour d'état afin de réaliser un mouvement de translation bien précis (cf. §4.2). La commande est déterminée au début de chaque période de battement et appliquée au microdrone tout au long de cette période. L'objectif de la commande est alors de commander l'engin afin d'atteindre un point désiré P_d avec une vitesse désirée V_d

$$P \rightarrow P_d \quad \text{et} \quad V \rightarrow V_d$$

et de se stabiliser en ce point en vol stationnaire

$$P = P_d \quad \text{et} \quad V \rightarrow 0$$

4.2 Commande de la position

La commande de la position du microdrone est assurée par une commande indirecte des forces de traction, ainsi que des couples de roulis, tangage et lacet à

travers une paramétrisation adéquate des angles des ailes. Les mouvements longitudinal, de tangage et de lacet sont considérés indépendants. Par conséquent, ils sont contrôlés indépendamment en appliquant respectivement une force de commande longitudinale ainsi que des couples de tangage et de lacet (cf. chapitre 3). Reste alors à contrôler les mouvements latéral, vertical et de roulis. Le système peut être ramené au cas d'un VTOL (Vertical Taking off and Landing). Un couplage est alors imposé entre l'angle de roulis et la force verticale (cf. §4.1) afin d'assurer le mouvement latéral de l'engin.

Deux lois de commande sont proposées pour contrôler la position du microdrone. Elles sont calculées en se basant sur le modèle moyen et testées ensuite sur le modèle instantané. Les deux commandes sont bornées pour éviter les saturations au niveau des actionneurs. Elles sont simples et à faible coût de calcul donc adaptables à des systèmes de calcul embarqués. En plus, elles sont robustes vis-à-vis de retards dans le système ainsi que d'erreurs de modèle.

4.2.1 Commande à base de sommes de saturations

En supposant que le microdrone se déplace à faible vitesse, la force de frottement visqueux modélisée par le terme cV peut être négligée. Le sous-système (2.5.1-2.5.2) peut alors être considéré comme une chaîne d'intégrateurs d'ordre 2. Notons que cette simplification est considérée uniquement pour effectuer le calcul, le terme cV (2.5.2) est ensuite pris en compte dans les simulations. Comme les mouvements de tangage et de lacet sont découplés, le microdrone est supposé être stabilisé en ces deux degrés de liberté après un temps suffisamment long ($\eta_2 = \eta_3 = 0$). La dynamique de rotation n'influe que par le mouvement de roulis sur le déplacement linéaire du système. La normalisation du sous-système (2.5.1-2.5.2) en ne gardant que la dynamique du roulis donne

$$\begin{cases} \dot{p}_1 = p_2 \\ \dot{p}_2 = v_x \end{cases} \quad (4.2.1)$$

$$\begin{cases} \dot{p}_3 = p_4 \\ \dot{p}_4 = -v_h \sin(\eta_1) \\ \dot{p}_5 = p_6 \\ \dot{p}_6 = v_h \cos(\eta_1) - 1 \end{cases} \quad (4.2.2)$$

où $p = (p_1, p_2, p_3, p_4, p_5, p_6) = \frac{1}{g}(\bar{P}_x, \bar{V}_x, \bar{P}_y, \bar{V}_y, \bar{P}_z, \bar{V}_z)$ est l'état moyen du sous-système (2.5.1-2.5.2), $v_x = \frac{\bar{f}_x}{mg}$, $v_h = \frac{\bar{f}_p}{mg}$, η_1 l'angle de roulis et 1 représente la gravité normalisée. Par souci de clarté, la notation \bar{x}_t (FIG. 4.4) sera remplacée par p .

A Mouvement longitudinal

Le système normalisé (4.2.1) décrit le mouvement de translation longitudinal (avancement ou recul du microdrone). Ce déplacement est défini par un double intégrateur

(cf. Annexe A). Il peut être stabilisé en utilisant la loi de commande (B.2.1) pour un système d'ordre 2. La commande v_x a ainsi l'expression suivante

$$v_x = \frac{\tilde{v}_x}{\varepsilon_x + \varepsilon_x^2} (-\varepsilon_x \sigma(p_2) - \varepsilon_x^2 \sigma(\varepsilon_x p_1 + p_2)) \quad (4.2.3)$$

où ε_x est un paramètre positif inférieur à 1, $\sigma(\cdot)$ est une fonction de saturation différentiable (A.0.3) et \tilde{v}_x est le gain de la commande.

\tilde{v}_x respecte les bornes de saturation définies par $\Omega_{\bar{f}_x, \bar{f}_p}$ (voir FIG. 2.15(b)) dans le but de garantir des angles de battement et de rotation inférieurs aux limites maximales admissibles. La stabilité asymptotique de (p_1, p_2) est assurée (cf. preuve dans [Marchand and Hably, 2005]).

B Mouvements latéral et vertical

L'angle de roulis η_1 constitue une entrée intermédiaire du système (4.2.2). Il doit tendre vers un angle de roulis désiré défini par

$$\eta_{1d} = \arctan\left(\frac{-v_y}{v_z + 1}\right) \quad (4.2.4)$$

v_y et v_z seront déterminés plus tard. Le quaternion désiré correspondant vaut alors

$$q_d = [\cos \frac{\eta_{1d}}{2}, \sin \frac{\eta_{1d}}{2}, 0, 0]^T \quad (4.2.5)$$

Et, la vitesse angulaire désirée

$$[0, \omega_d] = 2\dot{q}_d \otimes q_d^{-1} \quad (4.2.6)$$

où q_d^{-1} est le quaternion désiré conjugué calculé par (3.2.1). ω_d vaut alors

$$\omega_d = [\dot{\eta}_{1d}, 0, 0]^T \quad (4.2.7)$$

La dérivée de l'angle de roulis désiré, défini par (4.2.4), est donnée par

$$\dot{\eta}_{1d} = \frac{-\dot{v}_y(v_z + 1) + v_y \dot{v}_z}{v_y^2 + (v_z + 1)^2} \quad (4.2.8)$$

v_y et v_z seront déterminés plus tard.

La force de portance normalisée v_h qui constitue une variable de commande de (4.2.2) est donnée par

$$v_h = \sqrt{v_y^2 + (v_z + 1)^2} \quad (4.2.9)$$

Remarque 4.2.1. En appliquant le couple de commande (3.6.1) et en se basant sur la dynamique de l'erreur du quaternion (3.2.3) et de la vitesse angulaire (3.5.1), sachant que les valeurs désirées sont calculées par (4.2.5, 4.2.7, 4.2.8), l'angle de roulis η_1 converge vers la valeur désirée η_{1d} .

Chapitre 4. Commande de la position du microdrone

Le système (4.2.2) se transforme alors en deux chaînes d'intégrateurs indépendantes d'ordre 2 [Hably et al., 2006].

$$\begin{cases} \dot{p}_3 = p_4 \\ \dot{p}_4 = v_y \end{cases} \quad \begin{cases} \dot{p}_5 = p_6 \\ \dot{p}_6 = v_z \end{cases} \quad (4.2.10)$$

En appliquant la loi de commande (B.2.1) pour $n = 2$ aux deux chaînes d'intégrateurs (4.2.10)

$$v_y = \frac{\tilde{v}_y}{\varepsilon_y + \varepsilon_y^2} (-\varepsilon_y \sigma(p_4) - \varepsilon_y^2 \sigma(\varepsilon_y p_3 + p_4)) \quad (4.2.11)$$

$$v_z = \frac{\tilde{v}_z}{\varepsilon_z + \varepsilon_z^2} (-\varepsilon_z \sigma(p_6) - \varepsilon_z^2 \sigma(\varepsilon_z p_5 + p_6)) \quad (4.2.12)$$

avec $0 < \varepsilon_y, \varepsilon_z < 1$, $\sigma(\cdot)$ est donnée par (A.0.3), les bornes de saturation \tilde{v}_y et \tilde{v}_z sont choisies tel que

$$\tilde{v}_h = \sqrt{\tilde{v}_y^2 + (\tilde{v}_z + 1)^2} \quad (4.2.13)$$

où \tilde{v}_h appartient à l'ensemble de saturation $\Omega_{\bar{f}_x, \bar{f}_p}$ (voir FIG. 2.15(b)).

Les dérivées respectives de v_y et v_z sont données par

$$\dot{v}_y = \frac{\tilde{v}_y}{\varepsilon_y + \varepsilon_y^2} (-\varepsilon_y r_y \dot{\sigma}(p_4) - \varepsilon_y^2 (\varepsilon_y p_4 + r_y) \dot{\sigma}(\varepsilon_y p_3 + p_4)) \quad (4.2.14)$$

$$\dot{v}_z = \frac{\tilde{v}_z}{\varepsilon_z + \varepsilon_z^2} (-\varepsilon_z r_z \dot{\sigma}(p_6) - \varepsilon_z^2 (\varepsilon_z p_6 + r_z) \dot{\sigma}(\varepsilon_z p_5 + p_6)) \quad (4.2.15)$$

avec

$$\begin{aligned} r_y &= -v_h \sin(\eta_1) \\ r_z &= v_h \cos(\eta_1) - 1 \end{aligned} \quad (4.2.16)$$

En remplaçant (4.2.11, 4.2.12, 4.2.14, 4.2.15) dans (4.2.8), la vitesse angulaire désirée peut être calculée.

Enfin, la stabilité asymptotique de (p_3, p_4, p_5, p_6) est assurée d'après [Marchand and Hably, 2005, Hably et al., 2006].

C Stabilité du mouvement de translation

La stabilité asymptotique de la position et la vitesse moyennes est établie : $\bar{P} \rightarrow 0$ et $\bar{V} \rightarrow 0$. En se basant sur le Théorème 2.7.1, $\|P - \bar{P}\| < k_7 T$ et $\|V - \bar{V}\| < k_8 T$ pour $k_{7,8} > 0$ et T la période de battement (suffisamment petite). Ainsi, la position et la vitesse linéaires instantanées appartiennent à des voisinages de 0.

Cette loi de commande est testée en simulation. Le microdrone est supposé parti d'une position initiale de $(1\text{ m}, 1\text{ m}, -1\text{ m})$ avec une orientation initiale $(-40^\circ, -25^\circ, 50^\circ)$. Les commandes en position et orientation doivent ramener le microdrone à l'équilibre défini

Chapitre 4. Commande de la position du microdrone

par la position $(0\text{ m}, 0\text{ m}, 0\text{ m})$ et l'orientation $(0^\circ, 0^\circ, 0^\circ)$. Notons que le couple de commande (3.6.1) est utilisé afin de stabiliser l'orientation du microdrone. Les paramètres considérés dans les simulations sont :

$$\varepsilon_x = \varepsilon_y = \varepsilon_z = 0.99 < 1 \quad (4.2.17)$$

et les bornes de saturation

$$\begin{aligned} \tilde{v}_y &= 0.5 \\ \tilde{v}_z &= 0.479 \\ \tilde{v}_x &= \frac{b_t}{a_t} \sqrt{b_t^2 - \tilde{v}_h^2} \end{aligned} \quad (4.2.18)$$

La position linéaire du microdrone ainsi que sa vitesse et les forces de commande sont tracés sur la FIG. 4.5. L'orientation, la vitesse angulaire et les couples de commande sont tracés sur la FIG. 4.6. L'évolution des amplitudes des angles de commande des ailes, droite et gauche, est montrée par la FIG. 4.7.

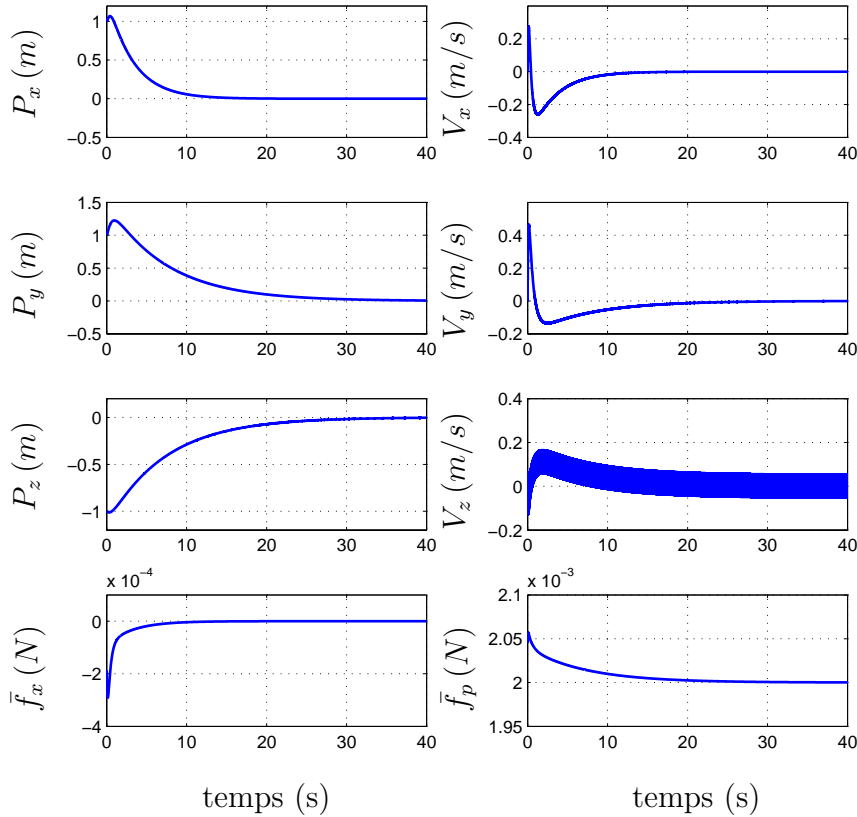


FIG. 4.5 – Evolution temporelle de la position linéaire du microdrone (gauche), ainsi que la vitesse linéaire (droite) et les forces de commande (traction et portance) appliquées au microdrone (bas). La commande est basée sur la somme de saturations.

Le système contrôlé par la présente loi de commande converge très lentement notamment pour les mouvements latéral et vertical couplés. Les résultats obtenus ne corres-

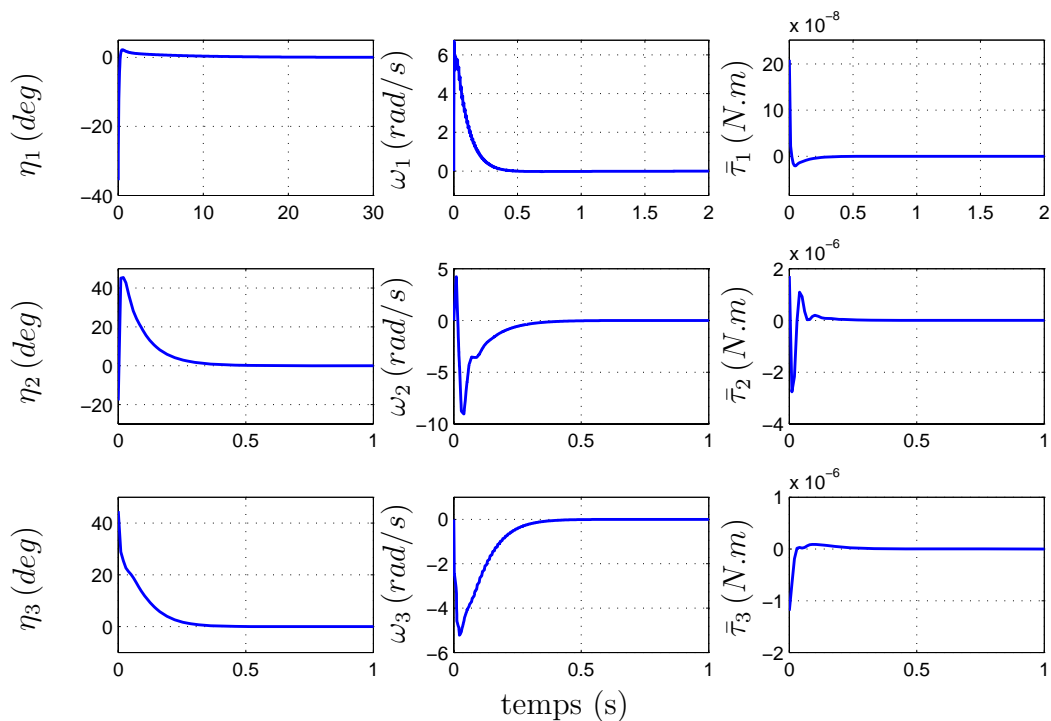


FIG. 4.6 – Evolution temporelle des angles de cardan (gauche), la vitesse angulaire du microdrone (milieu) et les couples de commande correspondants (droite). La commande étant basée sur la somme de saturation.

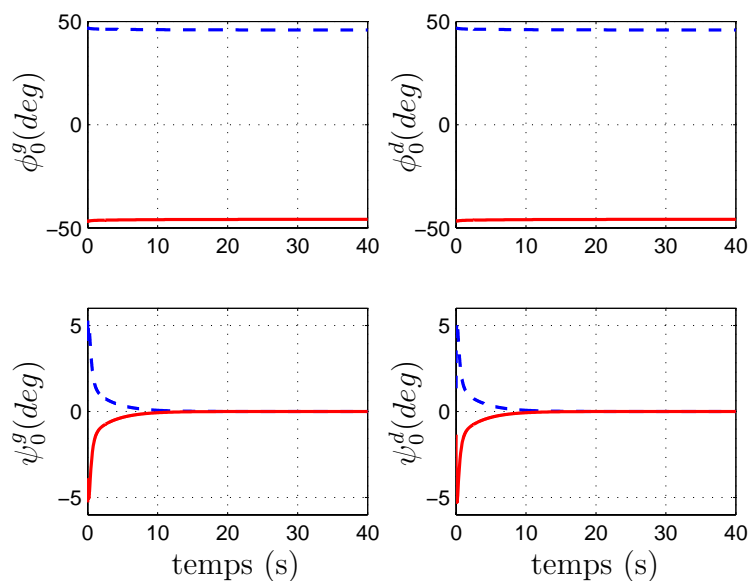


FIG. 4.7 – Les enveloppes des angles des ailes droite et gauche. La force de commande étant basée sur la somme de saturation.

pondent donc pas au cas réel des insectes en terme de vitesse de convergence. La force de traction \bar{f}_x se stabilise en 0 et la force de portance \bar{f}_p en $2 \cdot 10^{-3} N$, valeur égale au poids du microdrone. Les angles de rotation des ailes convergent alors vers 0 pour empêcher tout mouvement longitudinal, et les amplitudes des angles de battement convergent vers une valeur, dont la force de portance correspondante compense juste le poids du microdrone. Les angles de cardan ainsi que les vitesses angulaire convergent vers 0.

La loi de commande basée sur la somme de saturations place les pôles du système en $\{-\varepsilon, -\varepsilon^2, \dots, -\varepsilon^n\}$ où n est l'ordre de la chaîne d'intégrateurs et $0 < \varepsilon < 1$. Une deuxième stratégie de commande des chaînes d'intégrateurs, basée sur des saturations imbriquées, permet un placement des pôles du système en $\{-1, \dots, 1\}$. Théoriquement, la loi de commande basée sur les saturations imbriquées assure une convergence plus rapide que la loi de commande basée sur la somme de saturations. Pour cela, une seconde loi de commande, calculée à partir de saturations imbriquées et de placement de pôles, pour accélérer encore plus la dynamique de la commande, est proposée. Un étage dans la définition de la chaîne d'intégrateurs, ou dans la commande d'attitude, est ajouté dans le but d'augmenter la robustesse du microdrone.

4.2.2 Commande à base de saturations imbriquées

Dans cette partie, la loi de commande utilisée est basée sur les saturations imbriquées afin de profiter d'un maximum de puissance de la commande pour stabiliser le microdrone. Un intégrateur est ajouté dans le contrôleur afin d'augmenter la robustesse du système. Les mêmes considérations que dans le paragraphe précédent sont adoptées : le microdrone est supposé en déplacement à faible vitesse pour pouvoir négliger le terme cV (2.5.2) dans le calcul de la commande et les angles de tangage et de lacet sont supposés converger vers zéro après un temps suffisamment long ($\eta_2 = \eta_3 = 0$). En ajoutant un terme intégrateur au système (2.5.1-2.5.2) et en le normalisant, le système peut être écrit

$$\begin{cases} \dot{p}_1 = p_2 \\ \dot{p}_2 = p_3 \\ \dot{p}_3 = v_x \end{cases} \quad (4.2.19)$$

$$\begin{cases} \dot{p}_4 = p_5 \\ \dot{p}_5 = p_6 \\ \dot{p}_6 = -v_h \sin(\eta_1) \\ \dot{p}_7 = p_8 \\ \dot{p}_8 = p_9 \\ \dot{p}_9 = v_h \cos(\eta_1) - 1 \end{cases} \quad (4.2.20)$$

où $p = \frac{1}{g}(\int \bar{P}_x, \bar{P}_x, \bar{V}_x, \int \bar{P}_y, \bar{P}_y, \bar{V}_y, \int \bar{P}_z, \bar{P}_z, \bar{V}_z) = (p_1, \dots, p_9)$ est l'état moyen du sous-système de translation, $v_x = \frac{\bar{f}_x}{mg}$, $v_h = \frac{\bar{f}_p}{mg}$ avec \bar{f}_x and \bar{f}_p les forces de commande de

traction et de portance respectivement, η_1 l'angle de roulis et 1 la gravité normalisée.

A Mouvement longitudinal

Le système (4.2.19) définit une chaîne d'intégrateurs d'ordre 3 (A.0.9). Il peut être stabilisé en utilisant la loi de commande basée sur les saturations imbriquées (B.1.1) en tenant compte des améliorations apportées dans [Johnson and Kannan, 2003, Marchand, 2003]. Ainsi, le changement de variables donné par (B.1.3) développé à l'ordre 3 pour un placement de pôles en $\{-a_1, -a_2, -a_3\}$ s'écrit

$$\begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ y_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_1 a_2 a_3 & a_3(a_1 + a_2) & a_3 \\ 0 & a_1 a_2 & a_2 \\ 0 & 0 & a_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix}$$

ou sous une forme plus compacte

$$y = \Pi x \quad (4.2.21)$$

avec $\Pi_{i,j}$ l'élément à la $i^{\text{ème}}$ ligne et la $j^{\text{ème}}$ colonne de Π .

L'expression de v_x peut alors être écrite

$$\begin{aligned} v_x = -\sigma_{\tilde{v}_x} & \left(\Pi_{x_{3,3}} p_3 + \sigma_{\gamma_2(\Pi_{x_{3,3}} p_3, L_{x_3}, M_{x_2})} (\Pi_{x_{2,3}} p_3 + \Pi_{x_{2,2}} p_2 + \dots \right. \\ & \left. \sigma_{\gamma_1(\Pi_{x_{2,3}} p_3 + \Pi_{x_{2,2}} p_2, L_{x_2}, M_{x_1})} (\Pi_{x_{1,3}} p_3 + \Pi_{x_{1,2}} p_2 + \Pi_{x_{1,1}} p_1)) \right) \end{aligned} \quad (4.2.22)$$

où \tilde{v}_x est le seuil de saturation de v_x et respecte les bornes de saturation définies par $\Omega_{\tilde{f}_x, \tilde{f}_p}$ (voir FIG. 2.15(b)). $\sigma(\cdot)$ est une fonction de saturation différentiable (A.0.3) et Π_x est la matrice de transformation relative au mouvement longitudinal.

La stabilité asymptotique de (p_1, p_2, p_3) est prouvée d'après [Johnson and Kannan, 2003, Marchand, 2003].

B Mouvements latéral et vertical

La stratégie de stabilisation des mouvements latéral et vertical est identique à celle du §4.2.1.B. L'angle de roulis désiré η_{1_d} est donné par l'équation (4.2.4) et la force de portance normalisée v_h par (4.2.9). Quand l'angle de roulis η_1 converge vers l'angle de roulis désiré η_{1_d} , le système (4.2.20) peut être transformé en deux chaînes d'intégrateurs indépendantes d'ordre 3.

$$\begin{cases} \dot{p}_4 = p_5 \\ \dot{p}_5 = p_6 \\ \dot{p}_6 = v_y \end{cases} \quad \begin{cases} \dot{p}_7 = p_8 \\ \dot{p}_8 = p_9 \\ \dot{p}_9 = v_z \end{cases} \quad (4.2.23)$$

Chapitre 4. Commande de la position du microdrone

Les commandes v_y et v_z peuvent être définies en appliquant (B.1.2) à l'ordre 3 et en se basant sur (B.1.3)

$$v_y = -\sigma_{\tilde{v}_y} \left(\Pi_{y3,3} p_6 + \sigma_{\gamma_2(\Pi_{y3,3} p_6, L_{y3}, M_{y2})} (\Pi_{y2,3} p_6 + \Pi_{y2,2} p_5 + \dots \right. \\ \left. \sigma_{\gamma_1(\Pi_{y2,3} p_6 + \Pi_{y2,2} p_5, L_{y2}, M_{y1})} (\Pi_{y1,3} p_6 + \Pi_{y1,2} p_5 + \Pi_{y1,1} p_4)) \right) \quad (4.2.24)$$

$$v_z = -\sigma_{\tilde{v}_z} \left(\Pi_{z3,3} p_9 + \sigma_{\gamma_2(\Pi_{z3,3} p_9, L_{z3}, M_{z2})} (\Pi_{z2,3} p_9 + \Pi_{z2,2} p_8 + \dots \right. \\ \left. \sigma_{\gamma_1(\Pi_{z2,3} p_9 + \Pi_{z2,2} p_8, L_{z2}, M_{z1})} (\Pi_{z1,3} p_9 + \Pi_{z1,2} p_8 + \Pi_{z1,1} p_7)) \right) \quad (4.2.25)$$

$\sigma(\cdot)$ est une fonction de saturation différentiable (A.0.3), $\gamma(\cdot)$ est une fonction de niveau définie par (A.0.5). \tilde{v}_y et \tilde{v}_z sont les valeurs maximales des commandes latérale et verticale respectivement et doivent vérifier l'équation (4.2.13) de façon à ce que \tilde{v}_h respecte les bornes de saturation définies par l'ensemble $\Omega_{\bar{f}_x, \bar{f}_p}$. Π_y et Π_z sont les matrices de transformation correspondant aux placements de pôles pour les mouvements latéral et vertical.

L'angle de roulis désiré et par suite le quaternion désiré, la vitesse angulaire désirée, le quaternion d'erreur et l'erreur en vitesse angulaire sont donnés respectivement par (4.2.4), (4.2.5), (4.2.7), (3.2.3) et (3.5.1). La dérivée de l'angle de roulis est donnée par (4.2.8) où

$$\dot{v}_y = -\dot{\sigma}_{\tilde{v}_y} \left(\Pi_{y3,3} p_6 + \sigma_{\gamma_2(\Pi_{y3,3} p_6, L_{y3}, M_{y2})} (\Pi_{y2,2} p_5 + \Pi_{y2,3} p_6 + \dots \right. \\ \left. \sigma_{\gamma_1(\Pi_{y2,2} p_5 + \Pi_{y2,3} p_6, L_{y2}, M_{y1})} (\Pi_{y1,1} p_4 + \Pi_{y1,2} p_5 + \Pi_{y1,3} p_6)) \right) \cdot \left\{ \Pi_{y3,3} r_y + \dots \right. \\ \left. \dot{\sigma}_{\gamma_2(\Pi_{y3,3} p_6, L_{y3}, M_{y2})} (\Pi_{y2,2} p_5 + \Pi_{y2,3} p_6 + \dots \right. \\ \left. \sigma_{\gamma_1(\Pi_{y2,2} p_5 + \Pi_{y2,3} p_6, L_{y2}, M_{y1})} (\Pi_{y1,1} p_4 + \Pi_{y1,2} p_5 + \Pi_{y1,3} p_6)) \cdot [\Pi_{y2,2} p_6 + \Pi_{y2,3} r_y + \dots \right. \\ \left. \dot{\sigma}_{\gamma_1(\Pi_{y2,2} p_5 + \Pi_{y2,3} p_6, L_{y2}, M_{y1})} (\Pi_{y1,1} p_4 + \Pi_{y1,2} p_5 + \Pi_{y1,3} p_6) \cdot (\Pi_{y1,1} p_5 + \Pi_{y1,2} p_6 + \Pi_{y1,3} r_y)] \right\} \quad (4.2.26)$$

$$\dot{v}_z = -\dot{\sigma}_{\tilde{v}_z} \left(\Pi_{z3,3} p_9 + \sigma_{\gamma_2(\Pi_{z3,3} p_9, L_{z3}, M_{z2})} (\Pi_{z2,2} p_8 + \Pi_{z2,3} p_9 + \dots \right. \\ \left. \sigma_{\gamma_1(\Pi_{z2,2} p_8 + \Pi_{z2,3} p_9, L_{z2}, M_{z1})} (\Pi_{z1,1} p_7 + \Pi_{z1,2} p_8 + \Pi_{z1,3} p_9)) \right) \cdot \left\{ \Pi_{z3,3} r_z + \dots \right. \\ \left. \dot{\sigma}_{\gamma_2(\Pi_{z3,3} p_9, L_{z3}, M_{z2})} (\Pi_{z2,2} p_8 + \Pi_{z2,3} p_9 + \dots \right. \\ \left. \sigma_{\gamma_1(\Pi_{z2,2} p_8 + \Pi_{z2,3} p_9, L_{z2}, M_{z1})} (\Pi_{z1,1} p_7 + \Pi_{z1,2} p_8 + \Pi_{z1,3} p_9)) \cdot [\Pi_{z2,2} p_9 + \Pi_{z2,3} r_z + \dots \right. \\ \left. \dot{\sigma}_{\gamma_1(\Pi_{z2,2} p_8 + \Pi_{z2,3} p_9, L_{z2}, M_{z1})} (\Pi_{z1,1} p_7 + \Pi_{z1,2} p_8 + \Pi_{z1,3} p_9) \cdot (\Pi_{z1,1} p_8 + \Pi_{z1,2} p_9 + \Pi_{z1,3} r_z)] \right\} \quad (4.2.27)$$

avec r_y et r_z définis par (4.2.16) et $\dot{\sigma}(\cdot)$ par (A.0.4).

La stabilité asymptotique de (p_4, \dots, p_9) est démontrée en se basant sur [Johnson and Kannan, 2003, Marchand, 2003, Hably et al., 2006].

C Stabilité du mouvement de translation

La stabilité asymptotique de la position et de la vitesse moyennes est établie : $\bar{P} \rightarrow 0$ et $\bar{V} \rightarrow 0$. En se basant sur le Théorème 2.7.1, $\|P - \bar{P}\| < k_9 T$ et $\|V - \bar{V}\| < k_{10} T$ pour $k_{9,10} > 0$ et T la période de battement (suffisamment petite). Ainsi, la position et la vitesse linéaires instantanées appartiennent à des voisinages de 0.

Cette loi de commande est testée en simulation en utilisant le modèle simplifié du microdrone. Les conditions initiales sont identiques au cas précédent. Un placement de pôles en $(-a_{1_x}, -a_{2_x}, -a_{3_x}) = (-3, -3, -3)$ est choisi pour la dimension longitudinale, en $(-a_{1_y}, -a_{2_y}, -a_{3_y}) = (-3.5, -3.5, -3.5)$ pour la dimension latérale et en $(-a_{1_z}, -a_{2_z}, -a_{3_z}) = (-2.5, -2.5, -2.5)$ pour la dimension verticale. Ce placement de pôles améliore nettement le temps de convergence du système en boucle fermée (relativement au cas précédent) et se rapproche plus du temps de réponse des insectes (voir FIG. 4.8). Les bornes de saturation sont choisies égales au cas précédent (4.2.18). Le choix effectué précédemment consistant à favoriser la convergence du mouvement de roulis par rapport au mouvement de lacet (FIG. 2.15(b)) est respecté. En effet, la borne de saturation de la force de traction \bar{f}_x dépend de la valeur de la force de portance \bar{f}_p (FIG. 4.8). Les forces de commande \bar{f}_x et \bar{f}_p sont saturées au début, ce qui signifie que la commande agit au maximum pour faire converger le système rapidement. De ce fait, le système présente un dépassement. D'après la FIG. 4.9, nous remarquons le couplage entre l'angle de roulis et les mouvements vertical et latéral. Les mouvements de tangage et de lacet sont indépendants. La FIG. 4.10 montre que les amplitudes des angles de battement atteignent leur valeur maximale au début, puis se stabilisent en une valeur qui permet de générer la force verticale nécessaire pour compenser le poids. Les angles de rotation se stabilisent en 0 pour ne pas générer un mouvement de translation. Remarquons aussi que l'angle de rotation change de signe quand il y a le dépassement ; l'aile est alors orientée vers l'arrière pendant le demi-battement vers le bas et elle est orientée vers l'avant pendant le demi-battement vers le haut. La force de traction moyenne sur une période de battement est ainsi dirigée vers l'arrière ($\bar{f}_x > 0$), provoquant ainsi un vol à reculons. Notons que cette manœuvre est exécutée par certains types d'insectes [Dudley, 2002].

4.2.3 Suivi de trajectoire

La commande est testée pour un suivi de trajectoire. Les valeurs moyennes du vecteur d'état considérées dans la loi de commande sont remplacées par les valeurs moyennes des dynamiques d'erreur du vecteur d'état. Une trajectoire en forme de spirale est choisie.

$$\begin{aligned} x_d &= -0.5 \sin(0.3 t) \\ y_d &= -0.5 \cos(0.3 t) \\ z_d &= t \end{aligned} \tag{4.2.28}$$

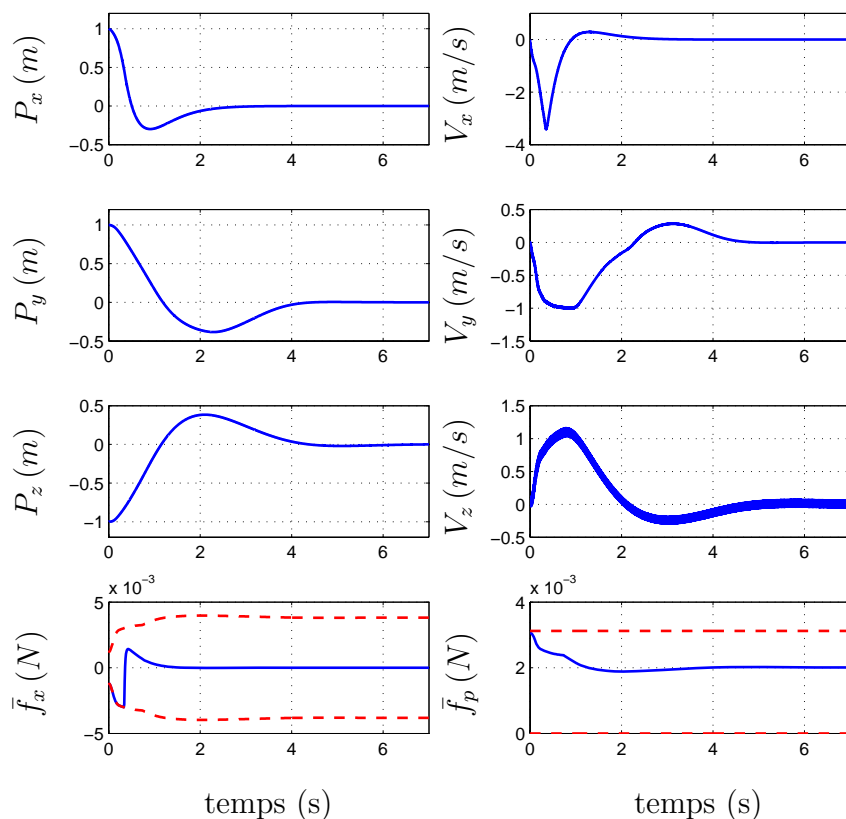


FIG. 4.8 – Evolution temporelle de la position linéaire du microdrone (gauche), ainsi que la vitesse linéaire (droite) et les forces de commande (traction et portance) appliquées au microdrone (bas). La commande étant basée sur des saturations imbriquées avec un placement de pôles.

La commande basée sur les saturations imbriquées est utilisée parce qu'elle présente une rapidité de convergence par rapport à la commande à base de somme de saturations.

Le microdrone est supposé partir de l'origine du repère fixe \mathcal{R}^f , tel que les axes du repère mobile \mathcal{R}^m sont colinéaires avec ceux de \mathcal{R}^f . La vitesse linéaire et la vitesse angulaire initiales sont supposées nulles. Le mouvement du microdrone en 3D est tracé sur la FIG. 4.11. La courbe présente un certain dépassement au début qui apparaît plus clairement suivant les trois axes (FIG. 4.12) puis rejoint parfaitement la courbe désirée. Les angles de cardan, les vitesses angulaires et les couples de commande suivant les trois axes sont tracés sur la FIG. 4.13. Les enveloppes des angles des ailes sont tracées sur la FIG. 4.14.

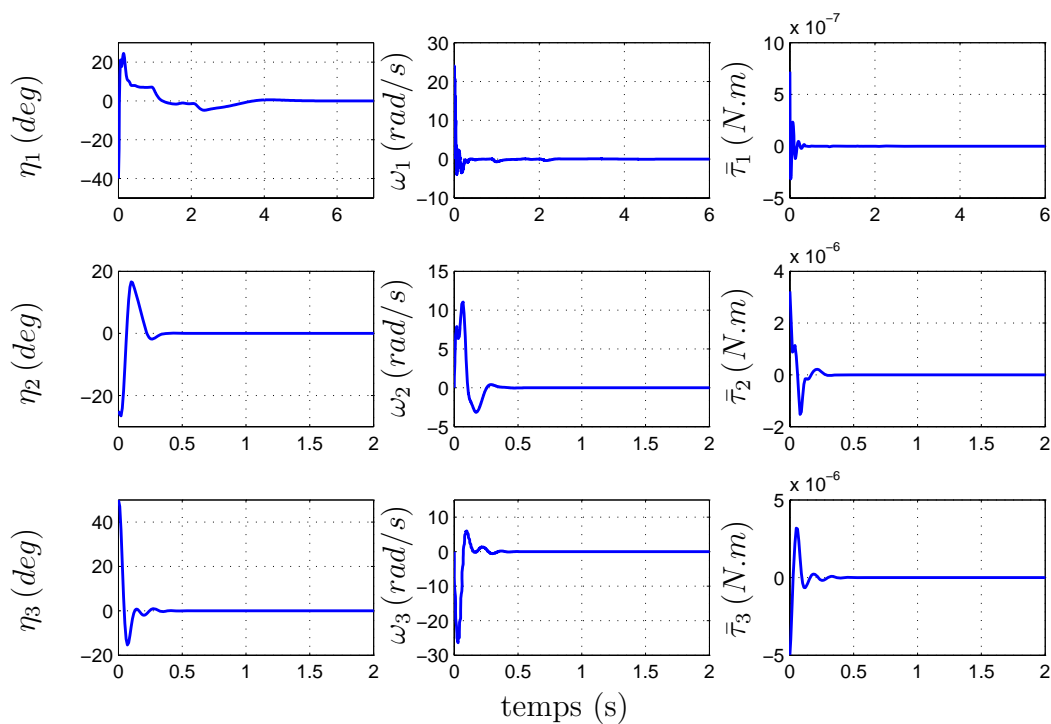


FIG. 4.9 – Evolution temporelle des angles de cardan (gauche), la vitesse angulaire du microdrone (milieu) et les couples de commande correspondants (droite). La commande étant basée sur des saturations imbriquées avec un placement de pôles. Les tracés suivant les axes \vec{y}^m et \vec{z}^m sont zoomés sur les deux premières secondes.

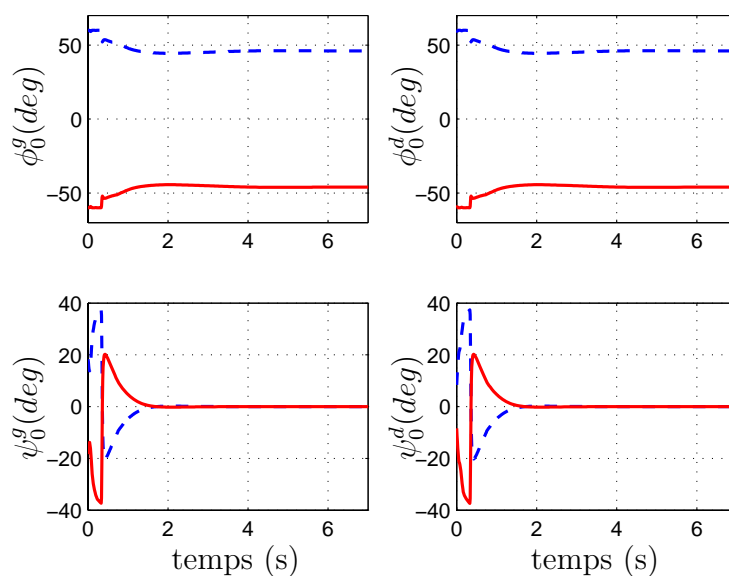


FIG. 4.10 – Les enveloppes des angles des ailes droite et gauche. La force de commande étant basée sur des saturations imbriquées avec un placement de pôles.

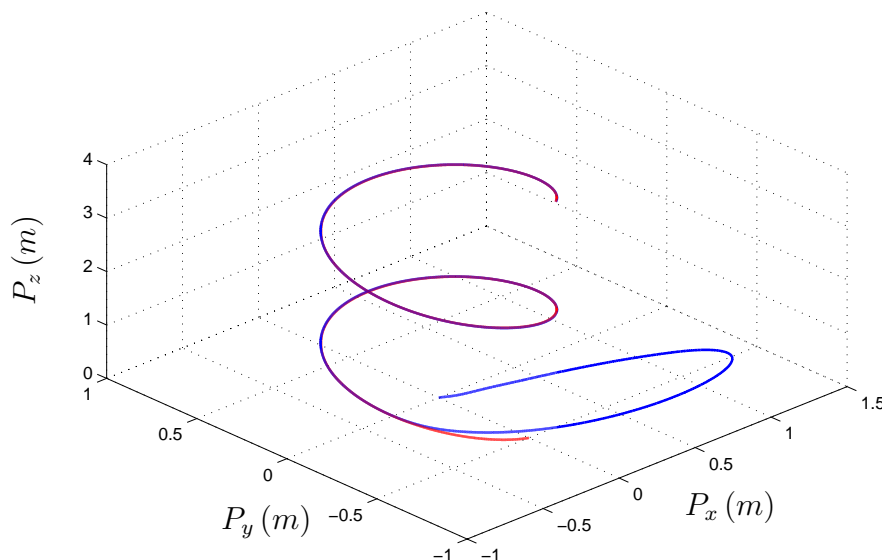


FIG. 4.11 – Suivi de trajectoire : La trajectoire en 3D du drone à ailes battantes, la trajectoire désirée est tracée en rouge et la trajectoire courante en bleu. La commande étant basée sur des saturations imbriquées avec un placement de pôles.

4.3 Tests de robustesse

Les efforts déployés par les aérodynamiciens ne sont pas capables de nos jours d'expliquer et de calculer tous les effets instationnaires de l'aérodynamique présents à faible nombre de Reynolds et caractérisant le vol des insectes. Par conséquent, aucun simulateur précis représentant le vol des insectes n'est encore développé. D'un autre côté, malgré le progrès technologique, aucun prototype de microdrone à ailes battantes n'a effectué jusqu'à présent un vol autonome. Le seul prototype qui existe à l'échelle de l'OVMI [Wood, 2007b] est commandé en boucle ouverte pour assurer uniquement un mouvement vertical. Notons aussi que la contrainte de poids et de dimension du drone nécessite l'utilisation de microsystemes de calcul qui sont en général peu puissants. Pour cela, un modèle simplifié du microdrone a été présenté dans cette thèse dans le but de développer des lois de commande très simples et à faible coût de calcul. Dans ce paragraphe, des tests de robustesse sont développés afin de justifier les simplifications considérées et d'étudier le comportement du système en présence d'erreurs de modèle, de perturbations, etc.

Remarque 4.3.1. La commande basée sur les saturations imbriquées avec un placement de pôles est utilisée dans tous les tests de robustesse. Les pôles sont placés en $(-a_{1x}, -a_{2x}, -a_{3x}) = (-3, -3, -3)$ pour la dimension longitudinale, en $(-a_{1y}, -a_{2y}, -a_{3y}) = (-3.5, -3.5, -3.5)$ pour la dimension latérale et en

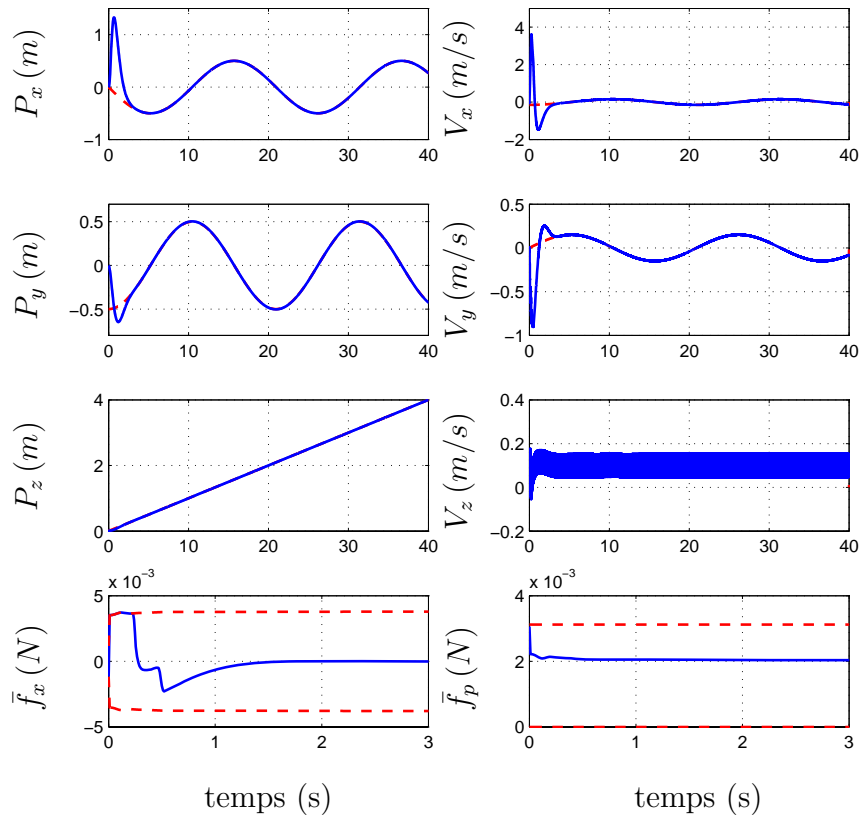


FIG. 4.12 – Suivi de trajectoire : Evolution temporelle de la position linéaire du microdrone (gauche), ainsi que la vitesse linéaire (droite), la courbe courante est tracée en trait bleu continu et la courbe désirée en rouge interrompu. Les forces de commande (traction et portance) appliquées au microdrone sont tracées en bas et elles sont zoomées sur les trois premières secondes. La commande étant basée sur des saturations imbriquées avec un placement de pôles.

$(-a_{1_z}, -a_{2_z}, -a_{3_z}) = (-2.5, -2.5, -2.5)$ pour la dimension verticale.

4.3.1 Robustesse vis-à-vis de perturbations externes

Durant son vol, le microdrone peut subir différents types de perturbations comme une rafale de vent, pluie, choc, etc. Notons qu'une goutte de pluie pèse environ $5 \cdot 10^{-6} N$. Afin de simuler l'effet de ces perturbations, des forces et des couples externes sont supposés appliqués au corps du microdrone à $t = 7 s$ pendant 10 périodes de battement. Les amplitudes des forces et couples de perturbation valent $(5 \cdot 10^{-3} N, 5 \cdot 10^{-3} N, 3 \cdot 10^{-3} N)$ et $(3 \cdot 10^{-5} N.m, 3 \cdot 10^{-5} N.m, 3 \cdot 10^{-5} N.m)$ respectivement, suivant les trois axes du repère mobile \mathcal{R}^m . Les valeurs des perturbations considérées dans la simulation sont alors im-

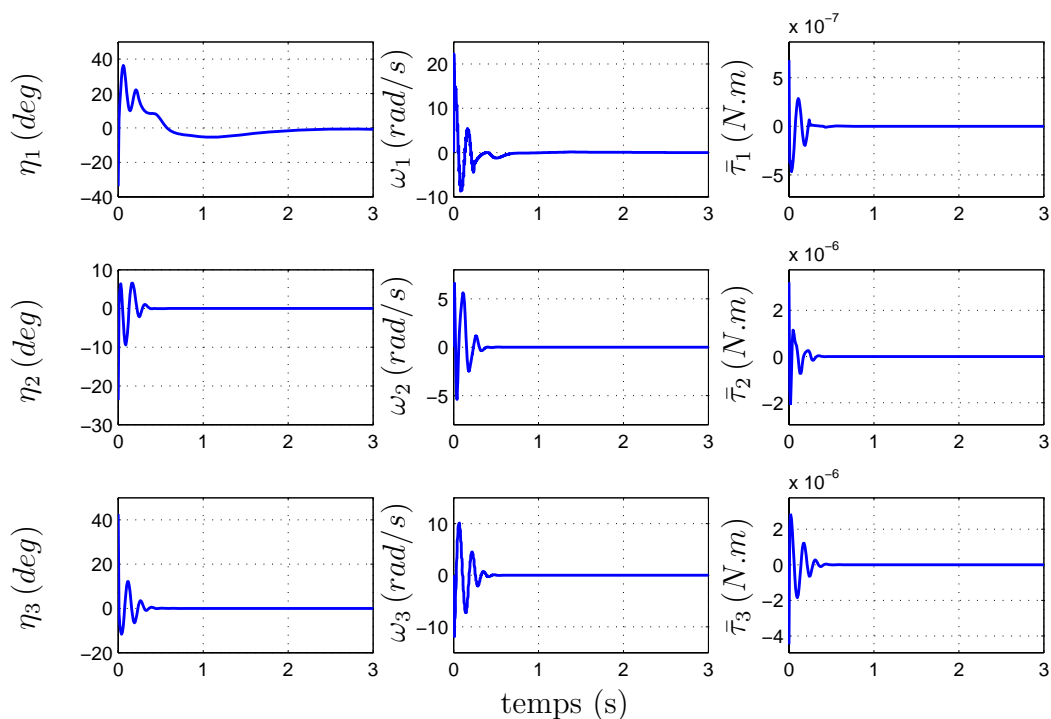


FIG. 4.13 – Suivi de trajectoire : Evolution temporelle des angles de cardan (gauche), la vitesse angulaire du microdrone (milieu) et les couples de commande correspondants (droite). La commande étant basée sur des saturations imbriquées avec un placement de pôles. Les tracés sont zoomés sur les trois premières secondes.

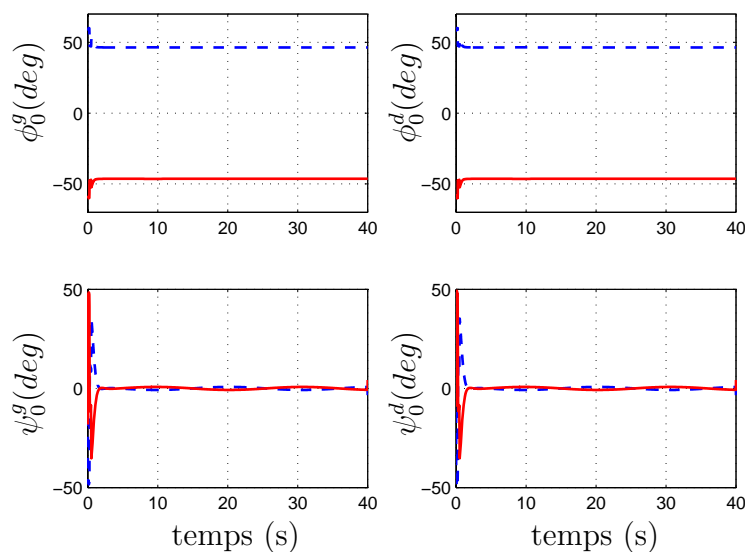


FIG. 4.14 – Suivi de trajectoire : Les enveloppes des angles des ailes droite et gauche. La force de commande étant basée sur des saturations imbriquées avec un placement de pôles.

portantes en comparaison avec la goutte d'eau (environ 1000 fois le poids d'une goutte d'eau). Elles sont simulées pour montrer l'importance des saturations et leur rôle dans l'évitement de la divergence du système. Quoique la perturbation suivant l'axe vertical du microdrone soit la plus faible, son effet sur le mouvement vertical est le plus remarquable (FIG. 4.15). Les forces et couples de commande coopèrent ensemble afin de surmonter l'effet des perturbations et ramener le corps à la stabilité. Ces commandes saturent afin d'utiliser toute leur puissance (FIG. 4.15). L'évolution des angles de cardan du corps, de la vitesse angulaire suivant les trois axes du repère \mathcal{R}^m et les couples de commande est montrée sur la FIG. 4.16, elle est zoomée autour de la saturation sur la FIG. 4.17. Le microdrone effectue plusieurs tours autour de ses axes pendant cette saturation, il atteint des vitesses angulaires très élevées notamment suivant l'axe de roulis. Les couples de roulis et de tangage saturent pendant la perturbation. Le choix effectué de favoriser la commande de roulis par rapport à la commande en lacet apparaît dans la simulation : la borne de saturation du couple de lacet dépend de la valeur du couple de roulis. Cette perturbation est aussi décelable au niveau des angles de commande des ailes : les angles de battement saturent (FIG. 4.18).

Notons que la durée d'application de la perturbation n'affecte pas la convergence du système en raison de la stabilité globale du système en boucle fermée. Certes, appliquer la perturbation pendant un temps plus long éloigne le corps davantage de la position et de l'orientation d'équilibre et par suite augmente le temps nécessaire pour assurer la convergence du système en boucle fermée.

4.3.2 Robustesse vis-à-vis d'erreurs sur les paramètres aérodynamiques

Les paramètres aérodynamiques sont connus pour être en général difficiles à identifier. Ils varient suivant l'orientation de l'engin et suivant la nature du milieu dans lequel s'effectue le vol. Ce fait est important pour une implémentation de la commande en temps réel, le microdrone étant supposé capable d'effectuer des missions dans des endroits ayant des caractéristiques aérodynamiques différentes. Dans cette thèse, le paramètre aérodynamique C est considéré constant dans une demi-période. Un test de robustesse validant cette simplification est alors mis en œuvre. Ce test consiste à introduire une erreur additive dans l'évaluation du paramètre C

$$C_{pert} = C - \Delta C \quad (4.3.1)$$

où ΔC est une variable aléatoire suivant une loi uniforme sur l'intervalle $[0, 1.5]$; C_{pert} varie alors dans l'intervalle $[2, 3.5]$ (C étant égal à 3.5). Une mise à jour de la valeur de C_{pert} est effectuée au début de chaque période de battement. Certes, une telle variation très rapide du coefficient aérodynamique est non réaliste. Elle est simulée uniquement

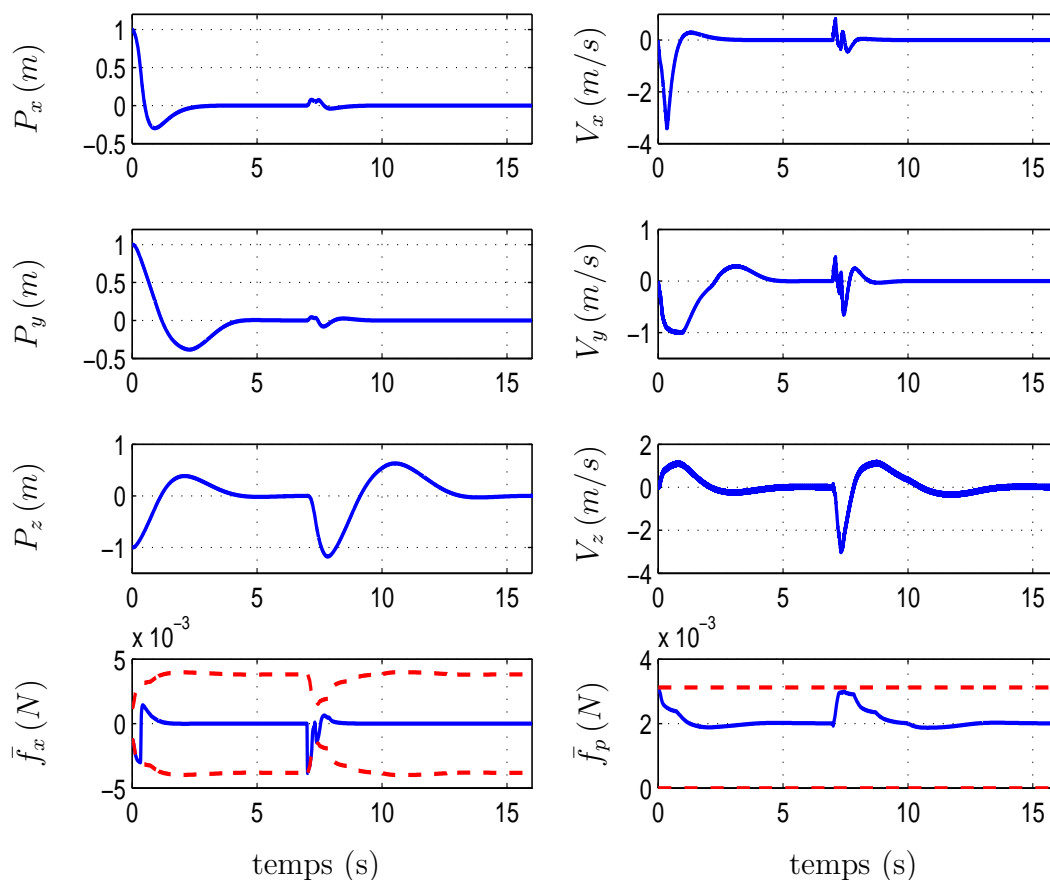


FIG. 4.15 – Robustesse vis-à-vis de perturbations externes appliquées à $t = 7$ s : Evolution temporelle de la position linéaire du microdrone (gauche), ainsi que la vitesse linéaire (droite) et les forces de commande (traction et portance) appliquées au microdrone (en bas).

pour souligner la robustesse de la loi de commande vis-à-vis de ce paramètre.

La variation aléatoire du paramètre C_{pert} utilisé dans le calcul de l'effort aérodynamique affecte surtout le mouvement vertical du microdrone : la convergence est établie en un temps plus long que le cas nominal (FIG. 4.19). L'aspect aléatoire apparaît sur l'évolution du mouvement vertical P_z , de la vitesse verticale V_z et de la force de portance \bar{f}_p . Les angles de roulis, de tangage et de lacet ainsi que les vitesses angulaires et les couples suivant les trois axes du repère \mathcal{R}^m sont tracés sur la FIG. 4.20. Les enveloppes des angles des ailes sont tracées sur la FIG. 4.21 où les petites oscillations dues à la variation aléatoire de C_{pert} sont visibles.

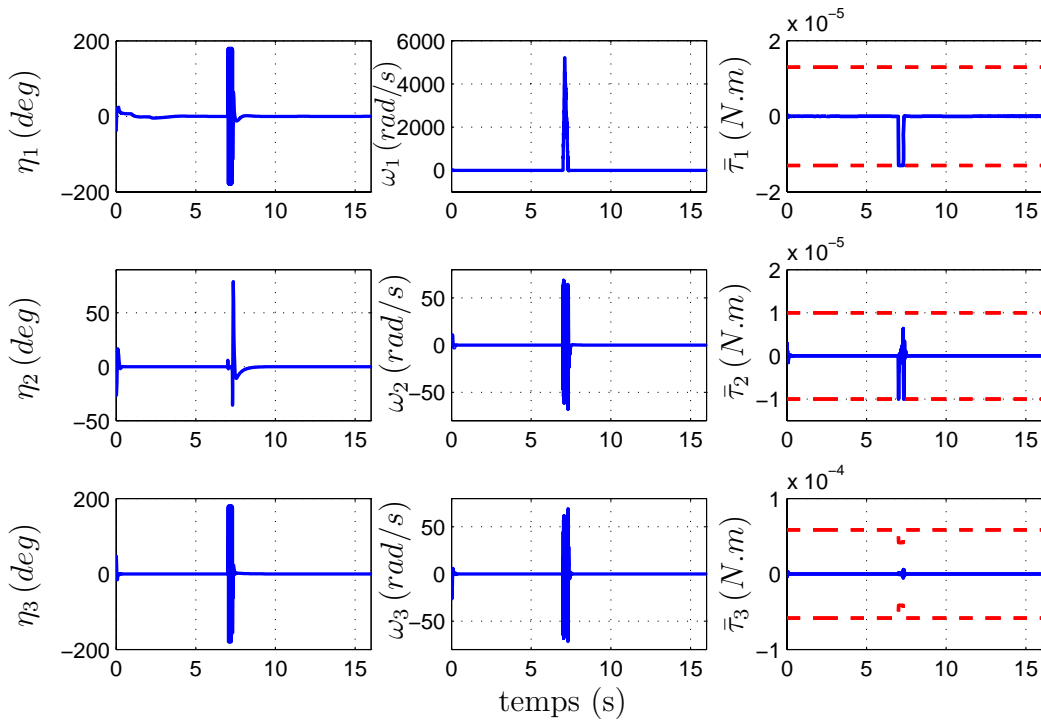


FIG. 4.16 – Robustesse vis-à-vis de perturbations externes appliquée à $t = 7\text{ s}$: Evolution temporelle des angles de cardan (gauche), la vitesse angulaire du microdrone (milieu) et les couples de commande correspondants (droite).

4.3.3 Robustesse vis-à-vis d'une dissymétrie des forces des ailes

La fabrication des ailes du microdrone peut subir une certaine imperfection, par exemple, dans la répartition des matériaux. Ceci peut se traduire par une différence des amplitudes des forces aérodynamiques générées par les ailes droite et gauche. La force développée par l'aile gauche est supposée réduite de 10% de sa valeur nominale. La convergence de la position et de la vitesse linéaires ainsi que des forces aérodynamiques correspondantes est montrée sur la FIG. 4.22. Les angles de roulis, tangage et lacet du corps du microdrone, ainsi que sa vitesse angulaire et les couples de commande sont tracés sur la FIG. 4.23. Le microdrone chute en début du vol parce que la force aérodynamique totale est réduite et ne compense plus le poids. La loi de commande agit ensuite pour compenser cette dissymétrie et assurer le vol ascendant. En raison de la dissymétrie des amplitudes des forces développées par chaque aile, un couple aérodynamique positif est généré suivant l'axe de roulis. Par conséquent, le couple de commande en roulis ne converge pas vers zéro, mais vers une valeur constante qui compense le couple aérodynamique créé. De plus, la force de portance ne converge pas vers mg , mais vers une valeur constante qui compense le poids et la réduction de la force aérodynamique. Les enveloppes des amplitudes des angles des ailes sont tracées sur la FIG. 4.24. L'amplitude

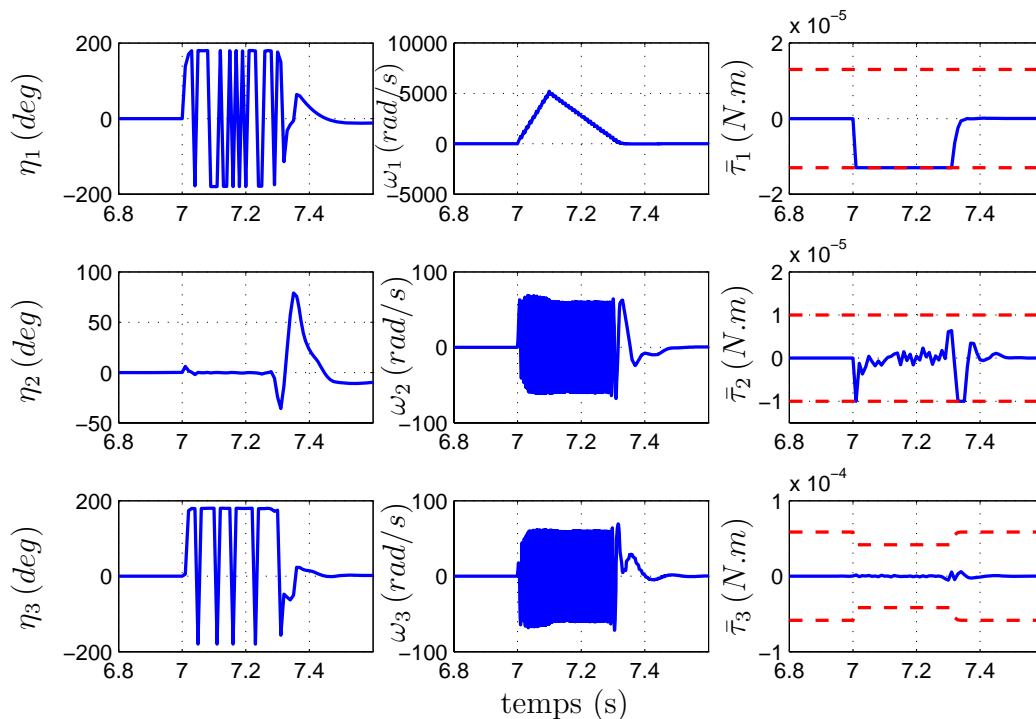


FIG. 4.17 – Robustesse vis-à-vis de perturbations externes appliquée à $t = 7$ s : Evolution temporelle des angles de cardan (gauche), la vitesse angulaire du microdrone (milieu) et les couples de commande correspondants (droite). Les courbes sont zoomées autour de la perturbation.

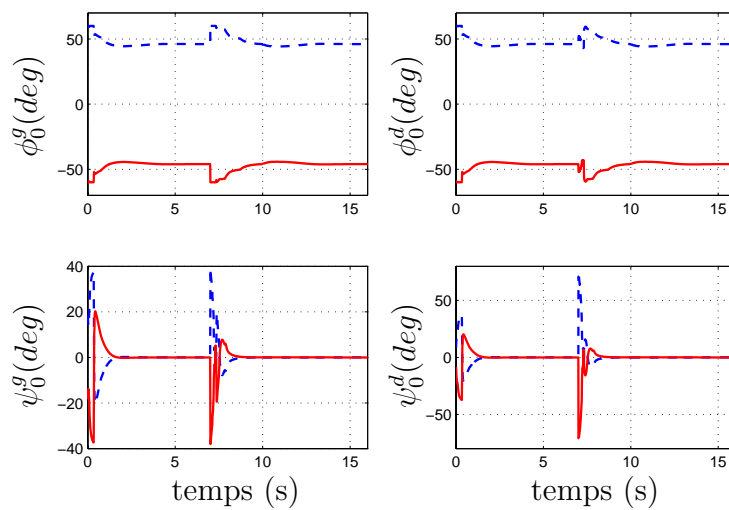


FIG. 4.18 – Robustesse vis-à-vis de perturbations externes appliquée à $t = 7$ s : Les enveloppes des angles des ailes droite et gauche.

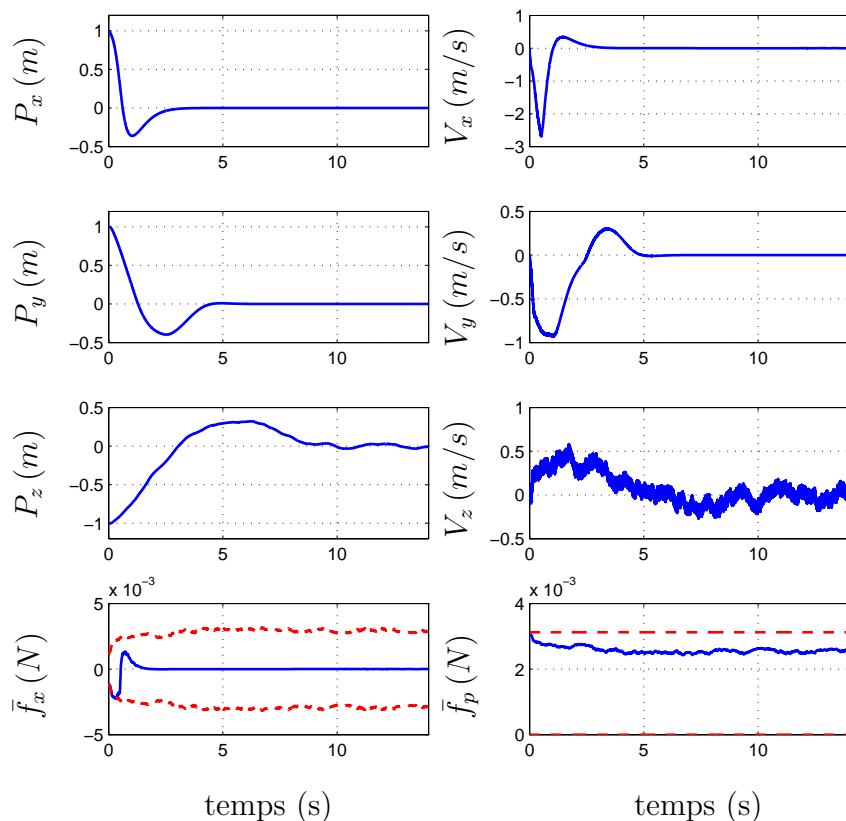


FIG. 4.19 – Robustesse vis-à-vis d’erreurs aérodynamiques : Evolution temporelle de la position linéaire du microdrone (gauche), ainsi que la vitesse linéaire (droite) et les forces de commande (traction et portance) appliquées au microdrone (bas).

de l’angle de battement de l’aile gauche est supérieure à celle de l’aile droite afin de créer le couple de commande non nul suivant l’axe de roulis.

4.3.4 Robustesse vis-à-vis d’une dissymétrie des centres aérodynamiques des ailes droite et gauche

L’imperfection dans la fabrication des ailes peut induire aussi une dissymétrie dans les positions des centres aérodynamiques des ailes droite et gauche. Une erreur de $[5, 50, 0]$ % par rapport à la valeur nominale est considérée pour l’aile droite. Cette erreur crée une dissymétrie des couples aérodynamiques de roulis et de tangage. Ainsi, les couples de commande suivant les axes de roulis et de tangage ne convergent pas vers zéro, mais vers des valeurs qui compensent les couples dus à l’erreur de la position du centre aérodynamique (FIG. 4.26). Les angles et vitesses angulaires convergent bien vers 0. Par ailleurs, la force de portance ne converge pas vers mg , mais vers une valeur constante qui

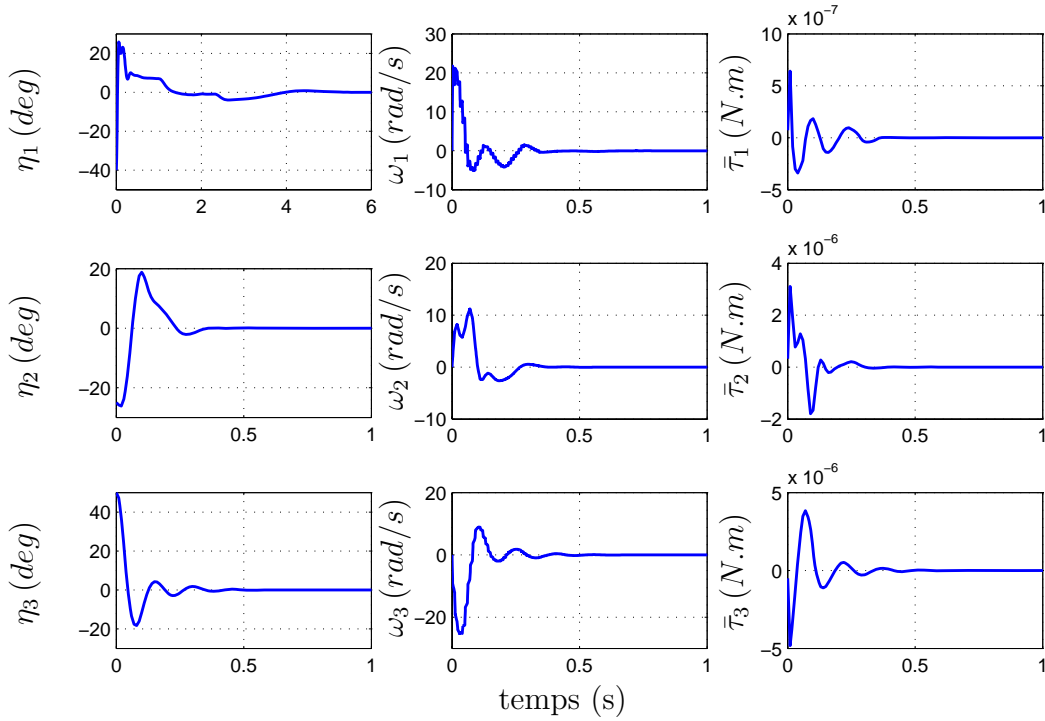


FIG. 4.20 – Robustesse vis-à-vis d’erreurs aérodynamiques : Evolution temporelle des angles de cardan (gauche), la vitesse angulaire du microdrone (milieu) et les couples de commande correspondants (droite). Les tracés suivant les axes \vec{y}^m et \vec{z}^m sont zoomés sur la première seconde.

compense l’effet de l’erreur de position des centres aérodynamiques (FIG. 4.25). Il suit que les amplitudes des angles de battement des ailes droite et gauche ne sont pas égales après avoir convergées (FIG. 4.27).

4.3.5 Robustesse vis-à-vis des efforts aérodynamiques instationnaires

L’utilisation des actionneurs définis par (2.1.3) pour transmettre les commandes des angles permet de tenir compte des efforts de l’aérodynamique instationnaire. Ces derniers regroupent la force de rotation (2.2.5) et la force des masses ajoutées (2.2.4). Ils s’ajoutent à la force due à l’aérodynamique stationnaire (2.2.2) pour déterminer la force totale développée par une aile battante (2.2.1). L’évolution du mouvement de translation (FIG. 4.28), de rotation (FIG. 4.29) ainsi que les enveloppes des angles des ailes montre une équivalence avec le modèle simplifié. Ceci permet de valider la simplification considérée dans le modèle.

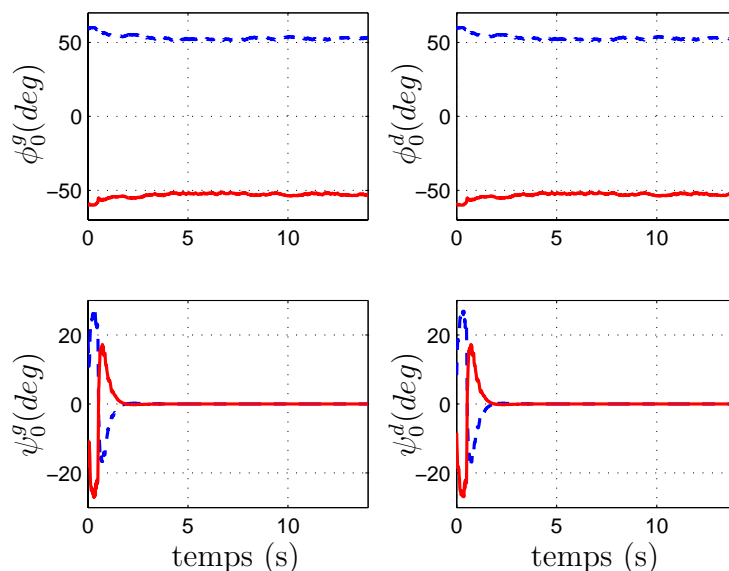


FIG. 4.21 – Robustesse vis-à-vis d’erreurs aérodynamiques : Les enveloppes des angles des ailes droite et gauche.

4.4 Conclusions

La commande de la position du microdrone est indissociable de la commande de son attitude en raison du couplage entre le mouvement latéral et l’angle de roulis. Dans ce chapitre, deux lois de commande sont proposées pour stabiliser la position du microdrone dans l’espace. Elles sont basées sur les approches de Sussmann (somme de saturations) et de Teel (saturations imbriquées) pour la stabilisation des chaînes d’intégrateurs et calculées à partir du modèle moyen. Elles sont ensuite testées sur le modèle instantané simple. Ces commandes assurent la stabilité globale du système. Elles sont aussi bornées pour tenir compte des saturations des actionneurs au niveau des ailes. De plus, elles présentent un faible coût de calcul et sont donc adaptables à des applications ayant des processeurs à faible puissance de calcul. La commande à base de saturations imbriquées améliorée par un placement de pôles présente l’avantage d’une vitesse de convergence supérieure à celle de la commande à base de somme de saturations mais présente l’inconvénient d’un dépassement (en raison du terme intégral). Cette commande est ensuite testée en suivi de trajectoire. Les simplifications effectuées notamment en ce qui concerne le modèle sont ensuite validées en simulant le mouvement du système complet. D’autres tests de robustesse sont enfin effectués pour l’étude du comportement du système en présence de perturbations externes, d’erreurs de modèle et d’erreurs aérodynamiques.

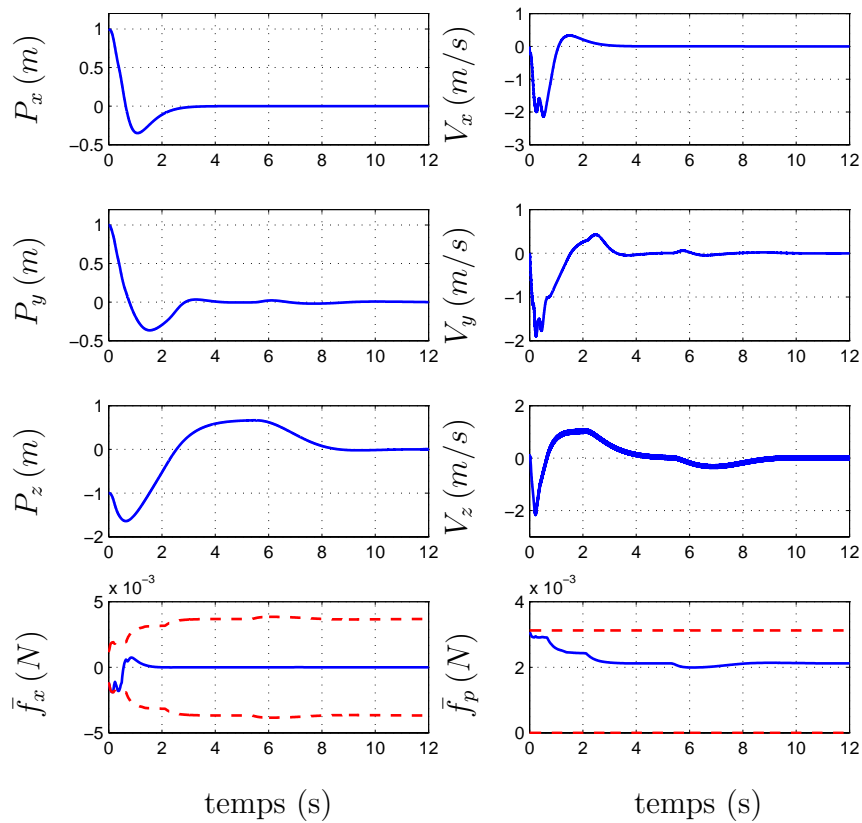


FIG. 4.22 – Robustesse vis-à-vis d’une dissymétrie des forces des ailes : Evolution temporelle de la position linéaire du microdrone (gauche), ainsi que la vitesse linéaire (droite) et les forces de commande (traction et portance) appliquées au microdrone (bas).

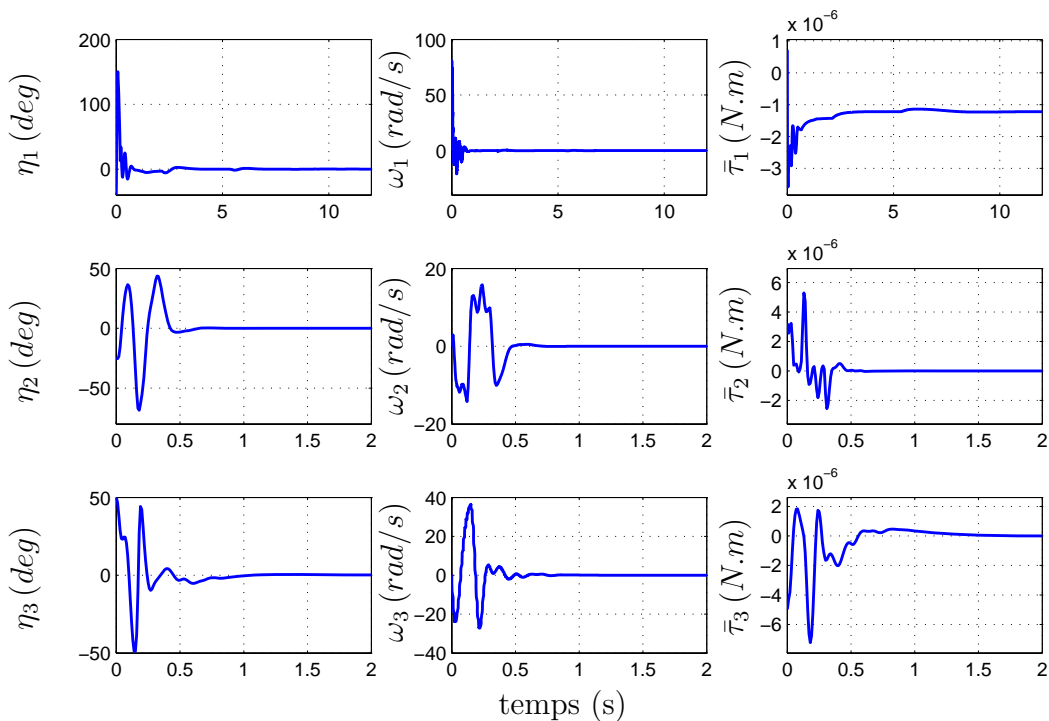


FIG. 4.23 – Robustesse vis-à-vis d’une dissymétrie des forces des ailes : Evolution temporelle des angles de cardan (gauche), la vitesse angulaire du microdrone (milieu) et les couples de commande correspondants (droite). Les tracés suivant les axes \vec{y}^m et \vec{z}^m sont zoomés sur les deux premières secondes.

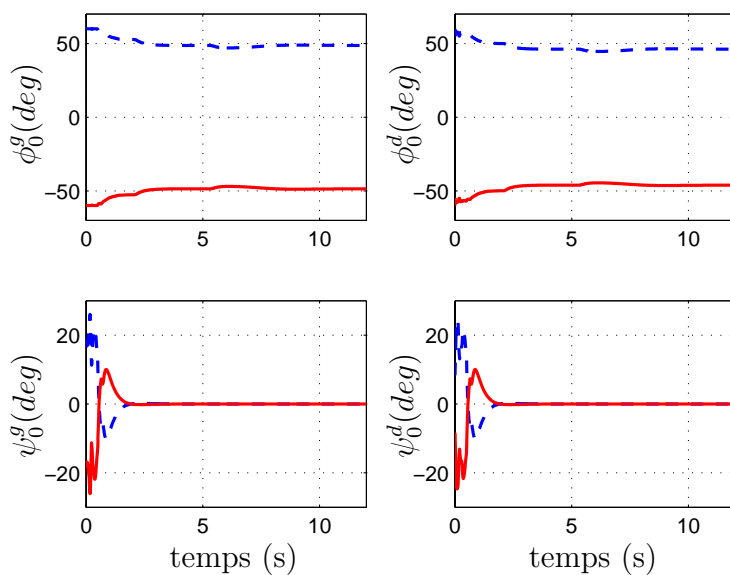


FIG. 4.24 – Robustesse vis-à-vis d’une dissymétrie des forces des ailes : Les enveloppes des angles des ailes droite et gauche.

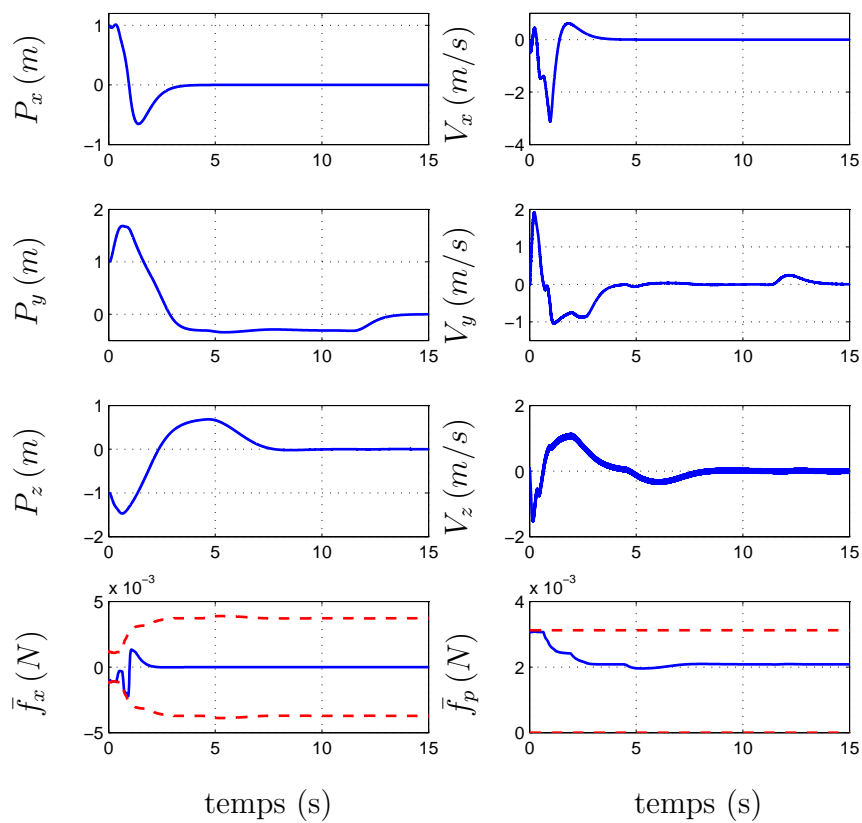


FIG. 4.25 – Robustesse vis-à-vis d’une dissymétrie des centres aérodynamiques des ailes : Evolution temporelle de la position linéaire du microdrone (gauche), ainsi que la vitesse linéaire (droite) et les forces de commande (traction et portance) appliquées au microdrone (bas).

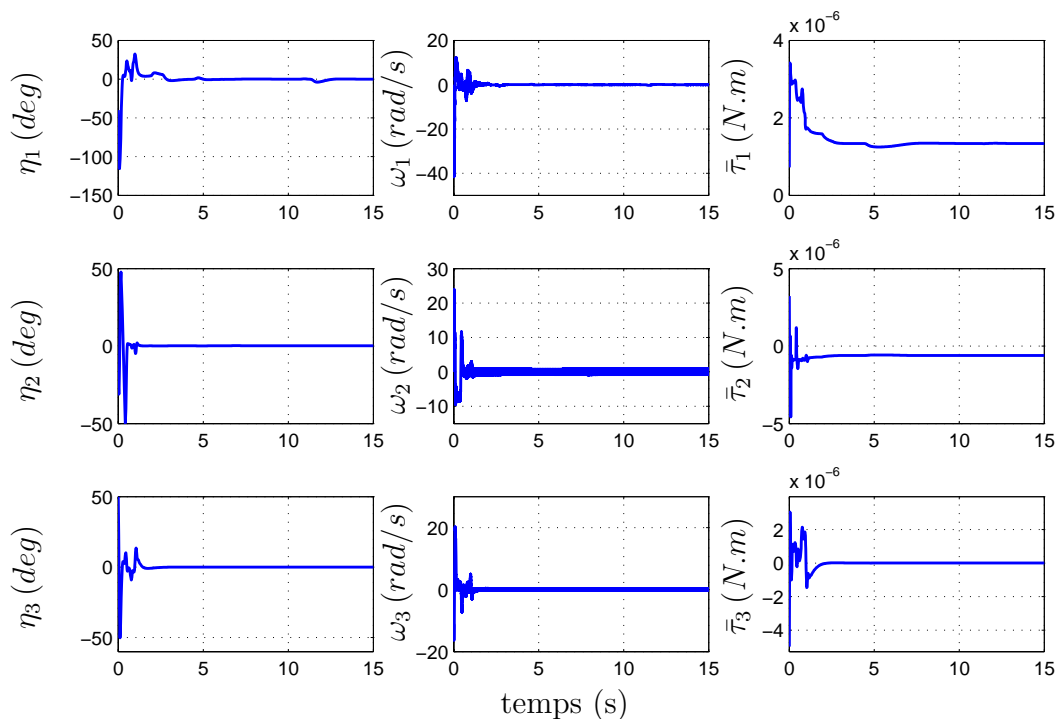


FIG. 4.26 – Robustesse vis-à-vis d’une dissymétrie des centres aérodynamiques des ailes : Evolution temporelle des angles de cardan (gauche), la vitesse angulaire du microdrone (milieu) et les couples de commande correspondants (droite).

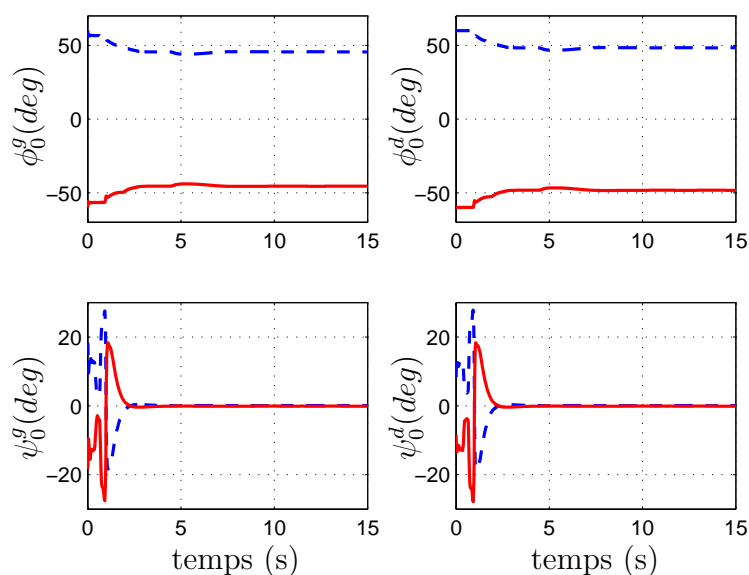


FIG. 4.27 – Robustesse vis-à-vis d’une dissymétrie des centres aérodynamiques des ailes : Les enveloppes des angles des ailes droite et gauche.

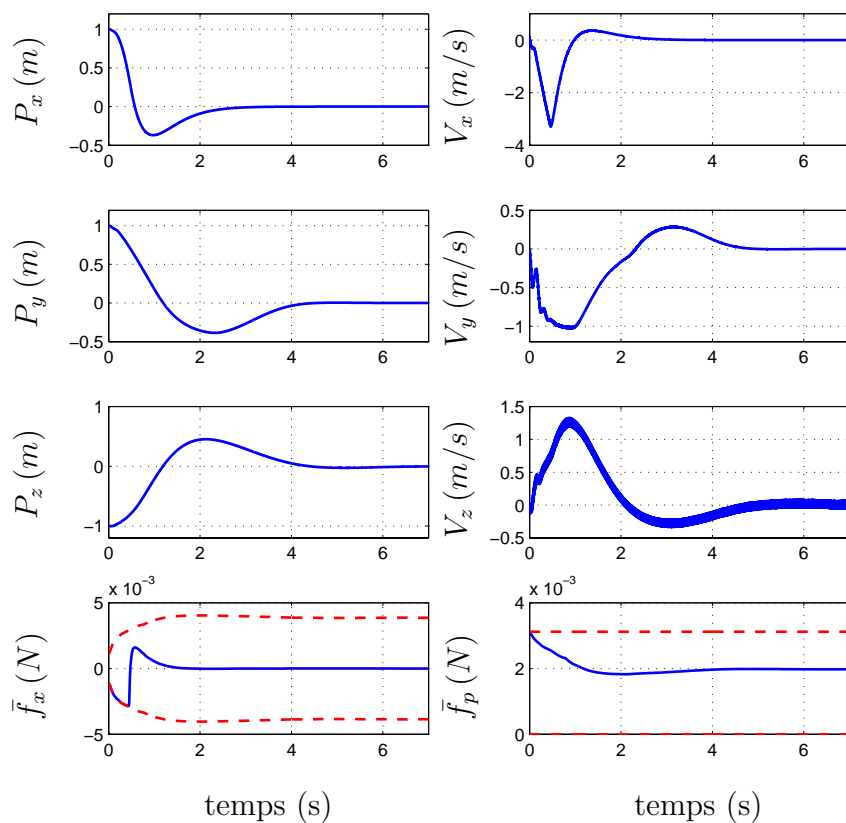


FIG. 4.28 – Robustesse vis-à-vis d’efforts aérodynamiques instationnaires : Evolution temporelle de la position linéaire du microdrone (gauche), ainsi que la vitesse linéaire (droite) et les forces de commande (traction et portance) appliquées au microdrone (bas).

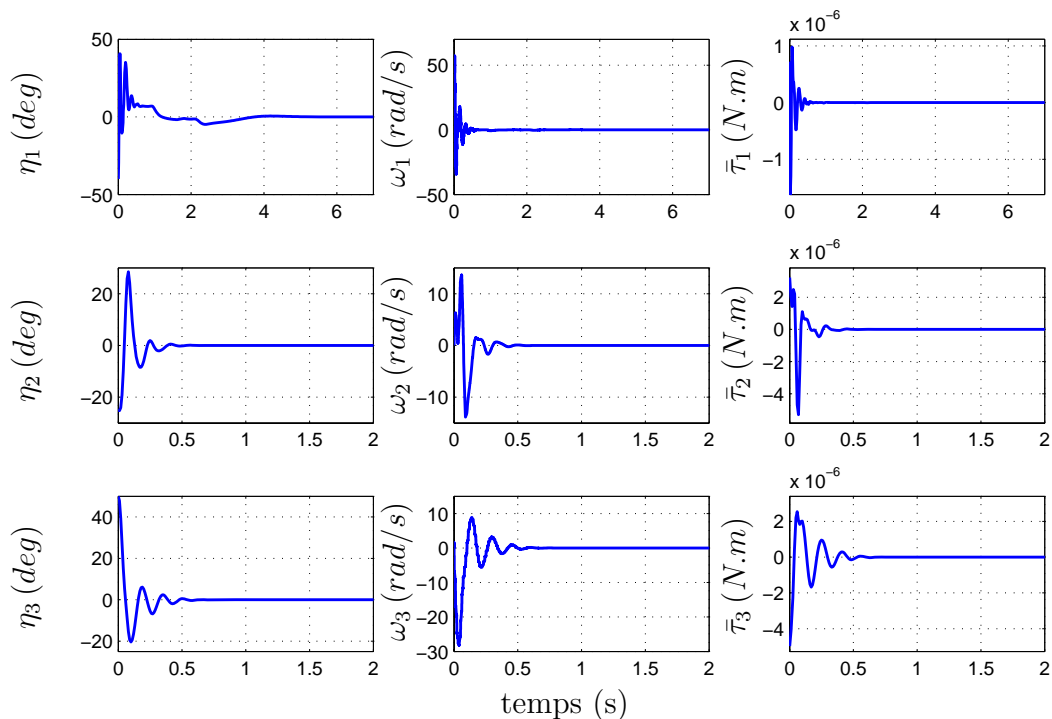


FIG. 4.29 – Robustesse vis-à-vis d’efforts aérodynamiques instationnaires : Evolution temporelle des angles de cardan (gauche), la vitesse angulaire du microdrone (milieu) et les couples de commande correspondants (droite).

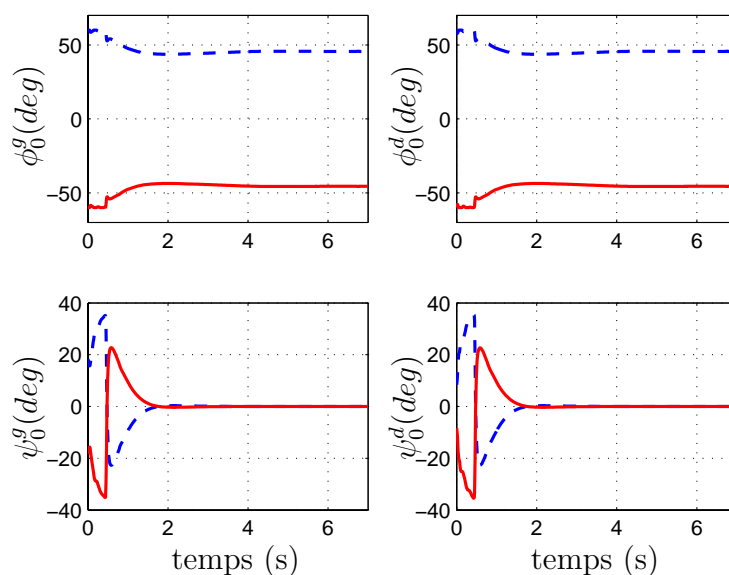


FIG. 4.30 – Robustesse vis-à-vis d’efforts aérodynamiques instationnaires : Les enveloppes des angles des ailes droite et gauche.

Conclusions et Perspectives

Les drones à ailes battantes constituent un domaine de recherche en plein essor vu les avantages qu'ils présentent comparativement aux voilures fixes et aux voilures tournantes. Les insectes, source d'inspiration de ces drones, sont des systèmes très complexes et difficiles à modéliser en raison du nombre important de degrés de liberté mis en jeu lors du vol ou de l'exécution de manœuvres. Commander ces degrés de liberté dans le cas d'un microdrone à ailes battantes présente des contraintes technologiques. Par suite, des simplifications devront être effectuées. Deux axes ont été abordés dans cette thèse : l'établissement d'un modèle simple de microdrones à ailes battantes et la commande de ce modèle.

Dans la première partie, une modélisation du vol des insectes a été proposée à des fins de commande. Pour cela, plusieurs hypothèses ont été établies afin de simplifier le modèle. Citons en particulier que l'aile est supposée rigide, seuls les efforts aérodynamiques stationnaires sont pris en compte, le coefficient aérodynamique est considéré constant sur une demi-période de battement, etc. Le modèle est basé sur les équations fondamentales de la dynamique en translation et en rotation. Les forces et couples sont générés par les ailes battant à haute fréquence, les angles des ailes étant modulés en amplitude. Le modèle moyen a été ensuite calculé, exprimant ainsi les efforts aérodynamiques moyens en fonction des amplitudes des angles de commande des ailes. Ces derniers sont transmis aux ailes par le biais d'actionneurs modélisés par des filtres passe-bas et présentant des saturations. Un ensemble de saturation des forces (traction et portance) et couples (roulis et lacet) moyens est alors déduit. Notons que les bornes de saturation sont dépendantes pour pouvoir profiter du maximum de l'énergie de la commande. Cette dernière, appliquée au microdrone pendant une période de battement, est égale à l'effort aérodynamique moyen généré pendant cette période.

Dans la seconde partie, les aspects de commande de l'orientation et de la position sont traités, en agissant respectivement sur les couples et les forces. Les commandes proposées assurent la stabilité globale du système en boucle fermée. Elles sont simples et à faible coût de calcul pour pouvoir être adaptables à des systèmes embarqués de calcul. Elles sont aussi bornées pour tenir compte des saturations des actionneurs au niveau des ailes. De plus, elles sont indépendantes de l'inertie du corps et plus généralement des

erreurs de modèle.

Trois lois de commande de l'orientation du corps ont été proposées. La première est calculée par un retour d'état du système, les deux autres par un retour de mesure des capteurs d'attitude embarqués. Dans un premier temps, les capteurs suivants sont utilisés : un gyromètre pour la mesure de la vitesse angulaire, un accéléromètre et un magnétomètre pour le calcul de l'erreur d'attitude. Et dans un second temps, la mesure du gyromètre est remplacée par une vitesse angulaire construite à partir des mesures des deux autres capteurs. Placé dans le cas idéal, la première loi de commande fournit les meilleurs résultats. Le cas réel utilisant les capteurs d'attitude montre une bonne convergence du système malgré les bruits de mesure. Les résultats se dégradent avec la construction de la vitesse angulaire ; le gain en volume et en poids apporté par la réduction du nombre des capteurs présente l'inconvénient de l'introduction de fortes oscillations dans le système. Les trois commandes ont été ensuite testées vis-à-vis de perturbations externes appliquées au corps. La troisième commande converge lentement comparativement aux autres lois de commande, et induit alors des vitesses angulaires très élevées.

D'un autre côté, deux lois de commande sont calculées par un retour d'état pour assurer la commande en position du système. Les drones à ailes battantes sont des systèmes sous-actionnés, un couplage doit alors être effectué entre le mouvement latéral et le couple de roulis. Ainsi, la commande en position dépend de la commande en orientation. Le couple de commande par retour d'état est appliqué. Les forces de commande sont basées sur les commandes de chaînes d'intégrateurs. La première est calculée à partir d'une somme de fonctions de saturations et la deuxième à partir de saturations imbriquées avec un placement de pôles convenable et un terme intrégral. La deuxième loi de commande est plus rapide que la première mais au prix d'un dépassement. La robustesse de cette loi de commande est ensuite validée par plusieurs tests de robustesse vis-à-vis d'erreurs de modèle, d'erreurs aérodynamiques, de perturbations, etc.

Perspectives

En fonction des résultats obtenus et de l'avancement de la thèse, quelques perspectives peuvent être proposées.

La robustesse des lois de commande, montrée en simulation, doit être finalisée par une étude théorique.

Une suite de ce travail consiste à étendre les commandes de l'orientation par retour des mesures issues des capteurs à la commande de la position du microdrone.

Dans cette thèse, la rotation en lacet est considérée indépendante des autres mouvements. Le microdrone est alors orienté suivant l'axe \vec{x}^f du repère fixe \mathcal{R}^f . Une paramétrisation plus réaliste peut consister à introduire un couplage supplémentaire entre les

Chapitre 4. Commande de la position du microdrone

mouvements longitudinal, vertical et l'angle de lacet afin d'orienter le corps suivant la trajectoire suivie.

Enfin, en fonction de l'avancement des partenaires du projet OVMI, et de sa continuation assurée par le projet EVA (Entomoptère Volant Autonome), un étalonnage du modèle de commande, développé dans cette thèse, par rapport à un modèle aérodynamique plus fin ainsi qu'une validation des résultats par rapport à ce modèle doivent être effectués. Les lois de commande doivent être testées sur un prototype .

Annexe A

Définitions préliminaires

La fonction “signe(\cdot)” est définie par

$$\text{signe}(x) = \begin{cases} 1 & \text{si } x \geq 0 \\ -1 & \text{si } x < 0 \end{cases} \quad (\text{A.0.1})$$

La fonction de saturation classique “ $\text{sat}_M(\cdot)$ ” bornée entre $\pm M$, où M est dite borne de saturation (voir FIG. A.1), est définie par

$$\text{sat}_M(x) = \begin{cases} x & \text{si } |x| \leq M \\ M \text{ signe}(x) & \text{si } |x| > M \end{cases} \quad (\text{A.0.2})$$

Si la valeur de M n’est pas donnée, la fonction de saturation est considérée unitaire, donc $M = 1$.

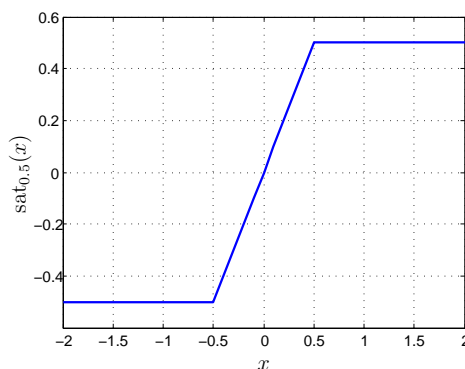


FIG. A.1 – La fonction de saturation classique $\text{sat}_M(x)$, le seuil de saturation M valant 0.5.

Une fonction de saturation, $\sigma(\cdot)$, différentiable d’ordre 1, bornée entre ± 1 et paramé-

Annexe A. Définitions préliminaires

trisée par $0 < \mu < 1$ peut être définie par

$$\sigma(x) = \begin{cases} \text{signe}(x) & |x| > 1 + \mu \\ e_1 x^2 + e_2 x + e_3 & x \in [-1 - \mu, -1 + \mu[\\ x & x \in [-1 + \mu, 1 + \mu] \\ -e_1 x^2 + e_2 x - e_3 & x \in]1 - \mu, 1 + \mu] \end{cases} \quad (\text{A.0.3})$$

où $e_1 = \frac{1}{4\mu}$, $e_2 = \frac{1}{2} + \frac{1}{2\mu}$, $e_3 = \frac{\mu^2 - 2\mu + 1}{4\mu}$.

Si la fonction de saturation est bornée entre $\pm M$, alors elle peut s'écrire comme $\sigma_M(\cdot) = M\sigma(\cdot)$ (voir FIG. A.2).

La dérivée première de la fonction de saturation $\sigma(\cdot)$ est définie par

$$\dot{\sigma}(x) = \begin{cases} 0 & |x| > 1 + \mu \\ 2e_1 x + e_2 & x \in [-1 - \mu, -1 + \mu[\\ 1 & x \in [-1 + \mu, 1 + \mu] \\ -2e_1 x + e_2 & x \in]1 - \mu, 1 + \mu] \end{cases} \quad (\text{A.0.4})$$

avec e_1 , e_2 et e_3 définis ci-dessus.

Identiquement au cas précédent, $\dot{\sigma}_M(\cdot) = M\dot{\sigma}(\cdot)$ (voir FIG. A.2).

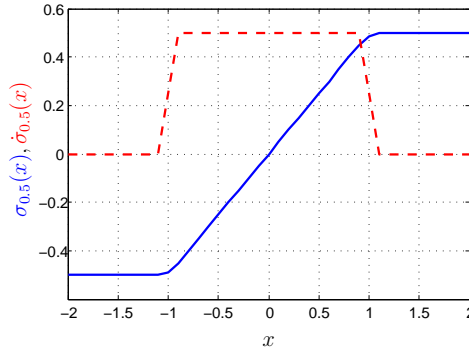


FIG. A.2 – La fonction de saturation différentiable d'ordre 1 $\sigma_M(x)$ (en trait continu bleu) et sa dérivée $\dot{\sigma}_M(x)$ (en trait interrompu rouge), le seuil de saturation M valant 0.5 et le paramètre μ valant 0.1.

Une fonction de niveau $\gamma(\cdot, \cdot, \cdot)$ est définie par (voir FIG. A.3)

$$\gamma(x, L, M) = \begin{cases} M & \text{si } |x| > L \\ M + L - |x| & \text{si } |x| \leq L \end{cases} \quad (\text{A.0.5})$$

Un coefficient binomial des entiers naturels l et m est noté $\binom{l}{m}$ ou C_m^l , il est défini comme la combinaison de m éléments parmi l . Ce coefficient vaut

$$C_m^l = \begin{cases} \frac{l!}{m!(l-m)!} & \text{si } 0 \leq m \leq l \\ 0 & \text{ailleurs} \end{cases} \quad (\text{A.0.6})$$

Annexe A. Définitions préliminaires

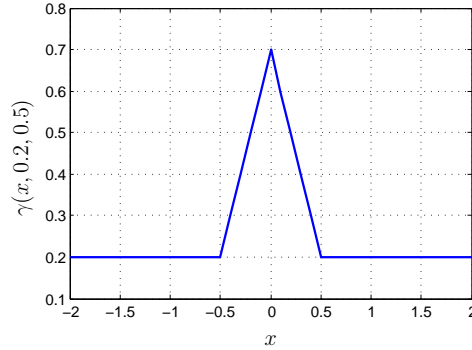


FIG. A.3 – La fonction de niveau $\gamma(x, L, M)$ tracée pour $L = 0.2$ et $M = 0.5$.

Soit A un ensemble de n éléments défini par $A = \{a_1, \dots, a_n\}$ où n est un entier positif. A_l est un sous-espace de A , $A_l \subseteq A$, constitué des l premiers éléments de A . Une fonction $F_k^m(A_l)$ est définie comme la $k^{\text{ème}}$ combinaison de produits de m éléments de A_l considérés dans un ordre quelconque et sans répétition. Par définition, $F_k^0 = 1$. Une combinaison linéaire des fonctions $F_k^m(A_l)$ est définie par la fonction $C(l, m)$ où $l \in \{0, \dots, n\}$, $m \in \{0, \dots, l\}$ et $m \leq l$:

$$\begin{cases} C(l, m) &= \sum_{k=1}^{C_m^l} F_k^m(A_l) \\ C(l, 0) &= 1 \end{cases} \quad (\text{A.0.7})$$

où C_m^l est définie par l'équation (A.0.6).

Une chaîne d'intégrateurs d'ordre n , où n est un entier positif, est un système de la forme

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (\text{A.0.8})$$

où l'état $x \in \mathbb{R}^n$, la commande $u \in \mathbb{R}$, la matrice d'état $A \in \mathbb{R}^{n \times n}$ et la matrice de commande $B \in \mathbb{R}^{n \times 1}$ avec A et B définies comme suit

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & \dots & 0 \\ \vdots & \ddots & \ddots & \ddots & \vdots \\ \vdots & & \ddots & \ddots & 0 \\ 0 & \dots & \dots & 0 & 1 \\ 0 & \dots & \dots & \dots & 0 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} 0 \\ \vdots \\ \vdots \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}$$

La chaîne d'intégrateurs d'ordre n peut s'écrire aussi sous une forme plus compacte

$$\begin{cases} \dot{x}_i &= x_{i+1} \quad i \in \{1, \dots, n-1\} \\ \dot{x}_n &= u \end{cases} \quad (\text{A.0.9})$$

\bar{x} représente la valeur moyenne de x .

\tilde{x} représente la valeur maximale de x .

Annexe B

Approches de commandes bornées de chaînes d'intégrateurs

Les techniques de stabilisation globale des systèmes linéaires par des commandes bornées ($-\tilde{u} \leq u \leq \tilde{u}$) ont largement été traitées dans la littérature. Les approches adoptées dans ce travail s'appuient principalement sur une commande à base de fonctions de saturations imbriquées proposée initialement par [Teel, 1992] et une autre basée sur une somme de fonctions de saturations développée par [Sussmann et al., 1994]. Ces deux lois de commandes ont été améliorées en considérant des seuils de saturation dynamiques et un élargissement du domaine de validité des commandes [Marchand, 2003, Marchand and Hably, 2005], ainsi qu'un placement de pôles [Johnson and Kannan, 2003] afin d'accélérer leur convergence et d'utiliser toute la puissance de la commande.

B.1 Saturations imbriquées

En se basant sur le changement de variables suivant

$$y_{n-j} = \sum_{i=0}^j \frac{j!}{i!(j-i)!} x_{n-i}$$

établi pour le système (A.0.9), la commande proposée par [Teel, 1992] est

$$u = -\text{sat}_{M_n}(y_n + \text{sat}_{M_{n-1}}(y_{n-1} + \dots + \text{sat}_{M_2}(y_2 + \text{sat}_{M_1}(y_1)) \dots)) \quad (\text{B.1.1})$$

La commande (B.1.1) est bornée entre $\pm M_n$, elle stabilise globalement asymptotiquement le système pour $M_j < \frac{1}{2}M_{j+1}$ avec $j \in \{1, \dots, n-1\}$, les pôles étant placés en $\{-1, \dots, -1\}$.

Annexe B. Approches de commandes bornées de chaînes d'intégrateurs

L'approche de Teel est généralisée en utilisant un seuil de saturation variable exprimé par une fonction de niveau [Marchand, 2003]

$$u = -\text{sat}_{M_n}(y_n + \text{sat}_{\gamma_{n-1}(y_n, L_n, M_{n-1})}(y_{n-1} + \dots + \text{sat}_{\gamma_2(y_3, L_3, M_2)}(y_2 + \text{sat}_{\gamma_1(y_2, L_2, M_1)}(y_1)) \dots)) \quad (\text{B.1.2})$$

où γ_j , $j \in \{1, \dots, n-1\}$, est une fonction de niveau définie dans le §A avec $M_n := \tilde{u}$, $L_j := M_j$ pour $j \in \{2, \dots, n\}$ et $M_j := \frac{1}{1.00001}L_{j+1}$ pour $j \in \{1, \dots, n-1\}$, n correspond à l'ordre de la chaîne d'intégrateurs.

D'un autre côté, l'approche de Teel est généralisée par [Johnson and Kannan, 2003] en localisant les pôles du système en $\{-a_1, -a_2, \dots, -a_n\}$. La transformation utilisée est alors la suivante

$$y_{n-j} = a_{j+1} \sum_{i=0}^j C(j, i) x_{n-i}, \quad j \in \{0, \dots, n-1\} \quad (\text{B.1.3})$$

où $C(j, i)$ est donné par (A.0.7). Cette transformation permet d'accélérer la dynamique de la loi de commande (B.1.1) grâce à un placement de pôles convenable.

B.2 Somme de saturations

L'approche de [Sussmann et al., 1994] est basée sur un changement de variables itératif. Pour cela, des fonctions linéaires $f_j(\cdot)$ avec $j \in \{1, \dots, n\}$ sont définies

$$\begin{aligned} f_1(s_1) &= s_1 \\ f_2(s_1, s_2) &= \varepsilon f_1(s_1) + f_1(s_2) \\ &\vdots \\ f_n(s_1, s_2, \dots, s_n) &= \varepsilon^{n-1} f_{n-1}(s_1, s_2, \dots, s_{n-1}) + f_{n-1}(s_2, s_3, \dots, s_n) \end{aligned}$$

où $\varepsilon > 0$ et le changement de coordonnées est alors

$$\begin{aligned} y_n &= f_1(x_n) \\ y_{n-1} &= f_2(x_{n-1}, x_n) \\ &\vdots \\ y_1 &= f_n(x_1, x_2, \dots, x_n) \end{aligned}$$

La loi de commande a l'expression suivante

$$u = -\varepsilon \text{sat}(y_n) - \varepsilon^2 \text{sat}(y_{n-1}) - \dots - \varepsilon^n \text{sat}(y_1) \quad (\text{B.2.1})$$

La commande (B.2.1) est bornée entre $\pm \sum_{j=1}^n \varepsilon^j$, elle stabilise globalement asymptotiquement le système pour $0 < \varepsilon \leq \frac{1}{4}$, les pôles étant placés en $\{-\varepsilon, -\varepsilon^2, \dots, -\varepsilon^n\}$.

Annexe B. Approches de commandes bornées de chaînes d'intégrateurs

L'approche de Sussmann est généralisée dans [Marchand and Hably, 2005] par une extension du domaine d'appartenance de la variable ε : $0 < \varepsilon < \tilde{\varepsilon}_n$ où $\tilde{\varepsilon}_n$ est l'unique racine réelle dans l'intervalle ouvert $]0, 1[$ du polynôme $\varepsilon^n - 2\varepsilon + 1 = 0$ si $n \geq 3$ et $\tilde{\varepsilon}_2 = 1$. Or, $\lim_{n \rightarrow \infty} \varepsilon_n = \frac{1}{2}$ et la loi de commande (B.2.1) stabilise la chaîne d'intégrateurs pour $\varepsilon \leq \frac{1}{2}$. En plus de l'amélioration apportée au paramètre ε , un seuil de saturation dynamique a été exploré, mais ne sera pas traité dans ce travail.

Annexe C

Preuve de la convergence de la commande référencée capteurs utilisant un gyromètre

La loi de commande (3.7.1) est proposée afin de stabiliser la dynamique en rotation d'un corps rigide (3.1.1, 3.1.2). Cette loi de commande stabilise asymptotiquement le système en $(\omega, \zeta) = (0, 0)$. Afin de prouver la stabilité, la présente fonction de Lyapunov est proposée

$$V = \frac{1}{2}\omega^T J\omega + \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n (1 - s_k^{mT} R_d s_k^f)$$

Cette fonction est positive par construction.

Si $\zeta = 0$, les vecteurs s_k^m et $R_d s_k^f$ sont colinéaires, leur produit scalaire vaut alors 1. Par suite, $V(\omega = 0, \zeta = 0) = 0$. Il reste à démontrer que la dérivée de la fonction de Lyapunov est négative.

$$\dot{V} = \omega^T J\dot{\omega} - \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n \dot{s}_k^{mT} R_d s_k^f \quad (\text{C.0.1})$$

Le vecteur de référence s_k^f est constant, donc sa dérivée est nulle. La dérivée du vecteur d'observation est calculée par

$$\dot{s}_k^m = s_k^m \times \omega = -\omega \times s_k^m \quad (\text{C.0.2})$$

Le développement de (C.0.1) en se basant sur (3.1.2) et (C.0.2) donne

$$\dot{V} = \omega^T (-\omega \times J\omega + \tau) - \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n (s_k^m \times \omega)^T R_d s_k^f$$

Or, $\omega^T (-\omega \times J\omega) = 0$. Par conséquent, en substituant (3.3.1) dans \dot{V}

$$\dot{V} = \omega^T \tau + \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n \omega^T (s_k^m \times R_d s_k^f)$$

Annexe C. Preuve de la convergence de la commande référencée capteurs utilisant un gyromètre

$$= \omega^T \tau + \omega^T \Delta \zeta$$

La décomposition de \dot{V} donne

$$\dot{V} = \underbrace{\omega_1 \tau_1 + \delta_1 \omega_1 \zeta_1}_{\dot{V}_1} + \underbrace{\omega_2 \tau_2 + \delta_2 \omega_2 \zeta_2}_{\dot{V}_2} + \underbrace{\omega_3 \tau_3 + \delta_3 \omega_3 \zeta_3}_{\dot{V}_3} \quad (\text{C.0.3})$$

En remplaçant τ_j (3.7.1) dans le terme \dot{V}_j de (C.0.3), $j = \{1, 2, 3\}$, et en effectuant le développement pour le terme \dot{V}_j , nous obtenons :

$$\dot{V}_j = -\omega_j \text{sat}_{\tilde{\tau}_j}(\lambda_j[\omega_j + \rho_j \zeta_j]) + \delta_j \omega_j \zeta_j \quad (\text{C.0.4})$$

Supposons que $|\omega_j| > 2\rho_j$. Comme \vec{s}_k est unitaire, $|\zeta_j| \leq 1$. Il suit que $|\omega_j + \rho_j \zeta_j| > \rho_j$ et $\omega_j + \rho_j \zeta_j$ a le même signe que ω_j . En se basant sur la condition de norme unitaire des vecteurs d'observation et de référence, l'inégalité suivante peut être facilement établie

$$\dot{V}_j < -|\omega_j| \text{sat}_{\tilde{\tau}_j}(\lambda_j \rho_j) + \delta_j |\omega_j| \quad (\text{C.0.5})$$

En considérant en plus que

$$\delta_j \leq \min(\tilde{\tau}_j, \lambda_j \rho_j) \quad (\text{C.0.6})$$

la dérivée de la fonction de Lyapunov devient négative $\dot{V}_j < 0$ et la décroissance de V_j est alors garantie. Par conséquent, ω_j entre dans l'ensemble Φ_j défini par $\Phi_j = \{\omega_j : |\omega_j| \leq 2\rho_j\}$ en un temps fini t_1 . Dans Φ_j , $\omega_j + \rho_j \zeta_j \in [-3\rho_j, 3\rho_j]$.

Le seuil de saturation du couple de commande $\tilde{\tau}_j$ est défini tel que $\tilde{\tau}_j \geq 3\lambda_j \rho_j$. (C.0.6) s'écrit alors

$$\delta_j \leq \lambda_j \rho_j \quad (\text{C.0.7})$$

De plus, dans l'ensemble Φ_j l'inégalité suivante est établie

$$|\lambda_j(\omega_j + \rho_j \zeta_j)| \leq 3\lambda_j \rho_j \leq \tilde{\tau}_j$$

$\text{sat}_{\tilde{\tau}_j}$ opère dans la zone linéaire. La loi de commande devient alors linéaire dans cette zone et s'écrit

$$\tau_j = -\lambda_j[\omega_j + \rho_j \zeta_j]$$

Dans cette zone linéaire, (C.0.4) s'écrit

$$\dot{V}_j = -\lambda_j \omega_j^2 - \lambda_j \rho_j \omega_j \zeta_j + \delta_j \omega_j \zeta_j$$

En prenant $\delta_j = \lambda_j \rho_j$, condition respectant l'inégalité (C.0.7), \dot{V}_j devient

$$\dot{V}_j = -\lambda_j \omega_j^2 \leq 0$$

Annexe C. Preuve de la convergence de la commande référencée capteurs utilisant un gyromètre

En remplaçant les termes \dot{V}_j par leurs valeurs respectives, (C.0.3) s'écrit

$$\dot{V} = \sum_{j=1}^3 \dot{V}_j = -(\lambda_1 \omega_1^2 + \lambda_2 \omega_2^2 + \lambda_3 \omega_3^2) \leq 0$$

La stabilité asymptotique est ensuite démontrée en se basant sur le principe d'invariance de La Salle. Toutes les trajectoires convergent vers le plus grand espace invariant $\bar{\Omega}$ contenu dans $\Omega = \{(R, \omega) : \dot{V} = 0\} = \{(R, \omega) : \omega = 0\}$. Afin de rester dans cet espace, l'égalité suivante doit être respectée $J\dot{\omega} = -[\lambda_1 \rho_1 \zeta_1 \quad \lambda_2 \rho_2 \zeta_2 \quad \lambda_3 \rho_3 \zeta_3]^T = A\zeta = 0$ où $A \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ tel que $A = \text{diag}(a_1, a_2, a_3)$ et $a_j = \lambda_j \rho_j$. Ainsi, pour rester dans $\bar{\Omega}$, le vecteur erreur d'attitude doit être nul $\zeta = 0$. En conclusion, $(\zeta, \omega) = (0, 0)$ est un point globalement asymptotiquement stable du système en boucle fermée.

Annexe C. Preuve de la convergence de la commande référencée capteurs
utilisant un gyromètre

Bibliographie

- [Alexander, 2002] Alexander, D. (2002). *Nature's flyers : Birds, insects and the biomechanics of flight*. JHU Press.
- [Ansari et al., 2006] Ansari, S., Zbikowski, R., and Knowles, K. (2006). Aerodynamic modelling of insect-like flapping flight for micro air vehicles. *Progress in Aerospace Sciences*, 42(2) :129–172.
- [Avadhanula et al., 2003] Avadhanula, S., Wood, R., Steltz, E., and Yan, J. Fearing, R. (2003). Lift force improvements for the micromechanical flying insect. In *Proceedings of the IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems*, volume 2, pages 1350–1356, Las Vegas, NV, USA.
- [Baker et al., 1981] Baker, P., Gewecke, M., and Cooter, R. J. (1981). The natural flight of the migratory locust, *locusta migratoria* L. III. Wing-beat frequency, flight speed and attitude. *Journal of Comparative Physiology A : Neuroethology, Sensory, Neural, and Behavioral Physiology*, 141(2) :233–237.
- [Belta, 2004] Belta, C. (2004). On controlling aircraft and underwater vehicles. In *IEEE International Conference on Robotics and Automation*.
- [Bonnail et al., 2003] Bonnail, N., Tonneau, D., Jandard, F., Dallaporta, H., and Capolino, G. (2003). Commande à structure variable d'un actionneur piézoélectrique associé à un microscope à effet tunnel. *Journal sur l'enseignement des sciences et technologies de l'information et des systèmes, J3eA*, 2, Hors-série 2(4).
- [Boskovic et al., 1999] Boskovic, J. D., Li, S.-M., and Mehra, R. K. (1999). Robust stabilization of spacecraft in the presence of control input saturation using sliding mode control. In *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*.
- [Botsford Comstock and Rockcastle, 1986] Botsford Comstock, A. and Rockcastle, V. (1986). *Handbook of Nature Study*. Cornell University Press.
- [Bullo, 2002] Bullo, F. (2002). Averaging and vibrational control of mechanical systems. *SIAM Journal on Control and Optimization*, 41(2) :452–562.
- [Campolo et al., 2003] Campolo, D., Sitti, M., and Fearing, R. S. (2003). Efficient charge recovery method for driving piezoelectric actuators with quasi-square waves. *IEEE Trans. on Ultrasonics, Ferroelectrics and Frequency Control*, 50(3) :237–244.

Bibliographie

- [Cavendish, 2003] Cavendish, M. (2003). *Insects and Spiders of the World*. Marshall Cavendish Corporation.
- [Chapman, 1998] Chapman, R. (1998). *The insects : Structure and function*. Cambridge University Press, 4th edition.
- [Cheinet et al., 2008] Cheinet, P., Canuel, B., Pareira Dos Santos, F., Gauguet, A., Leduc, F., and Landragin, A. (2008). Measurement of the sensitivity function in time-domain atomic interferometer. *IEEE Transactions on instrumentation and measurement*, 57(6) :1141–1148.
- [Deng et al., 2002] Deng, X., Schenato, L., and Sastry, S. (2002). Model identification and attitude control scheme for a micromechanical flying insect. In *7th International Conference on Control, Automation, Robotic and Vision*, pages 1007–1012, Singapore.
- [Deng et al., 2003] Deng, X., Schenato, L., and Sastry, S. (2003). Model identification and attitude control for a micromechanical flying insect including thorax and sensor models. In *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pages 1152–1157, Taipei, Taiwan.
- [Deng et al., 2006a] Deng, X., Schenato, L., Wu, W.-C., and Sastry, S. (2006a). Flapping flight for biomimetic robotic insects : Part I- system modeling. *IEEE Transactions on Robotics*, 22(4).
- [Deng et al., 2006b] Deng, X., Schenato, L., Wu, W.-C., and Sastry, S. (2006b). Flapping flight for biomimetic robotic insects : Part II- flight control design. *IEEE Transactions on Robotics*, 22(4) :789–803.
- [Dickinson et al., 1999] Dickinson, M., Lehmann, F.-O., and Sane, S. (1999). Wing rotation and the aerodynamic basis of insect flight. *Science*, 284(5422) :1954–1960.
- [Dickson et al., 2006] Dickson, W., Straw, A., Poelma, C., and Dickinson, M. (2006). An integrative model of insect flight control. In *Proceedings of the 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, USA.
- [Dijkstra et al., 2005] Dijkstra, M., van Baar, J., Wiegerink, R., Lammerink, T., de Boer, J., and Krijnen, G. (2005). Artificial sensory hairs based on the flow sensitive receptor hairs of crickets. *Journal of micromechanics and microengineering*, 15(7) :S132–S138.
- [Dudley, 2002] Dudley, R. (2002). *The biomechanics of insect flight : form, function, evolution*. Princeton University Press.
- [Duparré and Wippermann, 2006] Duparré, J. and Wippermann, F. (2006). Micro-optical artificial compound eyes. *Journal of bioinspiration and biomimetics*, 1(1) :R1–R16.
- [Fjellstad and Fossen, 1994] Fjellstad, O. and Fossen, T. (1994). Quaternion feedback regulation of underwater vehicles. In *3rd IEEE Conference on Control Application*, pages 24–26.

Bibliographie

- [Franceschini et al., 1992] Franceschini, N., Pichon, J. M., Blanes, C., and Brady, J. M. (1992). From insect vision to robot vision [and discussion]. *Philosophical Transactions : Biological Sciences*, 337(1281) :283–294.
- [Galvao et al., 2006] Galvao, R., Israeli, E., Song, A., Tian, X., Bishop, K., Swartz, S., and Breuer, K. (2006). The aerodynamics of compliant membrane wings modeled on mammalian flight mechanics. In *36th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit*, San Francisco, USA.
- [Guckel et al., 1993] Guckel, H., Christenson, T., Skrobis, K. J., Klein, J., Hartojo, K. V., and Widjaja, I. (1993). A first functional current excited planar rotational magnetic micromotor. In *Proceedings of the 1993 International Conference on Micro Electro Mechanical Systems, MEMS '93*, pages 7–11, Fort Lauderdale , Florida, USA.
- [Guerrero-Castellanos et al., 2007] Guerrero-Castellanos, J., Hably, A., Marchand, N., and Lesecq, S. (2007). Bounded attitude stabilization : Application on four rotor helicopter. In *Proceedings of the 2007 IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation*, pages 730–735, Roma, Italy.
- [Guerrero-Castellanos et al., 2008a] Guerrero-Castellanos, J., Rifai, H., Marchand, N., and Poulin, G. (2008a). Bounded attitude stabilization of rigid bodies without attitude estimation and velocity measurement. In *Proceedings of the 2008 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics, ROBIO'08*, Bangkok, Thailand.
- [Guerrero-Castellanos et al., 2008b] Guerrero-Castellanos, J. F., Marchand, N., Lesecq, S., and Delamare, J. (2008b). Bounded attitude stabilization : Real-time application on four-rotor helicopter. In *Proceedings of the 17th IFAC World Congress*, pages 3167–3173, Seoul, Korea.
- [Gullan and Cranston, 2005] Gullan, P. and Cranston, P. (2005). *The insects : An Outline of Entomology*. Blackwell Publishing, 3rd edition.
- [Hably et al., 2006] Hably, A., Kendoul, F., Marchand, N., and Castillo, P. (2006). Further results on global stabilization of the pvtol aircraft. In *Proceedings of the Second Multidisciplinary International Symposium on Positive Systems : Theory and Applications*, pages 303–310, Grenoble, France.
- [Hedrick and Daniel, 2006] Hedrick, T. and Daniel, T. (2006). Flight control in the hawkmoth *Manduca sexta* : the inverse problem of hovering. *The journal of experimental Biology*, 209(16) :3114–3130.
- [Hegrenas et al., 2005] Hegrenas, O., Gravdahl, J. T., and Tondel, P. (2005). Attitude control by means of explicit model predictive control, via multi-parametric quadratic programming. In *American Control Conference*, volume 2, pages 901–906.
- [Janocha and Stiebel, 1998] Janocha, H. and Stiebel, C. (1998). New approach to a switching amplifier for piezoelectric actuators. In *Proceedings of ACTUATOR 98, 6th International Conference on New Actuators*, pages 189–192, Bremen, Germany.

Bibliographie

- [Johnson and Kannan, 2003] Johnson, E. N. and Kannan, S. K. (2003). Nested saturation with guaranteed real poles. In *American Control Conference*, volume 1, pages 497–502.
- [Joshi et al., 1995] Joshi, S. M., Kelkar, A. G., and Wen, J. T. (1995). Robust attitude stabilization of spacecraft using nonlinear quaternion feedback. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 40(10) :1800–1803.
- [Judy and Muller, 1996] Judy, J. and Muller, R. (1996). Magnetic microactuation of torsional polysilicon structures. *Journal of sensors and actuators A*, 53(1-3) :392–397.
- [Kelly et al., 1994] Kelly, R., Ortega, R., Ailon, A., and Loria, A. (1994). Global regulation of flexible joint robots using approximate differentiation. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 39(6) :1222–1224.
- [Khalil, 1996] Khalil, H. (1996). *Nonlinear Systems*. Prentice-Hall.
- [Kristiansen and Nicklasson, 2005] Kristiansen, R. and Nicklasson, P. J. (2005). Satellite attitude control by quaternion-based backstepping. In *American Control Conference (ACC)*.
- [Kuhnen et al., 2006] Kuhnen, K., Janocha, H., Thull, D., and Kugi, A. (2006). A new drive concept for high-speed positioning of piezoelectric actuators. In *Proceedings of the 10th International Conference on New Actuators*, pages 82–85, Bremen, Germany.
- [Lee et al., 2006] Lee, S., Park, H., Pandita, S., and Yoo, Y. (2006). Performance improvement of ipmc (ionic polymer composites) for a flapping actuator. *International journal of control, Automation and Systems*, 4(6) :748–755.
- [Li et al., 2006] Li, C., Ma, G., and Song, B. (2006). Passivity-based nonlinear attitude regulation of rigid spacecraft subject to control saturation. In *Proceedings of the 6th World congress on Intelligent Control and Automation*, pages 8421–8425, Dalian, China.
- [Lizarralde and Wen, 1996] Lizarralde, F. and Wen, J. T. (1996). Attitude control without angular velocity measurement : A passivity approach. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 41(3) :468–472.
- [Mackean, 2002] Mackean, D. (2002). *GCSE Biology*. Hodder Murray, 3rd edition.
- [Mahony et al., 2006] Mahony, R., Cha, S., and Hamel, T. (2006). A coupled estimation and control analysis for attitude stabilisation of mini aerial vehicles. In *Proceedings of the Australasian Conference on Robotics and Automation*, Auckland, New Zealand.
- [Marchand, 2003] Marchand, N. (2003). Further results on global stabilization for multiple integrators with bounded controls. In *IEEE Conference on Decision and Control, CDC'2003*, volume 5, pages 4440–4444, Hawaii, USA.
- [Marchand and Hably, 2005] Marchand, N. and Hably, A. (2005). Global stabilization of multiple integrators with bounded controls. *Automatica*, 41(12) :2147–2152.
- [Marey, 2006] Marey, E. (2006). *La machine animale*. Elibron Classics.

Bibliographie

- [Markley et al., 2006] Markley, F. L., Crassidis, J. L., and Cheng, Y. (2006). Nonlinear attitude filtering methods. In *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*.
- [Menges, 2006] Menges, P. (2006). Artificial neural membrane flapping wing. NIAC Phase I study. Technical report, Aerospace Research Systems, Inc., USA.
- [Miki and Shimoyama, 2002] Miki, N. and Shimoyama, I. (2002). Dynamics of a micro-flight mechanism with magnetic rotational wings in an alternating field. *Journal of micromechanical systems*, 11(5) :584–591.
- [Miller and Peskin, 2005] Miller, L. and Peskin, C. (2005). A computational fluid dynamics of “clap and fling” in the smallest insects. *The journal of experimental biology*, 208(2) :195–212.
- [Morgansen et al., 2001] Morgansen, K. A., Duidam, V., Mason, R. J., Burdick, J. W., and Murray, R. (2001). Nonlinear control methods for planar carangiform robot fish locomotion. volume 1, pages 427–434.
- [Morgansen et al., 2002] Morgansen, K. A., Vela, P. A., and Burdick, J. W. (2002). Trajectory stabilization for a planar carangiform robot fish. In *Proceedings of the IEEE Int. Conf. Robotics and Automation*, pages 756–762, Washington.
- [Nguyen et al., 2007] Nguyen, N., Yoon, B., and Yoon, K. (2007). An improved design of piezo-composite actuator used as the artificial muscle of bioinspired robots. In *Proceedings of the 2007 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics, ROBIO'07*, pages 7–12, Sanya, China.
- [Osmont, 2005] Osmont, D. (2005). Bio-inspired structure for the actuation of a flapping wing micro aerial vehicle. In *16th International Conference on Adaptive structures and technologies*, Paris, France.
- [Park et al., 2004] Park, H., Kim, K., Lee, S., and Chah, Y. (2004). Electromechanical flapping produced by ionic polymer-metal composites. *Smart Structures and Materials 2004 : Electroactive Polymer Actuators and Devices (EAPAD)*. *Proceedings of the SPIE*, 5385 :242–248.
- [Park et al., 2006] Park, H., Syaifuddin, M., Goo, N., Byun, D., and Yoon, K. (2006). An insect-mimicking flapping system actuated by a piezoceramic actuator. In *Proceedings of the 2006 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics, ROBIO'06*, pages 451–456, Kunming, China.
- [Park et al., 2007] Park, J., Yoon, K., and Park, H. (2007). Development of bio-mimetic composite wing structures and experimental study on flapping characteristics. In *Proceedings of the 2007 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics, ROBIO'07*, pages 25–30, Sanya, China.
- [Picimbon, 2002] Picimbon, J. (2002). Les péri-récepteurs chimiosensoriels des insectes. *Médecine/Sciences*, 18(11) :1089–1094.

Bibliographie

- [Pornsirak et al., 2002] Pornsin-sirirak, T., Liger, M., and Tai, Y. (2002). Flexible parylene-valved skin for adaptive flow control. In *Proceedings of the 15th IEEE MEMS Conference*, pages 101–104, Las Vegas, USA.
- [Pornsirak et al., 2001] Pornsin-sirirak, T., Tai, Y., Nassef, H., and Ho, C. M. (2001). Titanium-alloy MEMS wing technology for a micro aerial vehicle application. *Sensors and Actuators A : Physical*, 89 :95–103.
- [Pounds et al., 2007] Pounds, P., Hamel, T., and Mahony, R. (2007). Attitude control of rigid body dynamics from biased IMU measurements. In *Proceedings of the 46th IEEE Conf. on Decision and Control*, pages 4620–4625, New Orleans, LA, USA.
- [Péray, 2005] Péray, A. (2005). *Modélisation et identification de l'aérodynamique d'un microdrone à ailes battantes*. PhD thesis, Ecole centrale de Lille.
- [Rakotomamonjy, 2006] Rakotomamonjy, T. (2006). *Modélisation et contrôle du vol d'un microdrone à ailes battantes*. PhD thesis, Université Paul Cézanne Aix Marseille.
- [Rakotomamonjy et al., 2004] Rakotomamonjy, T., Le Moing, T., and Ouladsine, M. (2004). Simulation model of a flapping-wing micro air vehicle. In *European Micro Aerial Vehicle Conf., EMAV 2004*, Braunschweig, Germany.
- [Ramamurti and Sandburg, 2002] Ramamurti, R. and Sandburg, W. (2002). A three-dimensional computational study of the aerodynamic mechanisms of insect flight. *The journal of experimental biology*, 205(10) :1507–1518.
- [Regan et al., 2006] Regan, W., van Breugel, F., and Lipson, H. (2006). Towards evolvable hovering flight on a physical ornithopter. In *Proceedings of the 10th international conference on artificial life*, pages 241–247, Bloomington, USA.
- [Reiser et al., 2004] Reiser, M., Humbert, J., Dunlop, M., Del Vecchio, D., Murray, R., and Dickinson, M. (2004). Vision as a compensatory mechanism for disturbance rejection in upwind flight. In *American Control Conference*, volume 1, pages 311–316, Boston, Massachusetts, USA.
- [Renaudin et al., 2004] Renaudin, A., Zhang, V., Tabourier, P., Camart, J., and Druon, C. (2004). Droplet manipulation using SAW actuation for integrated microfluidics. In *μ TAS*, pages 551–553, Malmö, Sweden.
- [Rifai et al., 2009a] Rifai, H., Guerrero-Castellanos, J., Marchand, N., and Poulin, G. (2009a). Bounded attitude control of a flapping wing micro aerial vehicle using direct sensors measurements. In *Proceedings of the 2009 IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation*, Kobe, Japan.
- [Rifai et al., 2007a] Rifai, H., Marchand, N., and Poulin, G. (2007a). Bounded attitude control of a biomimetic flying robot. In *Proceedings of the 2007 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics, ROBIO'07*, pages 1–6, Sanya, China.
- [Rifai et al., 2007b] Rifai, H., Marchand, N., and Poulin, G. (2007b). OVMI - Towards a 3D-space flapping flight parameterization. In *Proceedings of the 3rd Int. Conf. on Advances in Vehicle Control and Safety*, pages 181–186, Buenos-Aires, Argentina.

Bibliographie

- [Rifai et al., 2008a] Rifai, H., Marchand, N., and Poulin, G. (2008a). Bounded control of a flapping wing micro drone in three dimensions. In *Proceedings of the 2008 IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation*, pages 164–169, Pasadena, CA, USA.
- [Rifai et al., 2008b] Rifai, H., Marchand, N., and Poulin, G. (2008b). Path tracking control of a flapping micro aerial vehicle (mav). In *Proceedings of the 17th IFAC World Congress*, pages 5359–5364, Seoul, Korea.
- [Rifai et al., 2009b] Rifai, H., Marchand, N., and Poulin, G. (2009b). *Intelligent Aerial Vehicles*, chapter 26, pages 553–578. I-Tech Education and Publishing.
- [Ruffier and Franceschini, 2003] Ruffier, F. and Franceschini, N. (2003). OCTAVE, a bioinspired visuo-motor control system for the guidance of Micro-Air-Vehicles. In *Proceedings of SPIE conference on bioengineered and bioinspired systems*, volume 5119, pages 1–12, Maspalomas, Spain.
- [Sahai et al., 2006] Sahai, R., Avadhanula, R., Groff, R., Steltz, E., Wood, R., and Fearing, R. (2006). Towards a 3g crawling robot through the integration of microrobot technologies. In *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pages 296–302, Orlando, USA.
- [Salcudean, 1991] Salcudean, S. (1991). A globally convergent angular velocity observer for rigid body motion. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 36(12) :1493–1497.
- [Sane, 2003] Sane, S. (2003). Review The aerodynamics of insect flight. *The journal of experimental Biology*, 206(23) :4191–4208.
- [Sane and Dickinson, 2001] Sane, S. and Dickinson, M. (2001). The control of flight force by a flapping wing : lift and drag production. *The journal of experimental biology*, 204(15) :2607–2626.
- [Sane and Dickinson, 2002] Sane, S. and Dickinson, M. (2002). The aerodynamic effects of wing rotation and a revised quasi-steady model of flapping flight. *The journal of experimental biology*, 205(8) :1087–1096.
- [Schenato, 2003] Schenato, L. (2003). *Analysis and Control of Flapping Flight : from Biological to Robotic Insects*. PhD thesis, University of California at Berkeley.
- [Schenato et al., 2003] Schenato, L., Campolo, D., and Sastry, S. (2003). Controllability issues in flapping flight for biomimetic micro aerial vehicles (mavs). In *IEEE International Conference on Decision and Control*, Las Vegas, USA.
- [Schenato et al., 2001a] Schenato, L., Deng, X., and Sastry, S. (2001a). Flight control system for a micromechanical flying insect : Architecture and implementation. In *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pages 1641–1646, Seoul, Korea.
- [Schenato et al., 2002a] Schenato, L., Deng, X., and Sastry, S. (2002a). Hovering flight for a micromechanical flying insect : Modeling and robust control synthesis. In *15th IFAC World Congress on Automatic Control*, Barcelona, Spain.

Bibliographie

- [Schenato et al., 2001b] Schenato, L., Deng, X., Wu, W., and Sastry, S. (2001b). Virtual Insect Flight Simulator (VIFS) : A software testbed for insect flight. In *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pages 3885–3892, Seoul, Korea.
- [Schenato et al., 2002b] Schenato, L., Wu, W.-C., and Sastry, S. (2002b). Attitude control for a micromechanical flying insect via sensor output feedback. In *7th International Conference on Control, Automation, Robotic and Vision*, pages 1031–1036, Singapore.
- [Schenato et al., 2004] Schenato, L., Wu, W.-C., and Sastry, S. (2004). Attitude control for a micromechanical flying insect via sensor output feedback. *IEEE Journal of Robotics and Automation*, 20(1) :93–106.
- [Scrivener and Thompson, 1994] Scrivener, S. L. and Thompson, R. C. (1994). Survey of time-optimal attitude maneuvers. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 17(2) :225–233.
- [Shuster, 1993] Shuster, M. (1993). A survey of attitude representations. *Journal of astronautical sciences*, 41(4) :439–517.
- [Singh and Yim, 2002] Singh, S. N. and Yim, W. (2002). Nonlinear adaptive backstepping design for spacecraft attitude control using solar radiation pressure. In *41st IEEE conference on Decision and Control, CDC'02*.
- [Song et al., 2005] Song, C., Kim, S.-J., Kim, S.-H., and Nam, H. S. (2005). Robust control of the missile attitude based on quaternion feedback. *Control Engineering Practice*, 14 :811–818.
- [Sontag, 1989] Sontag, E. (1989). Remarks on stabilization and input-to-state stability. In *28th IEEE Conf. on Decision and Control, CDC'89*.
- [Sotavalta, 1947] Sotavalta, O. (1947). *The flight-tone (wing-stroke frequency) of insects*. Acta Entom. Fennica 4.
- [Spong and Vidyasagar, 1989] Spong, M. W. and Vidyasagar, M. (1989). *Robot dynamics and control*. John Wiley & Sons, Inc.
- [Sriram et al., 2005] Sriram, Gopinath, A., Van Der Weide, E., Kim, S., Tomlin, C., and Jameson, A. (2005). Aerodynamics and flight control of flapping wing flight vehicles : A preliminary computational study. In *Proceedings of the 43rd Aerospace Sciences Meeting*, Reno, NV, USA.
- [Stanford et al., 2007] Stanford, B., Sytsma, M., Albertani, R., Viieru, D., Shyy, W., and Ifju, P. (2007). Static aeroelastic model validation of membrane micro air vehicle wings. *AIAA Journal*, 45.
- [Straus-Durckheim, 1828] Straus-Durckheim, H. (1828). *Considérations générales sur l'anatomie comparée des animaux articulés*. F.G. Levrault.

Bibliographie

- [Sun and Tang, 2002] Sun, M. and Tang, J. (2002). Lift and power requirements of hovering flight in drosophila virilis. *The journal of experimental biology**The journal of experimental biology*, 205(16) :2413–2427.
- [Sussmann et al., 1994] Sussmann, H., Sontag, E., and Yang, Y. (1994). A general result on the stabilization of linear systems using bounded controls. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 39(12) :2411–2425.
- [Tanaka et al., 2006] Tanaka, F., Ohmi, T., Kuroda, S., and Hirasawa, K. (2006). Flight control study of an virtual insect by a simulation. *JSME International Journal*, 49(2) :556–561.
- [Tayebi, 2006] Tayebi, A. (2006). Unit quaternion observer based attitude stabilization of a rigid spacecraft without velocity measurement. In *Proceedings of the 45th IEEE Conf. on Decision and Control*, pages 1557–1561, San Diego, CA, USA.
- [Teel, 1992] Teel, A. (1992). Global stabilization and restricted tracking for multiple integrators with bounded controls. *Systems & Control Letters*, 18(3) :165–171.
- [Thakoor et al., 2003] Thakoor, S., Cabrol, N., Lay, N., Chahl, J., Soccol, D., Hine, B., and Zornetzer, S. (2003). Review : The benefits and applications of bioinspired flight capabilities. *Journal of Robotic Systems*, 20(12) :687–706.
- [Triantafyllou and Triantafyllou, 1995] Triantafyllou, M. S. and Triantafyllou, G. S. (1995). An efficient swimming machine. *Scientific American*, 272(3) :64–70.
- [Tsiotras, 1998] Tsiotras, P. (1998). Further passivity results for the attitude control problem. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 43(11) :1597–1600.
- [Tsiotras and Luo, 2000] Tsiotras, P. and Luo, J. (2000). Control of underactuated spacecraft with bounded inputs. *Automatica*, 36(8) :1153–1169.
- [Vela, 2003] Vela, P. A. (2003). *Averaging and Control of Nonlinear Systems*. PhD thesis, California Institute of Technology.
- [Waldbauer, 1998] Waldbauer, G. (1998). *The Birder’s Bug Book*. Harvard University Press.
- [Walker, 2002] Walker, J. (2002). Rotational lift : something different or more the same ? *The journal of experimental biology*, 205(24) :3783–3792.
- [Wen and Kreutz-Delgado, 1991] Wen, J. T. and Kreutz-Delgado, K. (1991). The attitude control problem. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 36(11) :1148–1162.
- [Wen et al., 1997] Wen, J. T., Seereeram, S., and Bayard, D. S. (1997). Nonlinear predictive control applied to spacecraft attitude control. In *American Control Conference*, volume 3, pages 1899–1903.
- [Wood, 2007a] Wood, R. (2007a). Design, fabrication, and analysis of a 3dof, 3cm flapping-wing mav. In *Proceedings of the 2007 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, IROS’07*, pages 1576–1581, San Diego, CA, USA.

Bibliographie

- [Wood, 2007b] Wood, R. (2007b). Liftoff of a 60 mg flapping-wing mav. In *Proceedings of the 2007 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, IROS'07*, pages 1889–1894, San Diego, CA, USA.
- [Wood, 2008] Wood, R. (2008). Fly, robot fly. *IEEE spectrum*.
- [Wood et al., 2005] Wood, R., Steltz, E., and Fearing, R. (2005). Nonlinear performance limits for high energy density piezoelectric bending actuators. In *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pages 3633–3640, Barcelona, Spain.
- [Wu et al., 2003] Wu, W., Schenato, L., Robert, L., Wood, R., and Fearing, R. (2003). Biomimetic sensor suite for flight control of a micromechanical flying insect : Design and experimental results. In *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pages 1146–1151, Taipei, Taiwan.
- [Yanga et al., 2007] Yanga, L., Hsua, C., Hoa, J., and Feng, C. (2007). Flapping wings with PVDF sensors to modify the aerodynamic forces of a micro aerial vehicle. *Sensors and Actuators A : Physical*, 139 :95–103.

Modélisation et commande d'un robot biomimétique volant

Résumé : Combinant les avantages des voilures fixes et tournantes, le vol biomimétique présente un avenir prometteur pour les microdrones. Le mouvement de l'engin volant est assuré par les forces aérodynamiques de traction et de portance ainsi que les couples aérodynamiques créés par les ailes battantes. Un modèle simplifié basé sur les relations fondamentales de la dynamique a ainsi été établi. Des commandes non linéaires par retour d'état ou retour de mesure de capteurs d'attitude embarqués sont développées afin de stabiliser l'orientation du corps. La stabilisation de la position est assurée par un couplage entre l'angle de roulis et la force de portance. Les commandes proposées dans cette thèse sont à faible coût de calcul, tiennent compte des saturations induites par les amplitudes maximales des angles des ailes. Elles sont basées sur des techniques de moyennisation couplées à des résultats récents de stabilisation des corps rigides. La robustesse des commandes vis-à-vis d'erreurs de modèle, d'erreurs aérodynamiques, de perturbations externes, etc. a été testée.

Mots clefs : Microdrones à ailes battantes, commande bornée, commande non linéaire, modélisation, théorie de moyennisation, capteurs d'attitude.

Modeling and control of a biomimetic flying robot

Abstract : Combining the advantages of the fixed and rotary aerofoils, the biomimetic flight presents a promising future for the micro aerial vehicles. The movement of the flying body is ensured by the thrust and lift aerodynamic forces besides the aerodynamic torques created by the flapping wings. A simplified model based on the rigid body dynamics is established. Nonlinear control laws computed using a state feedback or embedded sensors measurements feedback aiming to stabilize the body's attitude are proposed. The position stabilization is ensured via a coupling between the lift force and the roll angle. The control laws developed in the present PhD thesis have low computational cost, take into consideration the saturation induced by the maximum amplitudes of the wings angles. They are based on averaging techniques and recent results of rigid bodies control. The robustness of the control laws is tested with respect to modeling errors, aerodynamic errors, external disturbances, etc.

Key words : Flapping micro aerial vehicles, bounded control, nonlinear control, modeling, averaging theory, attitude sensors.