



HAL
open science

Modélisation, observation et commande d'un drone miniature à birotor coaxial

Arnaud Koehl

► **To cite this version:**

Arnaud Koehl. Modélisation, observation et commande d'un drone miniature à birotor coaxial. Automatique / Robotique. Université Henri Poincaré - Nancy I, 2012. Français. NNT: . tel-00709015

HAL Id: tel-00709015

<https://theses.hal.science/tel-00709015>

Submitted on 16 Jun 2012

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.



AVERTISSEMENT

Ce document est le fruit d'un long travail approuvé par le jury de soutenance et mis à disposition de l'ensemble de la communauté universitaire élargie.

Il est soumis à la propriété intellectuelle de l'auteur. Ceci implique une obligation de citation et de référencement lors de l'utilisation de ce document.

D'autre part, toute contrefaçon, plagiat, reproduction illicite encourt une poursuite pénale.

Contact : ddoc-theses-contact@univ-lorraine.fr

LIENS

Code de la Propriété Intellectuelle. articles L 122. 4

Code de la Propriété Intellectuelle. articles L 335.2- L 335.10

http://www.cfcopies.com/V2/leg/leg_droi.php

<http://www.culture.gouv.fr/culture/infos-pratiques/droits/protection.htm>

Modélisation, Observation et Commande d'un Drone Miniature à Birotor Coaxial

THÈSE

présentée et soutenue publiquement le 19 mars 2012

pour l'obtention du

Doctorat de l'Université de Lorraine
(spécialité automatique)

par

Arnaud KOEHL

Composition du jury

Président : R. LOZANO Directeur de recherche, HEUDIASYC, UTC, Compiègne

Rapporteurs : M. BASSET Professeur, MIPS, ENSISA, Université de Haute-Alsace
H. MOUNIER Professeur, LSS, Supélec, Université Paris-Sud XI

Examineurs : M. BOUTAYEB Professeur, CRAN, Université de Lorraine
E. CRÜCK Responsable adjoint Recherche et Innovation, DGA-DS-MRIS
B. MARTINEZ Chercheur, ISL-AES, Saint-Louis
H. RAFARALAHY Maître de conférences, CRAN, Université de Lorraine

Mis en page avec la classe thloria.

Remerciements

Le travail présenté dans ce mémoire a été effectué au sein de l'Institut franco-allemand de Recherches de Saint-Louis (ISL) ainsi qu'au Centre de Recherche en Automatique de Nancy (CRAN CNRS UMR 7039), sous la direction de Monsieur Mohamed BOUTAYEB, Professeur à l'Université de Lorraine, de Monsieur Hugues RAFARALAHY, Maître de conférences à l'Université de Lorraine et de Monsieur Bastien MARTINEZ, Chercheur à l'ISL. Ce travail a été financé par l'ISL dans le cadre du projet de l'Agence Nationale de la Recherche française « DEMONSTRATEUR GLMAV », déposé sous le numéro **ANR 09 SECU 12**.

Je tiens en premier lieu à remercier les différents directeurs de l'ISL qui m'ont autorisé à réaliser ce mémoire, à savoir Messieurs Alain PICQ, Michael WEIAND, Christian de VILLEMAGNE et Wolfgang FÖRSTER. Qu'ils reçoivent mes sincères remerciements pour cela. D'un point de vue hiérarchique, j'aimerais également remercier mes chefs de division et de groupe, Messieurs Dominique CHARGELEGUE et Friedrich LEOPOLD qui m'ont tous deux soutenu, chacun à sa manière dans ma démarche.

Je tiens à remercier très vivement mon Directeur de thèse Monsieur Mohamed BOUTAYEB, Professeur à l'Université de Lorraine, pour sa disponibilité et la grande confiance qu'il m'a accordée pour mener à bien mon travail de thèse. Je remercie également très chaleureusement mes co-encadrants de thèse Monsieur Hugues RAFARALAHY, Maître de conférences à l'Université de Lorraine et Monsieur Bastien MARTINEZ, chercheur à l'ISL, pour leurs conseils et leurs encouragements sans faille. Chacun d'eux a contribué, par son encadrement, à mon épanouissement personnel au cours de ces trois années de thèse. Je tiens à leur exprimer toute ma reconnaissance pour leurs patientes et rigoureuses directions. Leurs qualités, tant humaines que scientifiques furent également pour moi un apport inestimable.

Je tiens à remercier les membres du jury qui me font l'honneur de participer à l'examen de mon travail de thèse. Je suis très sensible à l'intérêt qu'ont bien voulu porter à ce travail Monsieur Michel BASSET, Professeur à l'ENSISA - Université de Haute-Alsace et Monsieur Hugues MOUNIER, Professeur à Supélec - Université Paris Sud XI. Je tiens à les remercier pour m'avoir fait l'honneur d'être rapporteurs de ce mémoire. Je remercie également Monsieur Rogelio LOZANO, Directeur de recherche à l'HEUDIASYC - Université de Technologie de Compiègne ainsi que Madame Eva CRÜCK, responsable-adjoint du Domaine Scientifique à la DGA, pour avoir accepté de participer à mon jury et d'examiner mon travail de thèse.

J'adresse un grand merci à tous les membres de l'équipe de Longwy du CRAN que j'ai eu le plaisir de côtoyer pendant la durée de ma thèse : Messieurs Michel ZASADZINSKI, Ali ZEMOUCHE, Harouna SOULEY-ALI, Cédric DELATTRE, Edouard RICHARD, Gaëtan DIDIER, Christophe FONTE et Madame Latifa BOUTAT-BADDAS. Sans oublier les doctorants et post-doctorants Messieurs Mohamed BENALLOUCH, Adrien DROUOT, Bertrand GRANDVALLET, Ibrahima N'DOYE, Mohamed ZERROUGI et Madame Lama HASSAN. Ils ont tous, de près ou de loin, contribué, par les nombreuses discussions que nous avons pu tenir, leur conseils ou leur bonne humeur, à l'excellent déroulement de ma thèse.

Je tiens à remercier Madame Nathalie CLEMENT, secrétaire de l'équipe de Longwy du CRAN ainsi que Madame Joëlle PINELLI, secrétaire à l'Institut Universitaire de Technologie Henri Poincaré de Longwy, pour leurs soutiens, sans oublier Madame Allison BORDIER, pour

leurs encouragements réguliers et les moments agréables passés ensemble ainsi que leur aide précieuse dans l'organisation de ma thèse. Je tiens également à remercier l'ensemble du personnel de l'Institut Universitaire de Technologie Henri Poincaré de Longwy.

J'aimerais rendre un hommage mérité à tous les membres de l'ISL qui ont contribué, d'une manière ou d'une autre, au travail présenté dans ces pages. Je remercie tous les membres du groupe AES (Aérodynamique en Ecoulement Supersonique) pour leur précieuse aide et leur conseil avisé : Messieurs Denis BIDINO, Christophe DEMAUTIS, Michel MEISTER, Dominique WILLME et particulièrement Monsieur Joseph JUNCKER avec qui j'ai cohabité si longtemps dans le bâtiment H2, sans oublier Monsieur Serge GAISSER. Je tiens encore à remercier Messieurs Daniel KLATT, Thibaut GAUTHIER, Frédéric SOURGEN et Madame Frédérique JAGUSINSKI du groupe AES. Je remercie aussi Monsieur Philippe WERNERT, chef du groupe GNC (Guidage Navigation et Contrôle) ainsi que tous les membres du groupe pour leur implication dans mon travail de thèse : Messieurs Spilios THEODOULIS, Sébastien CHANGEY, Emmanuel PECHEUR, Emmanuel ROUSSEL et Martin DEHAUT. Je remercie vivement Messieurs Patrick GNEMMI et Christian REY du groupe ATC (Aérodynamique et Tubes à Chocs), pour leurs bons conseils et leurs critiques encourageantes. Enfin, je remercie très chaleureusement Madame Laetitia WISS, secrétaire de la Division II de l'ISL, pour ses si nombreux services rendus et sa grande sympathie.

J'ai une dernière pensée émue pour ma famille, en particulier mes parents qui me vouent une confiance et un amour inconditionnels et qui m'ont toujours soutenu dans ce que j'entreprenais. Je vous remercie et je vous serai éternellement reconnaissant. Je remercie beaucoup ma soeur pour son soutien et son humour complice. Je tiens à remercier de tout mon coeur mon grand-père maternel pour tout ce qu'il a accompli et tout ce qu'il m'a transmis. *Tu trouveras dans ce modeste travail le fruit de tes labeurs et de tes épreuves. Sache que je pense souvent à toi.* Enfin le meilleur pour la fin, je remercie ma douce et tendre compagne, Aurélie. Que ce travail soit pour toi le témoignage de mon infinie reconnaissance pour ces années d'éloignement et de sacrifices. Nos parents en sont témoins, et je les remercie encore pour tous ce qu'ils ont fait pour nous. La route était longue et difficile Aurélie, mais notre amour n'en ressort que plus fort pour la suite...

À mes parents,
À la mémoire de mes grands-parents.

« Dans un voyage, le plus long est d'arriver à la porte. »
Marcus Terentius Varro



Table des matières

Remerciements	i
Glossaire	ix
Table des figures	xiii
Avant-Propos	xvii

Chapitre 1

Les drones : un état de l'art

1.1 Introduction	2
1.2 Contexte et historique	2
1.3 L'hélicoptère	5
1.4 Les principales architectures aéromécaniques	10
1.5 Les capteurs pour la navigation et la localisation	21
1.6 Systèmes de navigation et de localisation	26
1.7 Conclusion	29

Chapitre 2

Modélisation du GLMAV

2.1 Introduction	32
2.2 Le concept GLMAV	32
2.3 Les architectures aéromécaniques étudiées	34
2.4 Synthèse du modèle à 6 degrés de liberté	38
2.5 Quelques notions de l'aérodynamique des voilures tournantes	46
2.6 Modélisation aérodynamique avec plateau cyclique	53
2.7 Modélisation aérodynamique avec déflecteurs de flux	60
2.8 Particularités mécaniques et aérodynamiques du birotor coaxial	66
2.9 Conclusion	72

Chapitre 3

Identification expérimentale

3.1	Introduction	76
3.2	Identification en robotique aérienne	76
3.3	Processus expérimental	82
3.4	Identification linéaire du GLMAV	91
3.5	Identification non linéaire du GLMAV	100
3.6	Validation expérimentale	103
3.7	Conclusion	109

Chapitre 4

Estimation de l'état du drone

4.1	Introduction	114
4.2	Etat de l'art	114
4.3	Estimation des perturbations aérodynamiques	120
4.4	Estimation de la vitesse linéaire	133
4.5	Conclusion	139

Chapitre 5

Commande stabilisante pour le GLMAV

5.1	Introduction	144
5.2	Etat de l'art	144
5.3	Linéarisation de la dynamique du vol quasi-stationnaire	150
5.4	Stratégie de commande	153
5.5	Résultats de simulation numériques	157
5.6	Conclusion	157

Conclusion

Annexe A

Rappels mathématiques

A.1	Généralités sur les matrices	165
A.2	Lemme de Barbalat	165
A.3	Rappel sur la convexité	166
A.4	Transformation LLFT	166
A.5	Résolution de LMI	167

A.6 Lemme de Yakubovitch-Kalman	167
A.7 Lemme borné réel	167
A.8 Lemme d'inversion matricielle	168

Annexe B

Stabilité des systèmes dynamiques

B.1 Notions de stabilité	169
B.2 Méthode directe de Lyapunov	170

Annexe C

Liste des publications personnelles

Bibliographie

Glossaire

Acronymes

6-DDL	=	6 Degrés De Liberté
ANR	=	Agence Nationale de la Recherche
BMI	=	Bilinear Matrix Inequality
BN	=	Broadband Noise
BVI	=	Blade-Vortex Interaction
CG	=	Centrale de Gravité
CI	=	Centrale Inertielle
DOBC	=	Disturbance Observer Based Control
DDL	=	Degrés De Liberté
DGA	=	Direction Générale de l'Armement
DGPS	=	Differential Global Positioning System
FK	=	Filtre de Kalman
FKE	=	Filtre de Kalman Etendu
FKE-FG	=	Filtre de Kalman à Fenêtre Glissante
FKEU	=	Filtre de Kalman Etendu Unscented
FKU	=	Filtre de Kalman Unscented
DGPS	=	Differential Global Positioning System
GLMAV	=	Gun Launched Micro Air Vehicle
GLMAV-4G	=	Gun Launched Micro Air Vehicle à 4 Gouvernes
GLMAV-PC	=	Gun Launched Micro Air Vehicle à Plateau Cyclique
GPS	=	Global Positioning System
HALE	=	Haute Altitude Longue Endurance
HHC	=	Higher Harmonic Control
HSIN	=	High-Speed Impulsive Noise
IMU	=	Inertial Measurement Unit
INS	=	Inertial Navigation System
IRS	=	Inertial Reference System
ISL	=	Institut franco-allemand de Recherches de Saint-Louis
LQG	=	Linear Quadratic Gaussian
LQR	=	Linear Quadratic Regulator
LTI	=	Linear Time-Invariant
LTV	=	Linear Time-Variant
MALE	=	Moyenne Altitude Longue Endurance
MEMS	=	MicroElectroMechanical Systems
MIMO	=	Multiple Input Multiple Output
NASA	=	National Aeronautics and Space Administration

NOTAR	=	NO TAIL Rotor
NSE	=	Never Speed Exceed
PI	=	Proportionnel Intégral
PID	=	Proportionnel Intégral Dérivé
SISO	=	Single Input Single Output
SLAM	=	Simultaneous Localization And Mapping
TUAV	=	Tactical Unmanned Aerial Vehicle
UAV	=	Unmanned Aerial vehicle
ULB	=	Ultra Large Bande
USI	=	Unités Standards Internationales
VAA	=	Véhicule Aérien Autonome
VTDP	=	Vectored Thrust Ducted Propeller
VTOL	=	Vertical Take-Off and Landing

Symboles & Notations

$\mathbf{0}_{m \times n}$	=	Matrice nulle de dimensions $m \times n$
\mathbf{A}^{-1}	=	Matrice inverse de la matrice \mathbf{A}
\mathbf{A}^+	=	Inverse généralisé de la matrice \mathbf{A} (voir annexe (A.1))
\mathbf{A}^\top	=	Matrice transposée de la matrice \mathbf{A}
$\ \mathbf{a}\ $	=	Norme euclidienne du vecteur \mathbf{a}
$[\mathbf{a}]_{\mathbf{z}}$	=	Composante de \mathbf{a} selon l'axe \mathbf{z}
${}^n\mathcal{A}_{\text{aero}}$	=	Repère aérodynamique, lié à l'ailette numéro n dans le cas du GLMAV-4G, d'origine A_n et d'axes ${}^n\mathbf{x}_{\text{aero}}, {}^n\mathbf{y}_{\text{aero}}, {}^n\mathbf{z}_{\text{aero}}$
${}^n\mathcal{A}_{\text{ail}}$	=	Repère, lié à l'ailette numéro n dans le cas du GLMAV-4G, d'origine A_n et d'axes ${}^n\mathbf{x}_{\text{ail}}, {}^n\mathbf{y}_{\text{ail}}, {}^n\mathbf{z}_{\text{ail}}$
\mathcal{B}	=	Repère lié au corps du GLMAV d'origine G et d'axes $\mathbf{x}_b, \mathbf{y}_b, \mathbf{z}_b$
\mathcal{B}_r	=	Repère lié au rotor inférieur d'origine O_2 et d'axes $\mathbf{x}_r, \mathbf{y}_r, \mathbf{z}_r$
\mathcal{C}^n	=	Ensemble des fonctions continues n fois dérivables
$\det(\mathbf{A})$	=	Déterminant de la matrice \mathbf{A}
$\text{diag}(\mathbf{A})$	=	Éléments diagonaux de la matrice \mathbf{A}
$\mathbb{E}[\mathbf{a}]$	=	Espérance mathématique de la variable \mathbf{a}
\mathcal{I}	=	Repère inertiel d'origine O et d'axes $\mathbf{x}_e, \mathbf{y}_e, \mathbf{z}_e$
$\mathbf{I}_{m \times n}$	=	Matrice identité de dimensions $m \times n$
$\lambda(\mathbf{A})$	=	Ensemble des valeurs propres de la matrice \mathbf{A}
\mathbb{N}	=	Ensemble des entiers naturels
\mathbb{N}^*	=	Ensemble des entiers naturels privé de zéro
\mathbb{R}	=	Ensemble des nombres réels
\mathbb{R}^n	=	Espace réel euclidien de dimension n
$\text{rang}(\mathbf{A})$	=	Rang de la matrice \mathbf{A}
$\sin x, \cos x, \tan x, \arcsin x$	=	Sinus, cosinus, tangente et arcsinus de la variable x
$\text{sup}(\mathbf{x})$	=	Plus grande valeur de \mathbf{x}
$\text{trace}(\mathbf{A})$	=	Trace de la matrice \mathbf{A}

Variabes¹

α	=	Coefficient aérodynamique de poussée du rotor supérieur
β	=	Coefficient aérodynamique de poussée du rotor inférieur
C_x, C_y, C_z	=	Coefficients aérodynamiques de forme
d	=	Distance entre les points G et O ₂ , [m]
D	=	Rayon du corps du projectile du GLMAV, [m]
$\delta_{c_x}, \delta_{c_y}$	=	Angles d'incidences du plateau cyclique, [rad]
\mathbf{E}_c	=	Matrice de rotation entre les repères \mathcal{B} et \mathcal{B}_r
$\mathbf{E}_{\phi, \theta, \psi}$	=	Matrice de rotation entre les repères \mathcal{B} et \mathcal{I}
\mathbf{f}_{body}	=	Vecteur force exercé sur le corps du GLMAV, [N]
\mathbf{f}_f	=	Traînée de forme du GLMAV, [N]
\mathbf{f}_p	=	Vecteur de la pesanteur terrestre, [N]
\mathbf{f}_{tot}	=	Vecteur de la force aérodynamique totale appliquée au GLMAV, [N]
g	=	Accélération gravitationnelle terrestre, [m/s ²]
G	=	Centre de gravité du GLMAV
γ_1, γ_2	=	Coefficients du moment de lacet des rotors supérieur et inférieur
\mathbf{I}	=	Matrice d'inertie du GLMAV
I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}	=	Eléments diagonaux de \mathbf{I} , [kg.m ²]
l	=	Longueur du projectile du corps du GLMAV, [m]
L, M, N	=	Moments de roulis, de tangage et de lacet [N.m]
m	=	Masse du GLMAV, [kg]
O ₁ , O ₂	=	Centres de rotation des rotors supérieur et inférieur
Ω_1, Ω_2	=	Vitesses de rotation des rotors supérieur et inférieur, [rad/s]
ϕ, θ, ψ	=	Angles d'Euler (roulis, tangage, lacet) exprimés dans \mathcal{I} , [rad]
p, q, r	=	Vitesses angulaires (roulis, tangage, lacet) exprimées dans \mathcal{B} , [rad/s]
ρ	=	Masse volumique de l'air, [kg/m ³]
S_c	=	Surface projetée de la partie cylindrique du projectile du GLMAV selon le plan $\{\mathbf{x}_b, \mathbf{z}_b\}$, [m ²]
S_s	=	Surface projetée de la demi-sphère du projectile du GLMAV selon le plan $\{\mathbf{x}_b, \mathbf{y}_b\}$, [m ²]
σ	=	Coefficient aérodynamique de perte d'efficacité entre les deux rotors
S_{prop}	=	Surface d'un rotor du birotor coaxial, [m ²]
\mathbf{T}	=	Vecteur de poussée totale du birotor coaxial, [N]
$\mathbf{T}_1, \mathbf{T}_2$	=	Vecteurs des poussées des rotors supérieur et inférieur, [N]
u, v, w	=	Vitesses linéaires longitudinale, latérale et normale exprimées dans \mathcal{B} , [m/s]
\mathbf{V}_{body}	=	Vecteur de la vitesse de l'air induit par les mouvements du GLMAV, [m/s]
\mathbf{V}_{prop}	=	Vecteur de la vitesse moyenne du vent de Froude, [m/s]
\mathbf{V}_{tot}	=	Vecteur de la vitesse totale de l'air incident sur le GLMAV, [m/s]
\mathbf{V}_{wind}	=	Vecteur de la vitesse de l'air atmosphérique incident sur le GLMAV, [m/s]
x, y, z	=	Positions horizontale, latérale et verticale du centre de gravité du GLMAV exprimée dans \mathcal{I} , [m/s]
X, Y, Z	=	Composantes de forces exercées sur le GLMAV, [N]

1. Seules les variables directement liées au modèle du GLMAV avec plateau cyclique sont présentées.

Table des figures

1.1	(a) Drone RQ-1 Predator tirant un missile Hellfire - (b) Drone RQ-4 Global Hawk.	4
1.2	(a) Hélicoptère Eurocopter EC 120 Colibri - (b) Hélicoptère Hughes MD 500. . .	5
1.3	Drone hélicoptère Schiebel Camcopter S-100.	6
1.4	Articulations des pales d'une tête de rotor munie d'un plateau cyclique.	7
1.5	Forces générées par le rotor en vol de translation.	8
1.6	Séquence d'instabilité aérodynamique en vol quasi-stationnaire.	9
1.7	(a) Kamov Ka-32 - (b) Kamov Ka-50.	11
1.8	(a) Drone Infotron IT 180 - (b) Micro drone Seiko Epson μ FR - (c) Micro drone Proxflyer Picoflyer.	13
1.9	(a) Allied Aerospace iSTAR - (b) Bertin Technologies HOVEREYE - (c) Sagem ODIN - (d) Honeywell UAV.	15
1.10	(a) ISAE Satoorn - (b) Projet GFS-UAV Flying Saucers.	15
1.11	(a) Convair XFY-1 Pogo - (b) Aurora Flight Sciences Corporation GoldenEye - (c) AeroVironment-AFRL SkyTote - (d) ISAE Vertigo.	16
1.12	(a) Soufflante non-carénée - (b) Prototypé de soufflante non-carénée sur une balance aérodynamique.	16
1.13	Boeing CH-47 Chinook.	17
1.14	Gyroplane Breguet-Richet de 1907 (photo de PHGCOM).	17
1.15	(a) Quadricoptère Silverlit X-UFO - (b) Hexaoptère - (c) Octooptère.	18
1.16	(a) Aérospatiale Nord 500 - (b) Trek Aerospace concept drone.	19
1.17	(a) Flettner FL 282 Kolibri - (b) Kaman HH-43 Huskie - (c) Kaman K-Max. . . .	19
1.18	(a) Piasecki X-49 SpeedHawk - (b) Projet Sikorsky X2 Technology Demonstrator.	20
1.19	Projet d'insecte volant à aile battante de l'université d'Harvard.	21
1.20	Projet MAVSTAR (Micro Aerial Vehicles for Search, Tracking and Reconnaissance) de l'Université de New South Wales en Australie.	22
1.21	Modèle mécanique d'un accéléromètre 1-axe.	23
1.22	Schéma de comparaison entre une centrale inertielle à plate-forme stabilisée (INS) et à composants liés (IRS).	27
1.23	Prototypé GLMAV-Lite destiné aux essais en vol.	29
2.1	Synoptique du système GLMAV.	33
2.2	Le concept GLMAV.	33
2.3	(a) GLMAV avec déflecteurs de flux - (b) GLMAV avec plateau cyclique.	35
2.4	Plateau cyclique à deux axes.	37
2.5	Repères et systèmes d'axes de la mécanique du vol avion.	39
2.6	Représentation des angles d'Euler.	43
2.7	Illustration du vent de Froude.	47

2.8	Illustration du théorème de la quantité de mouvement.	47
2.9	(a) Evolution de la vitesse du vent dans le tube de flux - (b) Evolution de la pression dans le tube de flux.	49
2.10	Profil du flux d'air généré par un unique rotor.	50
2.11	(a) Forces générées par un vent incident sur une plaque - (b) Forces générées par un vent incident sur un cylindre.	51
2.12	Répartition de la poussée le long de la ligne de portance d'une pale.	52
2.13	Composition des forces et des vents sur un élément de pale.	53
2.14	GLMAV avec plateau cyclique - repères et notations.	54
2.15	(a) Rotation d'angle δ_{c_y} entre \mathcal{B} et \mathcal{B}_r - (b) Rotation d'angle δ_{c_x} entre \mathcal{B} et \mathcal{B}_r	55
2.16	Illustration des traînées de forme et de captation.	58
2.17	GLMAV avec déflecteurs de flux - repères et notations.	61
2.18	Repère et système d'axe de l'ailette numéro 1.	63
2.19	Effet de sol et tourbillon marginal en vol quasi-stationnaire.	67
2.20	Principe du gyroscope.	69
2.21	Effet de la précession gyroscopique avec une consigne de pas cyclique.	71
2.22	Modélisation de la dynamique de la barre de Bell.	72
3.1	Synoptique du processus d'identification des engins volants.	79
3.2	(a) Prototype GLMAV - (b) Balance aérodynamique 0.50 MK II sur son support.	83
3.3	Balance Aérodynamique MK II.	84
3.4	Constitution mécanique de la balance aérodynamique MKII (dimensions en [mm]).	84
3.5	Prototype GLMAV et ses composants internes.	85
3.6	Asservissement du régime moteur en charge.	87
3.7	Angles d'inclinaison d'un servomoteur et d'un bras du plateau cyclique.	88
3.8	Schéma d'expérimentation de mesures d'efforts.	89
3.9	Torsions des pales avec un vent latéral important et une incidence du plateau cyclique non nulle.	89
3.10	Données brutes de la balance pour la mesure de la poussée totale du birotor coaxial.	90
3.11	Tracés des poussées individuelles et totales du birotor coaxial.	94
3.12	Cartographie de la poussée du birotor coaxial.	94
3.13	Approximation de la fonction σ	95
3.14	Consignes aux actionneurs pour l'identification du GLMAV-PC.	99
3.15	Identification du GLMAV-PC - Comparaison des sorties du modèle (lignes pleines rouges) avec les efforts mesurés (lignes bleues pointillées).	100
3.16	$\ \hat{\Theta}\ _2$ avec l'identification par FK.	102
3.17	$\ \hat{\Theta}\ _2$ avec l'identification par FKE.	102
3.18	Synoptique de validation du modèle aérodynamique du GLMAV-PC.	103
3.19	Commandes aléatoires aux actionneurs pour la validation du GLMAV-PC.	104
3.20	Validation du GLMAV-PC avec Θ_{FK} - Comparaison entre F_f (lignes pleines rouges) et les composantes de force de F_{mes} (lignes bleues pointillées).	105
3.21	Validation du GLMAV-PC avec Θ_{FK} - Comparaison entre F_m (lignes pleines rouges) et les composantes de moment de F_{mes} (lignes bleues pointillées).	105
3.22	Validation du GLMAV-PC avec Θ_{FKE} - Comparaison entre F_f (lignes pleines rouges) et les composantes de force de F_{mes} (lignes bleues pointillées).	106
3.23	Validation du GLMAV-PC avec Θ_{FKE} - Comparaison entre F_m (lignes pleines rouges) et les composantes de moment de F_{mes} (lignes bleues pointillées).	106
3.24	Différences \tilde{F} entre les composantes de force reconstruites de F_{FK} et F_{FKE}	107

3.25	Différences \tilde{F} entre les composantes de moment reconstruites de F_{FK} et F_{FKE} . . .	107
3.26	Synoptique de validation du modèle aérodynamique avec prise en compte du modèle 6-DDL.	108
3.27	Commandes générées par le pilote via la radiocommande lors d'un vol quasi-stationnaire du prototype.	109
3.28	Moments reconstruits à travers le modèle aérodynamique identifié lors d'un vol quasi-stationnaire et manuel du prototype.	110
3.29	Comparaisons entre les mesures des accéléromètres γ_{mes} et les accélérations simulées par le modèle identifié du GLMAV-PC γ_{sim}	111
4.1	Rôle de l'observateur dans le schéma de fonctionnement d'un procédé.	115
4.2	Valeurs moyennes de $\ \hat{\Theta}_k\ _2$ avec un bruit _{5%}	132
4.3	Valeurs moyennes de $\ \hat{\Theta}_k\ _2$ avec un bruit _{15%}	132
4.4	Valeurs estimées et réelles des composantes de la vitesse linéaire.	140
4.5	Erreurs d'estimation des composantes de la vitesse linéaire.	140
4.6	(a) Signaux des accéléromètres simulés $\Gamma(t)$ - (b) Différence entre ${}^1\hat{u}$ et ${}^1\hat{u}_{noisy}$. .	141
4.7	Simulation de l'influence du gain $\mathbf{L}(t)$ sur la vitesse de convergence.	141
5.1	Synoptique de commande des quatre chaînes indépendantes à partir de correcteurs PI par retour d'état.	154
5.2	Position du CG du GLMAV-PC selon les modèles linéaire non linéaire.	158
5.3	Position angulaire du GLMAV-PC selon les modèles linéaire non linéaire.	158
5.4	Vitesses linéaires du CG du GLMAV-PC selon les modèles linéaire non linéaire. .	159
5.5	Vitesses angulaires du GLMAV-PC selon les modèles linéaire non linéaire.	159
5.6	Commandes au GLMAV-PC selon les modèles linéaire non linéaire.	160
A.1	Transformation linéaire fractionnaire basse (LLFT).	166

Avant-Propos

Ce manuscrit présente mes travaux de thèse que j'ai réalisés d'octobre 2008 à décembre 2011, au sein de l'Institut franco-allemand de Recherches de Saint-Louis (ISL) et du Centre de Recherche en Automatique de Nancy (CRAN), sous la direction de M. Mohamed Boutayeb, professeur au CRAN, de M. Hugues Rafaralahy, maître de conférences au CRAN et de M. Bastien Martinez, chercheur à l'ISL. Ma thèse a été financée par l'ISL, qui est sous la tutelle de la Direction Générale de l'Armement (DGA) et du « Bundesamt für Wehrtechnik und Beschaffung » (BWB). Elle porte sur la modélisation et l'identification paramétrique, l'estimation de l'état et la commande stabilisante d'un nouveau concept de drone initié à l'ISL.

Il s'agit d'un projet ambitieux et innovant qui vise à lancer à partir d'un tube portable dédié, un projectile subsonique qui se transforme en drone miniature une fois arrivé au-dessus du site à observer, dans le cadre de mission pour la protection du citoyen, des infrastructures vitales et des réseaux. L'enjeu est important puisque la conception et la réalisation d'un tel système hybride projectile/drone, appelé GLMAV (Gun Launched micro Air vehicle), soulèvent des défis majeurs tant sur le plan technologique que fondamental.

Mon travail de recherche faisait initialement parti de l'axe de recherche exploratoire de l'ISL. La recherche sur la robotique aérienne est également une thématique récemment abordée au sein de l'équipe du CRAN de Longwy. Mon travail est donc précurseur pour le projet GLMAV. J'ai effectué ma première année de thèse à l'ISL, où il s'agissait principalement de concevoir une architecture aéromécanique, de développer un modèle aérodynamique de connaissance, ainsi que toute la partie expérimentale de mon travail, depuis la conception et la réalisation d'un prototype GLMAV, jusqu'à la conception matérielle et logicielle des essais expérimentaux pour la mesure d'effort aérodynamique dans le cas du vol autonome. En février 2010, le consortium formé par l'ISL, le CRAN, le laboratoire HEUDIASYC et SBG Systems SAS, a proposé un programme d'étude complet « DEMONSTRATEUR GLMAV » dans le cadre d'un projet ANR-CSOSG (Concepts, Systèmes et Outils pour la Sécurité Globale) qui doit aboutir à la réalisation d'un démonstrateur pour l'année 2013. A ce moment, ma thèse était une partie intégrante du projet GLMAV, ce qui permit alors de donner un second souffle à mon travail de thèse. J'ai consacré mes deux dernières années de thèse aux problématiques plus fondamentales que j'ai menées au CRAN, en rapport avec l'identification paramétrique du modèle aérodynamique, l'estimation de l'état et la commande stabilisante pour le GLMAV.

Durant ces trois années de thèse, je me situai donc à l'interface entre le monde de la recherche académique et universitaire au CRAN, et le monde de la recherche « industrielle » menée à l'ISL, ce qui a été pour moi une expérience très enrichissante. En annexe (C) sont présentées les différentes publications liées à mon travail de thèse.

Objectifs de la thèse

Dans ce manuscrit, nous abordons les trois grands problèmes de l'automatique appliqués au drone GLMAV, puisque nous nous intéressons à déterminer un modèle du système, à estimer ses états inconnus, ainsi qu'à calculer une entrée stabilisante. Nous nous intéressons plus précisément à atteindre les objectifs ainsi définis :

- ❖ Définir une architecture de drone pour le GLMAV et établir un modèle mathématique de simulation fiable dans le cas du vol quasi-stationnaire (avec de faibles vitesses et de faibles accélérations).
- ❖ Quantifier les perturbations aérodynamiques qui sont par définition inconnues et imprévisibles, et dans lesquelles évolue le GLMAV puisqu'il est principalement dédié au vol en extérieur.
- ❖ Conserver une bonne information de l'état du véhicule même après le coup de canon qui peut endommager certains capteurs de la centrale inertielle.
- ❖ Déterminer un correcteur stabilisant pour le GLMAV dans le cas du vol quasi-stationnaire, à partir d'un modèle de synthèse suffisamment simple.

Organisation du manuscrit

Le manuscrit est organisé en cinq chapitres.

❖ **Chapitre 1** Dans le premier chapitre, après un bref historique concernant les drones, nous rappelons les principes de base du vol des engins à voilure tournante. Nous nous focalisons ensuite sur les problématiques de vol dues aux instabilités aérodynamiques d'un large panel de configurations aéromécaniques de drone. Pour chacune de ces familles, nous exposons les avantages techniques et pratiques à travers différents projets existants. Enfin, nous exposons les différents éléments qui composent le système de navigation et de localisation d'un drone.

❖ **Chapitre 2** Dans le deuxième chapitre, il est question de développer un modèle aérodynamique du GLMAV, à partir des lois de la physique et de l'aérodynamique. Nous développons les modèles de deux architectures aéromécaniques non conventionnelles envisagées, comprenant chacune un birotor coaxial contrarotatif comme système de propulsion. Les modèles incluent notamment les variations des pertes d'efficacité aérodynamique dues aux interactions des flux d'air entre les deux rotors.

❖ **Chapitre 3** Le troisième chapitre porte sur l'identification et la validation du modèle aérodynamique du GLMAV à partir de données expérimentales d'efforts issues d'une balance aérodynamique à jauges de contraintes. Nous présentons le processus expérimental qui comprend l'élaboration et la construction d'un prototype, la mise en place d'une chaîne d'acquisition et de traitement des données, ainsi que la réalisation d'un logiciel dédié au pilotage du drone. Le modèle aérodynamique a d'abord été identifié dans le cas linéaire, à partir d'un filtre de Kalman et pour des conditions proche du vol quasi-stationnaire. Puis, dans le cas non linéaire à partir d'un filtre de Kalman étendu, pour lequel a été déterminé un critère algébrique de la condition de la persistance d'excitabilité en fonction des variables physiques du système. En effet, devant

la grande variation des variables d'entrée et les durées importantes des essais expérimentaux, il était nécessaire de minimiser la quantité de données à recueillir. Enfin, le modèle aérodynamique a pu être validé en utilisant des mesures d'efforts, mais également à partir de données de vol provenant des accéléromètres d'une centrale inertielle.

✦ **Chapitre 4** Le quatrième chapitre expose les travaux liés à l'estimation. Le premier résultat concerne l'estimation de variables aérodynamiques inconnues comme la vitesse du vent de perturbation, qui est essentielle à la caractérisation de l'environnement aérodynamique du drone. Ceci a été réalisée à partir d'une récente extension du filtre de Kalman comprenant une fenêtre glissante (FKE-FG) et qui permet d'améliorer sensiblement la qualité de l'estimation, en considérant des signaux d'accéléromètres très bruités. Nous prouvons également la stabilité locale du FKE-FG. Dans le second problème, il s'agissait de conserver une bonne information de la vitesse linéaire du drone si un accéléromètre venait à être défaillant, ce qui s'est déjà produit au cours d'essais de tirs en raison de la violence du coup de canon. Pour palier à ce problème, un observateur de type Luenberger à temps-variant a été utilisé, et pour lequel des conditions simples de la stabilité asymptotique de l'erreur d'observation ont été données en fonction des variables physiques du drone. L'analyse de la stabilité de l'observateur d'ordre réduit a été réalisée à travers l'approche de Lyapunov et du lemme de Barbalat.

✦ **Chapitre 5** Dans ce cinquième et dernier chapitre, nous proposons de synthétiser un correcteur stabilisant par retour d'état linéaire pour le maintien à poste du véhicule. Ceci en linéarisant le modèle non linéaire du GLMAV qui mène à un découplage de sa dynamique, selon les axes de roulis, de tangage, de lacet et d'altitude. Des résultats de simulations montrent l'efficacité de la méthode. Nous incluons également les fonctions de pondération nécessaires au façonnage du contrôleur dans la boucle de commande. Ce qui permettra plus tard d'intégrer des objectifs de robustesse vis-à-vis de perturbations aérodynamiques de type « rafale de vent », afin d'empêcher le drone d'être entraîné dans le lit du vent. Pour cela, nous supposons que la perturbation atmosphérique agit uniquement sur la dynamique de translation du véhicule.

Chapitre 1

Les drones : un état de l'art

Sommaire

1.1	Introduction	2
1.2	Contexte et historique	2
1.3	L'hélicoptère	5
1.3.1	Le principe du vol de l'hélicoptère	6
1.3.2	Instabilité aérodynamique en vol	8
1.3.3	Autorotation ou autogyration	10
1.4	Les principales architectures aéromécaniques	10
1.4.1	Les rotors coaxiaux	11
1.4.2	Les rotors en tandem	17
1.4.3	Les rotors engrenants	18
1.4.4	D'autres architectures originales	19
1.4.5	Synthèse	21
1.5	Les capteurs pour la navigation et la localisation	21
1.5.1	Capteurs proprioceptifs	22
1.5.2	Capteurs extéroceptifs	24
1.5.3	Système de géolocalisation	25
1.6	Systèmes de navigation et de localisation	26
1.6.1	Navigation inertielle	26
1.6.2	Equipements du GLMAV-Lite	28
1.7	Conclusion	29

1.1 Introduction

Les recherches et les développements liés aux Véhicules Aériens Autonomes (VAA) ont été très actifs au cours des dernières années, motivés par les récentes avancées technologiques dans les domaines de la miniaturisation des actionneurs et de l'électronique embarquée. La conception de systèmes VAA efficaces, bas coûts, et dotés de capacités de navigation autonome est donc devenue possible. Ainsi, les VAA seront de nouveaux outils tant pour des applications civiles que militaires, au cours des prochaines années. La principale mission des VAA sera de déporter la vision humaine au-delà de l'horizon naturel, afin d'accomplir des missions à risque ou difficiles d'accès pour les humains. Par conséquent, les VAA devront répondre à de nouvelles exigences techniques, c'est-à-dire combiner le vol quasi-stationnaire afin d'investiguer des objets spécifiques dans des environnements encombrés, et le vol agressif avec des vitesses et des accélérations élevées, dans le but d'atteindre des zones reculées en un minimum de temps. L'état de l'art que nous présentons est inspiré de nombreuses publications, parmi lesquelles [1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9] exposent les concepts actuels de drones à voilures tournantes, pour lesquels la grande majorité des efforts de recherche sont menés. Ceci, depuis leur naissance et jusqu'aux défis techniques et scientifiques futurs à relever qui conditionnent la conception et le développement de nouvelles générations de drones. L'hélicoptère est la première architecture à voilures tournantes qui a vu le jour. Après un bref historique concernant les drones, nous rappelons les principes de base du vol de l'hélicoptère liés aux différentes articulations des pales et configurations de vol possibles. Nous exposons également certaines problématiques de vol dues aux instabilités aérodynamiques. En effet, c'est le retour d'expérience sur l'analyse mécanique et aérodynamique du vol de l'hélicoptère qui a permis un développement rapide de configurations aéromécaniques plus originales, et dont nous présentons un large panel par la suite. Pour chaque famille de drone, nous exposons ses avantages techniques et pratiques à travers différents projets et applications existantes. Dans une dernière partie, nous présentons les différents éléments qui composent le système de navigation et de localisation de chaque véhicule, qui constituent les organes sensoriels. Avant de conclure nous présentons également notre prototype de drone GLMAV avec l'ensemble de son équipement.

1.2 Contexte et historique

Un drone est un aéronef sans pilote à son bord et doté d'une certaine autonomie et d'une capacité de décision. Les drones ou UAV (Unmanned Aerial vehicle) possède une charge utile pour l'emport de matériels nécessaires à l'accomplissement des missions auxquelles ils sont employés. Notons que le mot drone peut également désigner les engins terrestres ou sous-marins autonomes. Cependant, il est courant de réserver son usage aux VAA (Véhicules Aériens Autonomes). Ce sont les conflits armés qui, au cours de l'histoire, ont révélé l'utilité des drones et ont ainsi amplifié leurs intérêts sur le champ de bataille. Le concept de drone a connu un premier grand essor au cours de la seconde guerre mondiale par les apparitions des fusées V1 et V2, où il a d'abord été jugé comme inadapté et sans réelle utilité par une majorité de militaires et de chefs de file politiques de l'époque. Seule une poignée d'hommes a su imaginer le formidable potentiel de l'idée même d'un drone, ainsi que son impact futur sur l'art de mener la guerre. C'est ensuite durant les guerres de Corée et du Vietnam que les VAA ont connu un second grand essor. Le contexte de la « guerre froide » a en revanche nécessité le développement secret de cette nouvelle arme stratégique. Les drones ont alors permis l'espionnage afin de minimiser les risques humains au cours des interventions militaires. Ce sont les innovations technologiques qui ont permis d'acquérir cette supériorité tactique, en particulier dans les domaines de l'automatique et des

télécommunications. Les conflits actuels ont encore amplifié l'utilisation des drones. Aujourd'hui, le développement de drones reste un domaine de recherche très actif dans le monde, tant pour les applications civiles que militaires. Toutefois, seuls les drones militaires sont actuellement en service, puisque les drones non militaires ne sont pas intégrés dans l'espace aérien civil. Voici un panel réduit des missions actuelles et futures des drones, pour ne citer que quelques domaines d'application tels que :

- la reconnaissance et le sauvetage en condition atmosphérique extrême, ou les drones aideraient par exemple à la localisation de victimes potentielles ;
- l'inspection d'infrastructures telles que les pipelines, les lignes électriques ou les barrages hydrauliques ;
- la surveillance de zones d'intérêts comme les frontières ou le trafic autoroutier ;
- la cartographie de zones agricoles ou urbaines ;
- la prospection pétrolière.

Cet engouement pour le développement des drones est aujourd'hui un vecteur très important du développement économique de l'industrie aérospatiale. D'après [10], l'ensemble des compagnies américaines détient environ 63% du marché des drones, lorsque dans le même temps les compagnies européennes détiennent moins de 7% des parts du marché mondial. Les entreprises américaines produisent à elles seules environ 66% du nombre total de VAA à travers le monde, dont l'application finale pour la grande majorité est militaire. Toutefois, de nombreux projets européens liés à certains consortiums voient aujourd'hui le jour afin de résoudre toutes les problématiques techniques en fonction des scénarios envisagés, ce qui nous amène à présent à discuter de la méthode de classification des drones. En effet, des caractéristiques techniques d'un VAA dépendront des missions auxquelles il pourra être employé et par conséquent son appartenance à une famille de drone. La classification peut dépendre de nombreux paramètres comme l'altitude de vol, l'endurance (temps de vol de l'aéronef), les dimensions (ou leur capacité d'emport, ce qui est sensiblement équivalent) ou encore le type de voilure (il s'agit de l'architecture aéromécanique). Ainsi, la famille des drones aériens est classiquement décomposée en trois catégories dont les deux premières sont :

- les drones MALE (Moyenne Altitude Longue Endurance) dont l'altitude de croisière varie entre 5000 et 15000 mètres. La figure (1.1(a)) présente le drone MALE RQ-1 Predator dont l'altitude maximale est de 7600 mètres et le rayon d'action de 740 kilomètres ;
- les drones HALE (Haute Altitude Longue Endurance) dont le plafond de vol se situe au-delà de 20000 mètres. La figure (1.1(b)) présente le drone HALE RQ-4 Global Hawk utilisé pour des missions de reconnaissance ou de désignation de cibles. Son endurance est de 36 heures et son plafond de vol de 18600 mètres.

La troisième catégorie correspond aux drones tactiques TUAV (Tactical Unmanned Aerial Vehicle) qui sont employés pour des missions précises et de dimensions bien plus petites que les drones HALE ou MALE. Parmi les VAA tactiques, on peut encore distinguer plusieurs catégories, où le segment des MAV (Micro Air Vehicle) constitue l'une d'entre elles. Les MAV sont



FIGURE 1.1 – (a) Drone RQ-1 Predator tirant un missile Hellfire - (b) Drone RQ-4 Global Hawk.

des véhicules de très petite taille, qui peuvent par exemple être facilement transportés par des fantassins et déployés sur place afin de collecter des renseignements dans le combat rapproché. Typiquement, un MAV présente les caractéristiques suivantes, d'après la définition de la DGA (Direction Générale de l'Armement) :

- une masse inférieure à 500 grammes ;
- une envergure inférieure à 0.5 mètre ;
- une autonomie en vol de 10 à 30 minutes.

Ce sont les récentes avancées dans les domaines de la miniaturisation et de la diminution de la consommation des matériels embarqués qui ont permis le développement des MAV. Dans un cadre militaire, ils doivent constituer les nouveaux outils du fantassin afin de déporter sa vue au-delà de son horizon naturel. Toujours selon la DGA, trois générations de MAV ont vu ou verront le jour, à savoir :

- la première n'a pour mission que l'observation "au-delà de la colline" ;
- la seconde inclut la possibilité de "voir par la fenêtre d'un bâtiment", ce qui impose une capacité de vol quasi-stationnaire ;
- la dernière qui est la plus ambitieuse, vise la navigation à l'intérieur des bâtiments.

En général, l'une des difficultés particulières que rencontre les MAV est de combiner le vol de déplacement rapide à basse altitude et le vol quasi-stationnaire, qui nécessitent des qualités aérodynamiques souvent antagonistes. Notons que les configurations de MAV à voilures tournantes sont privilégiées pour répondre à ces deux exigences. Toutefois, d'autres architectures aéromécaniques peuvent également convenir et nous allons dans ce qui suit présenter une grande majorité de ces nombreuses possibilités.

1.3 L'hélicoptère

L'hélicoptère est l'architecture à voilure tournante la plus répandue et la mieux maîtrisée à ce jour, puisqu'elle fût la première à être inventée. Nous dédions un paragraphe au fonctionnement et aux particularités de l'hélicoptère, parce que le fonctionnement de la plupart des autres configurations aéromécaniques à voilures tournantes présentent souvent beaucoup de similitudes avec celui de l'hélicoptère. Ce dernier est composé d'un rotor principal et d'un rotor anticouple, que l'on aperçoit sur la figure (1.2). Les pales en rotation du rotor principal balayent le disque rotor afin de générer une poussée suffisante pour contrer le poids de l'appareil. Le fuselage comprend une poutre située à l'arrière, sur laquelle est montée un rotor de queue qui peut être libre ou caréné dans un fenestron afin d'augmenter la protection et l'efficacité aérodynamique, ce qui est le cas de l'hélicoptère EC 120 Colibri visible sur la figure (1.2(a)). Le rotor de queue, également appelé rotor anticouple de par sa fonction, permet de compenser le moment dû à la rotation du rotor principal selon son propre axe. En d'autres termes, il permet de piloter la position de l'angle de lacet afin d'éviter que l'hélicoptère ne tourne indéfiniment sur lui-même. Malheureusement, le rotor de queue génère d'importantes vibrations qui affectent les performances de l'hélicoptère en vol. Pour palier à ce problème, McDonnell Douglas a conçu au début des années 1980 le système NOTAR (No Tail Rotor) qui permet d'éliminer les nuisances de bruit mécanique. Le rotor de queue est remplacé par une soufflante alimentée par le rotor principal et logée à l'extrémité de la poutre. Ainsi, les hélicoptères équipés du système NOTAR, comme le Hughes MD 500 visible sur la figure (1.2(b)), sont beaucoup moins bruyants et également beaucoup plus fiables, sachant que l'avarie du rotor anticouple est la cause de beaucoup d'accidents. Cette technique n'est encore pas aujourd'hui utilisée pour les drones de type hélicoptère. De nombreux drones à voilures tour-



FIGURE 1.2 – (a) Hélicoptère Eurocopter EC 120 Colibri - (b) Hélicoptère Hughes MD 500.

nantes sont directement inspirés de l'hélicoptère grandeur nature, comme par exemple le drone hélicoptère Camcopter S-100 de la société autrichienne Schiebel que l'on aperçoit sur la figure (1.3). Le retour d'expérience considérable acquis au cours des développements sur les modèles grandeurs nature a permis de concevoir des drones hélicoptères bien plus rapidement, sans se soucier des anciennes problématiques. A titre d'exemple, le Camcopter S-100 est un drone tactique multi rôle utilisé pour la reconnaissance, le soutien d'artillerie ou la surveillance maritime. Pour une masse totale de 200 kilogrammes, son autonomie est d'environ 6 heures, et il peut voler à 220 km/h à un plafond de 5500 mètres. Ajoutons que certains travaux comme [11] et [12], montrent bien que la chaîne complète depuis la modélisation jusqu'aux essais en vol autonome est de nos jours bien maîtrisée.



FIGURE 1.3 – Drone hélicoptère Schiebel Camcopter S-100.

1.3.1 Le principe du vol de l'hélicoptère

Il s'agit à présent de comprendre les principes de base du vol d'un engin à voilure tournante dans le cas particulier de l'hélicoptère et notamment concernant son déplacement dans le plan horizontal. Comprendre les grandes lignes de la mécanique du vol d'un hélicoptère requiert quelques notions d'aérodynamique, qui sont exposées au paragraphe (2.5). De plus, les pilotes reconnaissent que l'hélicoptère est l'engin volant le plus difficile à maîtriser. Le rotor principal est le système de propulsion de l'hélicoptère. Il comprend un mât et une tête de rotor à laquelle sont fixés des pales via un composant mécanique appelé plateau cyclique, qui apparaît sur la figure (1.4).

1.3.1.1 Les articulations de pale

Chacune des pales possède trois degrés de liberté suivant les angles de battement, de traînée et de pas illustrés sur la figure (1.4) et qui ont chacun une fonction bien précise, à savoir :

- l'angle de battement résulte de l'apparition de deux forces concurrentes, c'est-à-dire la portance et la force centrifuge. La portance soulève les pales tandis que la force centrifuge tend à les aligner avec le plan du disque du rotor. Ce dernier forme un cône dont l'angle obtus correspond à l'angle de battement, qui permet de diminuer les contraintes mécaniques en pied de pale ainsi que la dissymétrie de la portance. En effet, au cours du vol de translation la vitesse du vent incident sur chacune des pales est composé du vent dû à la rotation du rotor et à celui dû à la vitesse du véhicule. Selon que la pale avance ou recule par rapport à l'axe de translation, la vitesse du vent incident sera donc plus ou moins importante et par conséquent la force de portance également ;
- l'angle de traînée correspond au déplacement angulaire de la pale par rapport à son axe de fixation au niveau de la tête du rotor en pied de pale. Il permet principalement de supprimer les forces de Coriolis en bout de pale générées par son propre battement précédemment défini ;
- l'angle de pas est le seul à être piloté. Nous décrivons un peu plus loin la relation entre la variation du pas de pale et le déplacement de l'hélicoptère via le plateau cyclique.

Notons que ses trois degrés de liberté sont essentiels et doivent être assurés par la technologie mécanique du rotor. Par exemple, l'angle de battement peut être dû à la flexion de la pale constituée d'un matériau suffisamment souple dans le cas d'un rotor rigide, ou bien à une liaison spécifique entre la tête de rotor et la pale dans le cas d'un rotor articulé, dont la pale sera constituée d'un matériau très rigide. Les rotors modernes sont semi-rigides, à mi-chemin entre

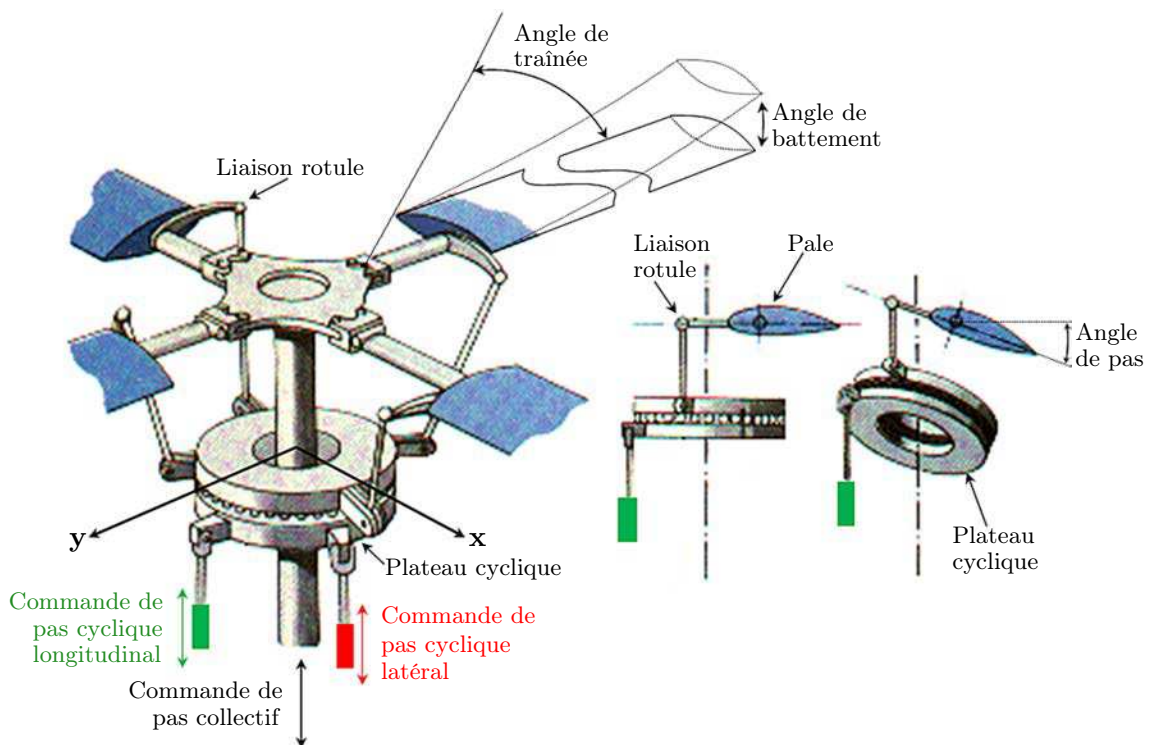


FIGURE 1.4 – Articulations des pales d'une tête de rotor munie d'un plateau cyclique.

le rotor rigide et le rotor articulé, car il s'agit du meilleur compromis entre leur coût et leur performance.

1.3.1.2 Vol de sustentation et propulsion vertical

Comme on peut le voir sur la figure (1.4), la tête de rotor est munie d'un plateau cyclique qui est en liaison linéaire annulaire avec le mât du rotor. Lorsque le plateau cyclique coulisse le long du mât du rotor, les angles de pas de chacune des pales varient de la même valeur, ce qui correspond à la commande de pas collectif. Plus l'angle de pas est important et plus la portance augmente pour une valeur constante de la vitesse du vent incident sur la pale. Le pas collectif permet donc de piloter la vitesse ascensionnelle du véhicule.

1.3.1.3 Vol de translation dans le plan horizontal

Le rotor est un organe de propulsion verticale mais il participe également au déplacement en translation de l'engin. Toujours en se référant à la figure (1.4), l'inclinaison du plateau cyclique par rapport au mât du rotor constitue la commande de pas cyclique. Elle engendre une dissymétrie de l'angle de pas entre deux pales et par conséquent une dissymétrie de la portance. Il apparaît alors un moment autour du centre de gravité G du véhicule qui permet son contrôle en attitude. Illustré par la figure (1.5), l'inclinaison du véhicule entraîne l'inclinaison du rotor et donc l'inclinaison de la portance globale qui devient alors la composante d'une force verticale et d'une force située dans le plan horizontal qui entraîne l'hélicoptère en translation. Pour remarque, la liaison rotule indiquée sur la figure (1.4) autorise à la fois les articulations de traînée et de pas.

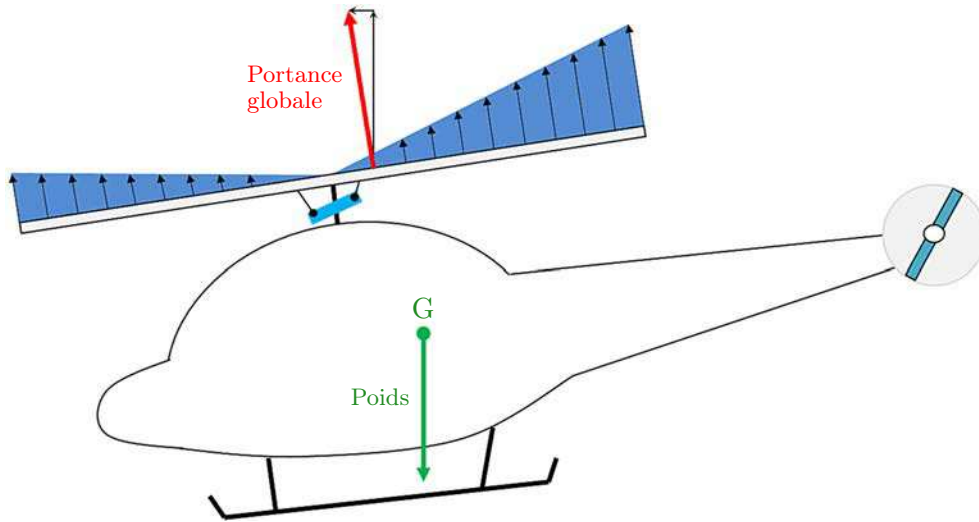


FIGURE 1.5 – Forces générées par le rotor en vol de translation.

1.3.2 Instabilité aérodynamique en vol

Nous présentons ici les raisons principales de l'instabilité aérodynamique d'un hélicoptère dans les cas des vols de translation horizontale et quasi-stationnaire. Ces raisons restent valables pour des configurations aéromécaniques différentes, telles que les rotors coaxiaux, c'est pourquoi il est intéressant de comprendre les phénomènes aérodynamiques qui les déstabilisent au cours du vol. Nous ne parlons pas de la compensation du couple de lacet généré par la rotation du rotor principal, que nous avons déjà exposé en introduction du paragraphe (1.3) et qui est également une cause d'instabilité aérodynamique s'il n'est pas compensé.

1.3.2.1 Instabilité aérodynamique en vol quasi-stationnaire

Un hélicoptère en vol quasi-stationnaire est naturellement instable. En effet, lorsque la vitesse de translation longitudinale augmente, le rotor a tendance à se rabattre en arrière. Pour comprendre ce phénomène plus en détails, nous considérons un hélicoptère en vol quasi-stationnaire dans une atmosphère au repos. Supposons que le nez de l'appareil s'incline doucement vers le bas sans aucune intervention de la part du pilote pour contrer cet événement. En accord avec la figure (1.6), la séquence des mouvements de l'hélicoptère peut être décomposée comme suit :

- ① l'inclinaison du nez engendre l'inclinaison du rotor, ce qui a pour effet de faire avancer l'appareil. Le disque rotor tend alors à se rabattre en arrière ;
- ② le battement des pales est important et un fort moment de tangage apparaît qui tend à relever le nez du véhicule. Le tangage de l'appareil réduit alors le battement des pales ;
- ③ la vitesse d'avancement de l'appareil est maximale lorsque le fuselage est quasiment à l'horizontal. La vitesse d'avancement de l'appareil diminue ensuite fortement et la vitesse de tangage tend à le faire basculer vers l'arrière ;
- ④ la vitesse d'avancement du véhicule est maintenant nulle mais la vitesse de tangage est encore suffisamment importante pour l'entraîner à basculer un peu plus en arrière par rap-

port à l'inclinaison initiale du nez vers l'avant.

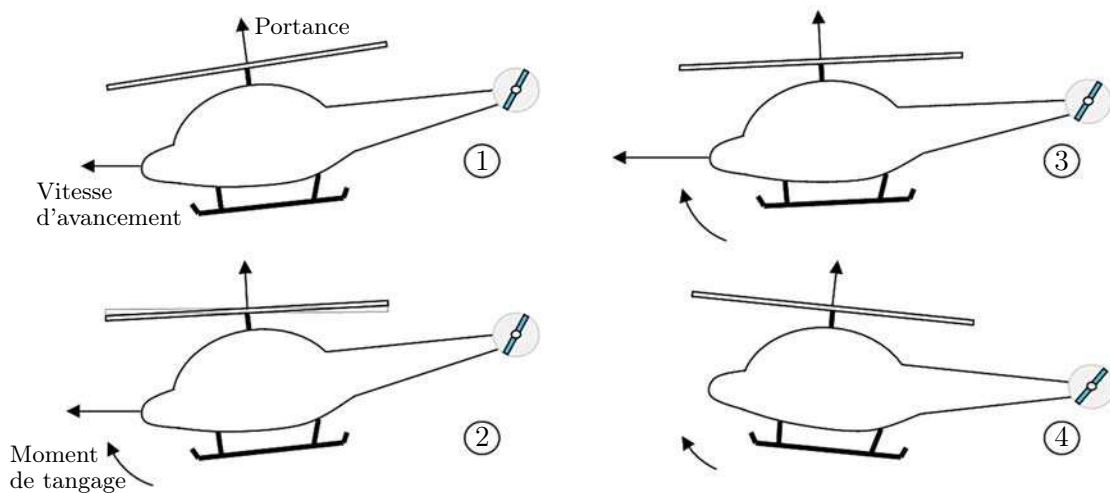


FIGURE 1.6 – Séquence d'instabilité aérodynamique en vol quasi-stationnaire.

L'instabilité aérodynamique se traduit donc par un basculement de l'appareil vers l'arrière encore plus important que lorsque le nez basculait initialement vers l'avant. C'est le moment de tangage généré par le battement des pales qui en est la cause et qui est une fonction de la distance entre le centre de gravité du véhicule et le centre de rotation du rotor, ainsi que la distance entre la charnière de fixation de la pale au centre de rotation du rotor. Par conséquent, la stabilité aérodynamique du vol quasi-stationnaire d'un hélicoptère dépend de ces deux contraintes mécaniques.

1.3.2.2 Instabilité en vol de translation horizontale

Nous venons de voir que le moment de tangage généré par le battement des pales en arrière est une cause d'instabilité en vol quasi-stationnaire. En revanche, il s'agit d'un phénomène physique qui tend à stabiliser l'hélicoptère lors du vol de translation, puisqu'il permet de relever suffisamment le nez afin que le fuselage demeure horizontal. De plus, une vitesse d'avancement suffisante empêche le basculement de l'appareil vers l'arrière, connue sous le nom de « vitesse de stabilité ».

La dissymétrie de la portance est facteur d'instabilité en vol de translation horizontale. En effet, une pale au cours de sa rotation, selon qu'elle avance ou qu'elle recule par rapport au sens de translation de l'appareil, verra une vitesse de vent incidente différente. Ceci puisqu'il faut soit ajouter soit soustraire la propre vitesse du véhicule à la vitesse du vent incident sur la pale. Il en résulte une différence de portance entre les pales en rotation. Ce phénomène s'amplifie lorsque la vitesse du véhicule augmente et peut alors complètement modifier la dynamique du flux d'air qui traverse le rotor. Dans une configuration extrême, la vitesse du vent incident sur la pale avançante peut être suffisamment élevée afin que le régime de l'écoulement autour de la pale soit transsonique¹, voir supersonique². Dans ces mêmes conditions, la pale reculante subira un décrochage aérodynamique en raison d'une vitesse de vent incidente beaucoup trop faible. Ainsi, il existe une vitesse de translation horizontale limite et à ne jamais dépasser, connue sous le nom

1. zone dans laquelle la vitesse locale de l'air devient égale à la célérité du son (341 m/s dans l'air à 15 °C).
2. zone dans laquelle la vitesse locale de l'air est supérieure à la célérité du son.

de NSE (Never-Exceed Speed) qui peut mener à une instabilité catastrophique en cas de dépassement. La dissymétrie de portance est un problème qui affecte les architectures aéromécaniques à un seul rotor, comme les hélicoptères. La conception d'architectures symétriques comme les rotors coaxiaux résout le problème de la dissymétrie de portance dans des conditions normales du vol de translation, pour autant un dépassement de la vitesse NSE engendrerait également une instabilité aérodynamique importante.

1.3.3 Autorotation ou autogyration

L'autorotation est une condition de vol particulière propre à l'hélicoptère et à certaines architectures à voilures tournantes similaires. Ce phénomène physique s'apparente au vol plané des engins à voilures fixes. L'autorotation n'est pas une configuration de vol habituelle pour l'hélicoptère, puisqu'elle devient nécessaire uniquement lors d'une panne moteur. Dans ce cas, il est urgent que le pilote puisse poser l'appareil sans trop de dommage. C'est grâce au vent relatif généré par la chute verticale de l'appareil que le rotor principal va continuer à tourner, et ainsi ralentir sa vitesse de descente. Pour remarque, le lacet doit être maîtrisé à partir des volets aérodynamiques de queue, puisque le rotor anticouple est dans ce cas également hors d'état de marche. L'hélicoptère ne va donc pas tomber brutalement puisque sa chute sera ralentie et même contrôlée. Le pilote doit tout de même effectuer différentes manœuvres depuis la mise en autorotation jusqu'à l'atterrissage, à savoir :

- augmenter suffisamment le pas collectif afin que le vent relatif à la chute de l'hélicoptère l'entraîne en rotation ;
- conserver une vitesse de translation horizontale suffisante pour ne pas déstabiliser l'attitude et notamment l'angle de tangage ;
- à hauteur du sol il faudra cabrer l'hélicoptère pour diminuer la vitesse de translation horizontale et abaisser le pas collectif au maximum pour diminuer fortement la vitesse de descente.

Un hélicoptère, contrairement aux voilures fixes, peut se poser en catastrophe dans une surface au sol très réduite. L'autorotation est une configuration de vol exceptionnelle et périlleuse, qu'il est très difficile de réaliser par un pilote puisqu'il est vital d'exécuter les bonnes commandes aux bons instants. L'autogyration pourrait être réalisée par un pilote automatique, notamment pour les drones, par exemple, afin de protéger matériellement certaines données vidéos importantes enregistrées au cours d'une mission. Pour remarque, les autogires sont des appareils précurseurs de l'hélicoptère qui utilisent le phénomène d'autorotation pour assurer leur sustentation en vol de translation. Ainsi, au cours du vol de translation, une hélice assure la poussée horizontale et le rotor principal non-motorisé garantit la sustentation de l'appareil, grâce au vent relatif à son déplacement qui le traverse. Plus de détails concernant les autogires sont exposés dans [13].

1.4 Les principales architectures aéromécaniques

Nous présentons dans ce qui suit un état de l'art des différentes architectures aéromécaniques qui forment plusieurs familles de drones parmi les engins à voilures tournantes. Nous détaillons pour chacune de ses familles ses spécificités, plus ou moins avantageuses, à travers de nombreux

projets et prototypes de drones ou d'engins de grandeur nature existants et plus ou moins récents. Toutes les configurations aéromécaniques exposées peuvent être vues comme des solutions alternatives au problème de l'anticouple, mais elles ne sont pas uniquement réduites à cette fonction. Nous les avons classées selon trois grandes familles de drones, qui sont : les rotors coaxiaux, en tandem et engrenants. Ces trois grandes familles appartiennent à un groupe plus élargi, à savoir les VTOL (Vertical Take-Off and Landing), qui comme son nom l'indique définit les appareils capables d'atterrir et de décoller verticalement. Nous présentons aussi tout au long de cette section des configurations plus ou moins hybrides entre les trois grandes familles, et d'autres plus originales dans un dernier paragraphe.

1.4.1 Les rotors coaxiaux

1.4.1.1 Généralités

Cette configuration est constituée de deux rotors contrarotatifs partageant le même axe de rotation. Par rapport à l'architecture de l'hélicoptère, les birotors coaxiaux sont dépourvus de rotor de queue, puisque les moments dus aux rotations de chacun des rotors se compensent mutuellement. Les deux rotors participent à la poussée et leur différentiel de portance pilote l'angle de lacet. Notons que la poussée n'est pas égale à la somme des poussées individuelles, à cause de l'interaction des flux d'air entre les deux rotors. Ainsi, le rotor inférieur tourne un peu plus vite que le second, puisqu'il est exposé au sillage du rotor supérieur. Nous exposerons en détails l'ampleur de ces pertes d'efficacité aérodynamique dues à la superposition des rotors, aux sections (2.6.1) et (3.4.2). La configuration à birotor coaxial contrarotatif est une spécificité des appareils Kamov, pour des engins militaires comme le Kamov Ka-50 visible sur la figure (1.7(b)), ou civils comme le Kamov Ka-32 qui a une capacité de levage de l'ordre de 5 tonnes, pour un diamètre de rotor comparable à celui d'un hélicoptère d'une à deux tonnes.

Les avantages que procurent le birotor coaxial par rapport à une architecture conventionnelle



FIGURE 1.7 – (a) Kamov Ka-32 - (b) Kamov Ka-50.

d'hélicoptère sont nombreux, en voici une liste presque exhaustive :

- il permet l'emport de charge bien plus lourde qu'un hélicoptère équivalent, puisque les deux rotors participent à la poussée. De plus, l'énergie fournie au rotor de queue dans le cas de l'hélicoptère, qui représente environ 11% de la puissance consommée, est dans le cas du birotor dédiée à la poussée ;
- la symétrie aérodynamique (expliquée au paragraphe (1.3.2.2)) est assurée du fait que les rotors sont contrarotatifs. Il s'agit d'un critère très important de la conception aéromécanique d'un engin à voilure tournante. La symétrie de portance assure également une

meilleure stabilité de l'appareil aux extrémités de l'enveloppe de vol ;

- la compacité de l'ensemble est un avantage majeur par rapport à hélicoptère, puisque l'économie du rotor de queue permet la conception d'un fuselage moins encombrant. De plus, l'appareil sera moins sensible aux rafales de vent transverses. Leur conception plus compacte au niveau des rotors pour un hélicoptère équivalent assure une signature visuelle réduite, ainsi qu'une empreinte au sol plus petite. Ils pourront donc se poser dans des endroits plus confinés, par exemple sur les porte-avions ;
- leur capacité de survie est accrue en combat et à faible vitesse de translation horizontale, grâce à leur faible signature visuelle et leur moindre vulnérabilité due à l'absence de rotor de queue, qui est la cause de beaucoup d'accidents pour les hélicoptères conventionnels ;
- la vitesse ascensionnelle est supérieure de l'ordre de 4 à 5 mètres par seconde. Le plafond de vol est quant à lui rehaussé d'environ 500 à 1000 mètres ;
- les pertes mécaniques sont moins importantes, comme elles peuvent exister sur un hélicoptère à cause de la boîte de transmission entre le rotor principal et le rotor de queue ;
- en condition de vol d'autorotation (exposé au paragraphe (1.3.3)), la vitesse de chute au moment de l'atterrissage est réduit d'environ 15 km/h, puisque grâce à une conception moins contraignante du birotor, il est possible d'augmenter l'amplitude de l'angle de pas de 10 degrés.

Malgré leurs formidables atouts, les birotors coaxiaux présentent à l'évidence certains inconvénients qui n'en font pas toujours un des choix les plus judicieux lors de la conception, à savoir :

- les interférences aérodynamiques des deux rotors engendrent une perte d'efficacité aérodynamique de la portance. Ainsi le rotor inférieur est contraint à tourner un peu plus vite que le second puisqu'il est exposé à son sillage. L'espacement entre les deux rotors est donc un critère dont il faut tenir compte pour optimiser l'efficacité aérodynamique de la propulsion, mais également pour diminuer les perturbations aérodynamiques importantes à haute vitesse de translation horizontale de l'engin ;
- la complexité mécanique de la tête de rotor augmente sa fragilité, notamment par le système de commande plus complexe au niveau du plateau cyclique par rapport à l'hélicoptère. La complexité mécanique provient également du mât qui doit accueillir les deux rotors contrarotatifs. La maintenance de l'ensemble n'en est que plus délicate, puisque certains composants sont plus difficiles d'accès ;
- en pratique, les hélicoptères coaxiaux sont plus lents en déplacement horizontal à puissance équivalente, ceci à cause de la traînée plus importante générée par les deux rotors ;
- il existe une possibilité de contact entre les deux rotors dans des conditions de vol extrême. Notamment à cause de vibrations importantes des pales dues aux battements importants lors d'un décrochage aérodynamique ;
- la longueur du mât plus importante qu'un hélicoptère conventionnel réduit la fréquence

à laquelle le phénomène de résonance peut apparaître. En effet, les forces latérales au niveau du mât du rotor qui génèrent les vibrations sont compensées par le fait que les deux rotors sont contrarotatifs. Malgré cela, certaines tolérances trop imprécises liées à la conception mécanique ne permettent pas toujours d’obtenir un équilibrage parfait du birotor. C’est pourquoi le système peut entrer en résonance et endommager définitivement certains composants mécaniques³. Néanmoins, il existe une méthode de contrôle actif basé sur la mesure des vibrations et expliquée en détails dans [14] ;

- les birotors coaxiaux constituent une architecture non conventionnelle qui par conséquent augmente leurs coûts de conception et de fabrication par rapport aux hélicoptères.

Le lecteur est invité à consulter [15] et [16] pour plus d’informations quant aux problématiques aéromécaniques et à la caractérisation aérodynamique de rotors coaxiaux.

1.4.1.2 Les rotors coaxiaux libres

Beaucoup de prototypes de MAV imitent les birotors coaxiaux de grandeur nature. Citons en exemple le drone IT 180-5 d’Infotron en figure (1.8(a)), qui existe soit en version thermique ou électrique qui est bien plus silencieuse. Son diamètre de pale est d’environ 1,8 mètre et son autonomie de 90 minutes pour la version thermique et de 30 minutes pour la version électrique. D’autres MAV rivalisent à être les plus légers et/ou les plus petits possible. Citons en exemple le micro drone Seiko Epson μ FR en figure (1.8(b)) qui ne pèse que 8,9 grammes, ou encore le drone Picoflyer de Proxflyer en figure (1.8(c)) qui lui pèse 3,3 grammes, mais dont l’autonomie est réduite à une minute. Mentionnons également les projets « Voyeur » de Lite Machines ou encore le drone à birotor coaxial de SkyBotix, dont les architectures aéromécaniques ressemblent fortement à celle du drone GLMAV (présenté à la fin de ce chapitre sur la figure (1.23)). Parmi la

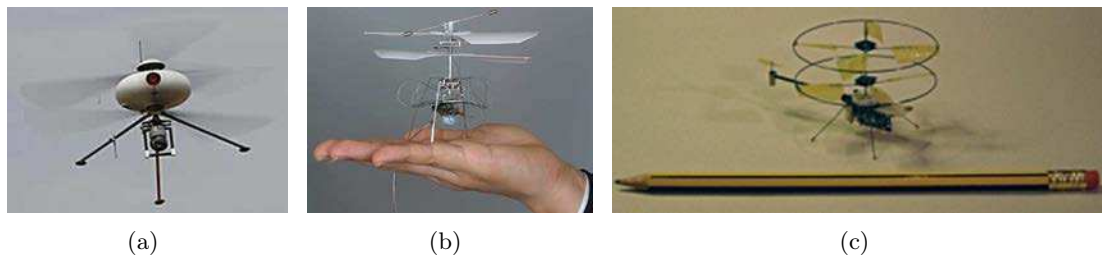


FIGURE 1.8 – (a) Drone Infotron IT 180 - (b) Micro drone Seiko Epson μ FR - (c) Micro drone Proxflyer Picoflyer.

famille des MAV à rotors coaxiaux, certains comportent d’autres particularités aéromécaniques que nous présentons dans ce qui suit.

1.4.1.3 Les rotors coaxiaux carénés

Les rotors coaxiaux carénés représentent une alternative aux rotors coaxiaux libres. En effet, la carène est un composant passif qui isole en partie le birotor de l’environnement extérieur.

3. Certains systèmes décrits comme des oscillateurs sont sensibles à une certaine fréquence dite de résonance. Une énergie appliquée périodiquement au système et proche de cette fréquence entraînera des oscillations de plus en plus importantes jusqu’à un régime d’équilibre ou bien à la rupture de ses composants.

Ainsi, les pales ne sont plus directement exposées aux perturbations de vent transverses. Dans ce cas, le birotor participe uniquement à la poussée et au pilotage du lacet. Ce sont des gouvernes aérodynamiques placées sous le birotor (encore appelées déflecteurs de flux) qui contrôlent l'assiette du véhicule grâce au flux d'air généré par les rotors. La carène présente de nombreux avantages, à savoir :

- elle restreint la contraction du tube de flux en sortie du birotor (voir la figure (2.7)), ce qui accroît sensiblement la poussée à régime équivalent avec un birotor libre de même dimension ;
- si le profil de la carène est un profil aérodynamique (similaire au profil d'une aile d'avion) elle peut générer une portance qui s'ajoute à celle du birotor, lorsque l'engin est suffisamment cabré en vol de translation horizontal rapide. Ce phénomène se nomme la « portance planeur » dont il est question plus en détail dans [17] ;
- l'engin est plus résistant aux chocs puisque les pales ne sont pas facilement accessibles ;
- la carène isole le birotor du vent relatif au déplacement horizontal de l'engin, ce qui élimine le problème de la vitesse limite NSE due à la différence de vitesse du vent incident selon que la pale avance ou recule (voir paragraphe (1.3.2.2)) ;
- la signature acoustique est plus faible qu'un birotor libre.

Notons tout de même que la carène augmente la masse de l'engin et diminue d'autant la charge utile. De plus, sa prise au vent transverse est importante et induit un moment cabreur qui peut déstabiliser l'appareil en vol quasi-stationnaire, ces effets sont expérimentalement caractérisés dans [18]. Plusieurs drones à birotors coaxiaux carénés existent et sont opérationnels. Les exemples que nous présentons sur la figure (1.9) comportent tous une ogive au-dessus de la carène, dont le rôle principal est de rehausser le centre de gravité pour diminuer le moment cabreur dû aux rafales de vent transverses, mais également pour embarquer des matériels utiles. Le diamètre de la carène va de 20 centimètres pour le drone iSTAR de Allied Aerospace (présenté dans [19]), jusqu'à 80 centimètres pour les drones HOVEREYE de Bertin Technologies ou le MAV de Honeywell. Davantage d'informations sont exposées dans [20, 21, 22, 23, 24], concernant entre autres la conception et la caractérisation aérodynamique expérimentale des engins à birotors coaxiaux carénés. La figure (1.9) présente des engins à carène longue. Cependant, il existe également des MAV à carène courte, c'est-à-dire dont la longueur de la carène est faible par rapport au diamètre du birotor. Le principal atout est la faible traînée aérodynamique en vol de translation horizontal de l'appareil. Citons comme exemple le drone Satoorn de l'ISAE apparent sur la figure (1.10(a)), qui pèse 533 grammes pour un diamètre de rotor de 600 millimètres. Outre le birotor, il comporte deux petits rotors permettant de l'incliner et donc de contrôler son assiette et la vitesse de translation horizontale. Il s'agit là d'un troisième système de contrôle d'attitude, en plus des solutions avec déflecteurs de flux et plateau cyclique. Pour remarque, si un seul rotor participe à la poussée dans la carène, il serait possible de réaliser un système d'anticouple passif. C'est ce que propose le projet « GFS-UAV Flying Saucers » assimilable à une soucoupe volante et qui apparaît sur la figure (1.10(b)). Ce drone possède des gouvernes fixes le long du corps, placées judicieusement à l'extérieur de la carène pour générer un moment de lacet qui compense celui du rotor tournant. Des déflecteurs de flux à l'intérieur de la carène pilotent son attitude.

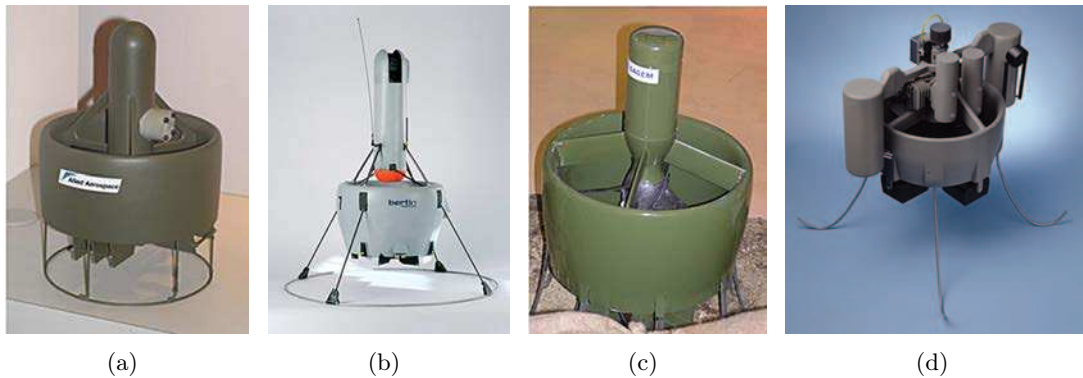


FIGURE 1.9 – (a) Allied Aerospace iSTAR - (b) Bertin Technologies HOVEREYE - (c) Sagem ODIN - (d) Honeywell UAV.



FIGURE 1.10 – (a) ISAE Satoorn - (b) Projet GFS-UAV Flying Saucers.

1.4.1.4 Les « tail-sitter » ou « tilt-body »

Une autre catégorie de MAV qui utilise le birotor coaxial comme système de propulsion sont les engins dénommés « tail-sitter » ou « tilt-body », du fait que leur fuselage est posé verticalement sur le sol et qu'ils ont la capacité de basculer le corps de l'appareil pour passer en mode de vol avion. Il est courant de les classer dans la catégorie des engins convertibles, capables de transiter entre le vol hélicoptère lorsque l'engin est à la verticale et le vol avion lorsqu'il bascule à l'horizontale. En vol quasi-stationnaire, le birotor assure la portance et l'anticouple et les appendices aérodynamiques aux extrémités des ailes contrôlent son attitude. Ce comportement est similaire à ceux des birotors coaxiaux à carènes longues de la figure ((1.9)). Ce qui différencie principalement ces engins est l'enveloppe de vol exceptionnelle, que possède d'ailleurs tous les drones convertibles. L'inconvénient majeur concerne un décrochage possible des gouvernes de direction en vol quasi-stationnaire, dans le cas où la composition des vitesses d'une rafale de vent de travers avec le flux d'air produit par le birotor serait défavorable. Les drones « tail-sitter » sont inspirés du prototype expérimental Convair XFY Pogo illustré par la figure (1.11(a)), dont le premier vol avec basculement a eu lieu en 1954. Citons également le drone GoldenEye de Aurora Flight Sciences ou encore le drone SkyTote de AeroVironment-AFRL présentés sur la figure (1.11). Le lecteur est invité à consulter [25] et [26] pour plus de détails concernant ces deux derniers appareils. Un autre MAV « tilt-body » présenté dans [27] correspond à la réplique parfaite d'un avion de modélisme, à la seule différence qu'il possède de toutes petites hélices aux bouts des ailes, ceci afin de contrer le couple de réaction généré par son hélice en vol quasi-stationnaire.

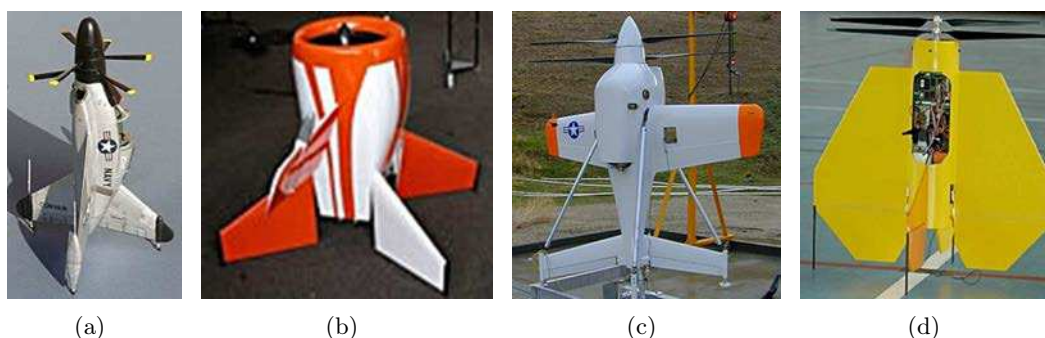


FIGURE 1.11 – (a) Convair XFY-1 Pogo - (b) Aurora Flight Sciences Corporation GoldenEye - (c) AeroVironment-AFRL SkyTote - (d) ISAE Vertigo.

1.4.1.5 La soufflante non-carénée

Nous avons vu que les rotors coaxiaux peuvent également devenir des systèmes de propulsion horizontale pour les architectures de drone « tail-sitter ». C'est également le cas pour les avions de ligne conventionnels. Ainsi, l'idée de soufflante non-carénée est née à la fin des années 1980, qui consiste en deux rotors coaxiaux et contrarotatifs situés à l'extérieur d'une turbine de puissance. La figure (1.12) en illustre le concept. La soufflante non carénée qui est aussi appelée « Open rotor » permet d'obtenir les mêmes performances qu'un turboréacteur en conservant avec une consommation de carburant aussi faible qu'un turbopropulseur. Ceci grâce aux birotors dont le diamètre n'est plus limité à celui de la carène, et qui permet alors d'augmenter la surface des pales. Actuellement, ce système de propulsion est de nouveau étudié par différents motoristes à cause du prix élevé du pétrole. Les rotors libres imposent de placer les soufflantes au niveau de l'empennage pour un avion, afin que la casse d'une pale ne puisse pas abîmer le fuselage. De plus, la signature acoustique est beaucoup plus importante de par l'absence de carénage du birotor. La figure (1.12(b)) montre un prototype « d'open rotor » monté sur une balance aérodynamique⁴, dont la NASA se sert pour étudier les vibrations générées en soufflerie subsonique. Certains drones HALE ou MALE pourraient être équipés à l'avenir de soufflantes non-carénées.



FIGURE 1.12 – (a) Soufflante non-carénée - (b) Prototype de soufflante non-carénée sur une balance aérodynamique.

4. Une balance aérodynamique est un instrument de mesure d'effort à jauges de contraintes que nous présentons en détails au paragraphe (3.3) pour l'identification expérimentale du drone.

1.4.2 Les rotors en tandem

Dans le cas des engins de grandeurs nature, les rotors en tandem sont utilisés pour le transport de très lourdes charges. En effet, le CH-47 Chinook de Boeing illustré sur la figure (1.13) peut emporter une charge totale de 22,7 tonnes. Les deux rotors sont contrarotatifs et donc compensent mutuellement les couples dus à leurs rotations. La poussée est assurée par une commande symétrique sur le pas collectif de chaque rotor. Pour les déplacements latéraux, les commandes symétriques de pas cyclique d'amplitudes identiques sont actionnées en même temps, cependant pour une commande antisymétrique de pas cyclique il apparaît un couple de lacet. Une dissymétrie de la portance entre les deux rotors implique un basculement de l'appareil selon son angle de tangage et entraîne donc l'appareil en vol d'avancement. Les rotors en tandem sont très encombrants et peu manœuvrables, ce qui constituent leurs principaux défauts. Notons également que l'allongement du fuselage les rend plus sensibles aux rafales de vent de travers.



FIGURE 1.13 – Boeing CH-47 Chinook.

1.4.2.1 Les rotors en tandem multiples

Les rotors en tandem constitue une configuration aéromécanique très répandue parmi les MAV, qui comportent souvent plus de deux rotors. Citons par exemple le quadricoptère X-UFO de Silverlit illustré par la figure (1.15(a)). Ce dernier n'a qu'un seul équivalent de grandeur nature, il s'agit du gyroplane Breguet-Richet datant de 1907 représenté sur la figure (1.14), où le pilote prend place au centre de l'engin. Outre le gyroplane, les engins possédant quatre ou

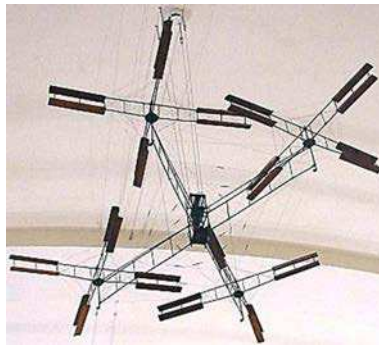


FIGURE 1.14 – Gyroplane Breguet-Richet de 1907 (photo de PHGCOM).

plus de quatre rotors en tandem sont uniquement les drones. Certains engins comportent jusqu'à huit rotors, comme nous pouvons le voir sur la figure (1.15(c)). Le sens de rotation des rotors est inversé deux à deux afin de compenser le couple de réaction, qui contrôle également le lacet

s'il n'est pas compensé. C'est la différence de portance qui pilote les inclinaisons du véhicule selon les angles de roulis et de tangage, et qui permettra donc le vol d'avancement. Ces MAV sont particulièrement appropriés au vol quasi-stationnaire du fait de la répartition de la portance dans le plan horizontal. Ils sont cependant peu adaptés au vol en extérieur en présence de vent. Actuellement, beaucoup de projets visent à stabiliser et à commander ces appareils, comme dans [28] et [29].

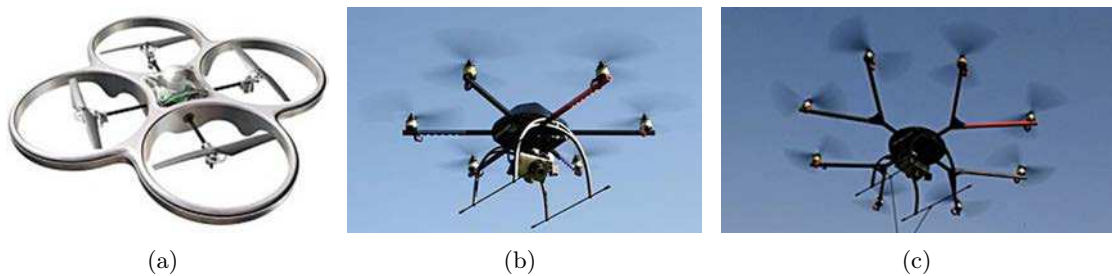


FIGURE 1.15 – (a) Quadricoptère Silverlit X-UFO - (b) Hexacoptère - (c) Octocoptère.

1.4.2.2 Les rotors en tandem basculants

Les rotors en tandem basculants placent les engins qui en sont équipés dans la catégorie des convertibles. En effet, ces appareils sont équipés de rotors contrarotatifs placés aux extrémités d'une voilure fixe. Prenons pour exemple le Nord 500 de Aérospatiale visible sur la figure (1.16(a)), dont le fonctionnement diffère selon le mode de vol, c'est-à-dire :

- en vol quasi-stationnaire, les deux rotors assurent la sustentation de l'appareil, le basculement symétrique des rotors contrôle le tangage, le différentiel de portance pilote le roulis et le basculement antisymétrique contrôle le lacet ;
- en vol d'avancement, la voilure fixe assure la sustentation et les deux éléments basculants jouent le rôle de turbopropulseurs comme pour un avion. En configuration de vol avion, le lacet est contrôlé par des dérives au niveau de l'empennage et le roulis par des ailerons présents sur la voilure fixe.

Le principal problème de ces appareils concerne la phase de transition entre le vol hélicoptère et le vol avion ; c'est une phase critique dont les effets aérodynamiques ne sont pas bien connus. Ajoutons que certains accidents liés à la rupture des éléments basculants ont fortement dégradé la confiance qui était accordée à ces appareils. Concernant une application aux MAV, citons le concept de Trek Aerospace illustré par la figure (1.16(b)), qui inclut un birotor coaxial dans chaque carène. Ce concept bénéficie donc à la fois des avantages du birotor coaxial, des rotors en tandem et des engins convertibles. Un autre concept drone opérationnel décrit dans [30], propose un engin dont chacun des deux éléments basculants possède deux axes de rotation.

1.4.3 Les rotors engrenants

Les rotors engrenants contrarotatifs constituent une architecture très intéressante. Elle est à mi-chemin entre les rotors coaxiaux et les rotors en tandem. La société Kaman est connue pour la spécificité de ses appareils à rotors engrenants, que nous présentons en figure (1.17) à travers

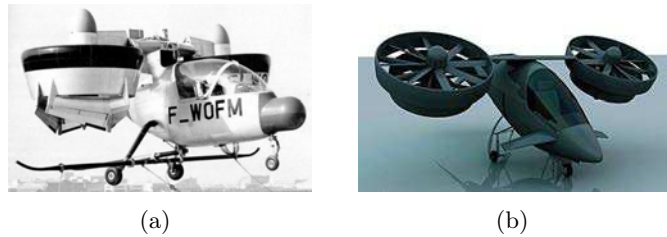


FIGURE 1.16 – (a) Aérospatiale Nord 500 - (b) Trek Aerospace concept drone.

deux modèles : le HH-43 Huskie et le K-Max. Ces engins constituent une évolution du prototype Flettner FL 282 Kolibri développé durant la seconde guerre mondiale et visible sur la figure (1.17(a)). Les rotors sont naturellement inclinés et synchronisés par une boîte de transmission,



FIGURE 1.17 – (a) Flettner FL 282 Kolibri - (b) Kaman HH-43 Huskie - (c) Kaman K-Max.

ceci afin que les pales ne rentrent jamais en contact. Une commande symétrique de pas collectif ou de pas cyclique pilote la vitesse ascensionnelle et le déplacement en translation horizontale. Une commande antisymétrique de pas cyclique contrôle la position de lacet. Les rotors engrenants tirent les avantages des rotors en tandem et des rotors coaxiaux. En effet ils ne sont pas aussi imposants que les rotors en tandem mais sont tout aussi capables d'emporter de très lourdes charges. De plus, la poussée totale est bien la somme des poussées individuelles, puisque les rotors étant à hauteur égale, leurs sillages ne se perturbent pas mutuellement. Malheureusement, il n'existe pas de concept drone utilisant cette configuration aéromécanique, certainement dû au fait de la complexité mécanique de la boîte de transmission commune.

1.4.4 D'autres architectures originales

1.4.4.1 Les hybrides VTDP

La technologie VTDP (Vectored Thrust Ducted Propeller) est récente. Elle vise à augmenter la vitesse de croisière des engins VTOL à voilures tournantes. En effet, la plupart des configurations que nous avons précédemment présentée ne peut pas combiner le vol quasi-stationnaire avec le vol avion. Même si certains appareils y parviennent, la polyvalence que leur confère leur enveloppe de vol très étendue s'effectue au détriment de performances parfois insuffisantes dans les deux modes de vol. Aujourd'hui, plusieurs projets entreprennent le développement de nouvelles solutions aéromécaniques afin d'améliorer les performances des engins convertibles, surtout dans le cas du vol avion. Ainsi, le X-49 SpeedHawk de Piasecki, illustré par la figure (1.18(a)), est un appareil doté de la technologie VTDP, qui consiste à installer une hélice carénée à la

queue de l'appareil pour augmenter sa vitesse en vol d'avancement. Le premier vol d'essai du X-49 SpeedHawk a eu lieu le 29 juin 2007. C'est un rotor principal et des ailes qui assurent la sustentation, respectivement en vol quasi-stationnaire et en vol avion. Suite à cela, d'autres projets équipés de VTDP suivirent comme par exemple le démonstrateur X2 de Sikorsky (voir figure (1.18(b))), qui comporte un birotor coaxial ainsi qu'un système de propulsion auxiliaire horizontal VTDP. Cet engin bénéficie donc des avantages du birotor coaxial et augmente fortement sa vitesse de croisière en vol avion, jusqu'à atteindre la vitesse record de 463 km/h. Le succès du démonstrateur X2 a contribué à initier deux autres projets similaires : le premier est le Sikorsky S-97 Raider d'attaque qui reprend exactement l'architecture du prototype X2 et dont le premier appareil est prévu pour l'année 2014 ; le second est le OH-58D/AVX doté d'un birotor coaxial et de deux propulseurs VTDP à l'arrière. La facilité de transition entre le vol quasi-stationnaire et le vol d'avancement en fait le principal avantage de cette technologie. En effet, il n'est plus nécessaire de basculer l'élément propulsif ou le corps de l'engin pour transiter entre les deux modes de vol, la transition est facile et transparente.

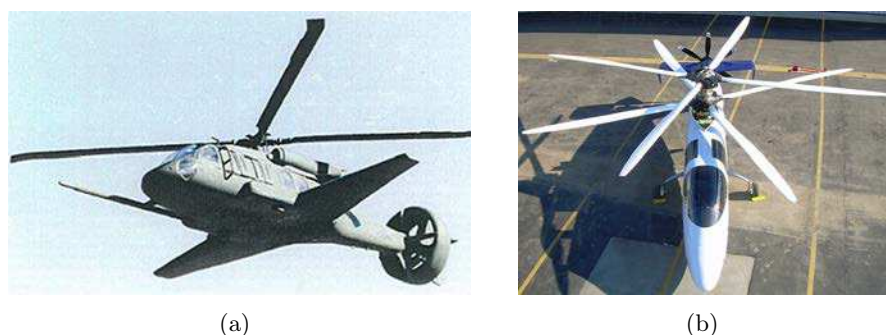


FIGURE 1.18 – (a) Piasecki X-49 SpeedHawk - (b) Projet Sikorsky X2 Technology Demonstrator.

1.4.4.2 Les ailes battantes ou ornicoptères

Les engins biomimétiques, encore appelés ornicoptères lorsqu'ils imitent le vol d'un oiseau, constituent une nouvelle famille de drones dite à ailes battantes. Ces nouveaux drones peuvent être perçus comme des appareils à mi-chemin entre les voilures fixes et les voilures tournantes. En effet, ces engins reproduisent le vol des oiseaux ou des insectes à ailes battantes à partir de composants électromécaniques. Tout comme les convertibles, ils peuvent passer du vol quasi-stationnaire au vol avion. Les drones à ailes battantes peuvent être de la taille d'un oiseau ou bien aussi petit qu'un insecte, comme le montre la figure (1.19), qui représente un prototype d'insecte drone de l'Université de Harvard dont l'envergure est de trois centimètres. Les développements d'engins biomimétiques autonomes rencontrent un problème de taille, puisque le mouvement d'une aile battante est très complexe et encore davantage lorsqu'il s'agit de modéliser son comportement aérodynamique. C'est bien ce à quoi s'essayent certains travaux comme [31] ou [32] et plus récemment [33]. De plus, cette compréhension passe par des expérimentations qui nécessitent des moyens conséquents, par exemple, pour visualiser la dynamique du fluide due aux battements d'une aile dont la fréquence est de 100 Hz ou plus. Certains travaux très récents mènent ces investigations à partir d'essais en soufflerie, comme [34] et [35]. D'autres proposent encore des systèmes de mesures d'efforts adaptés aux petits insectes mécaniques, comme dans [36, 37]. Le second grand problème concerne la conception de systèmes mécaniques performants reproduisant le battement des ailes. En effet, ces systèmes nécessitent une attention particulière

au moment de la conception, puisqu'ils sont plus complexes et en quelques sortes moins rustiques que les engins à voilures tournantes.

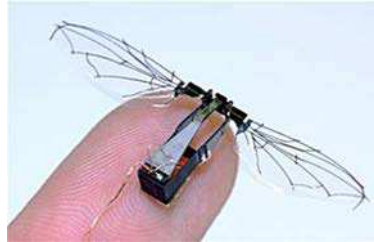


FIGURE 1.19 – Projet d'insecte volant à aile battante de l'université d'Harvard.

1.4.5 Synthèse

C'est en 1480 que Léonard de Vinci imagina l'« Helix Pteron », qui est l'ancêtre de tous les engins à voilures tournantes de type VTOL. L'« Helix Pteron » comportait une voilure en spirale qui tournait autour d'un axe vertical, d'où son nom qui, traduit littéralement du grec, veut dire « spirale aile ». Depuis, le vol des engins à voilures tournantes est bien maîtrisé, dans le sens où les problèmes principaux liés à son fonctionnement ont été résolus, à savoir :

- la compensation du couple de réaction du rotor principal ;
- le problème de la dissymétrie de la portance d'architecture antisymétrique ;
- la combinaison du vol quasi-stationnaire avec le vol avion tout en conservant de bonnes performances dans ces deux modes de vol, et de manière à ce que l'opération de transition ne soit pas critique.

Nous avons vu que les problématiques actuelles concernent soit l'amélioration des performances de configurations aéromécaniques hybrides parmi les architectures bien connues, ou bien la conception de nouvelles familles de drones comme les engins biomimétiques, pour lesquelles beaucoup de choses restent à accomplir, pour la conception mécanique et la modélisation aérodynamique. Une autre problématique s'intéresse à la coopération entre plusieurs drones au cours de missions. En d'autres termes, il s'agit de faire en sorte que les drones communiquent entre eux afin d'optimiser les actions de chacun, selon les objectifs imposés de la mission. C'est par exemple la tâche à laquelle le projet MAVSTAR de l'Université de New South Wales en Australie est dédié, qui comme il apparaît sur la figure (1.20), fait également intervenir des drones terrestres. Évidemment, avant de pouvoir communiquer avec ses semblables, un drone doit pouvoir s'orienter dans l'espace et localiser sa position. Il faut donc le doter de capacités de navigation, qui est également un préalable indispensable à l'élaboration de lois de commande. C'est ce que nous allons présenter dans ce qui suit.

1.5 Les capteurs pour la navigation et la localisation

Dans cette section nous décrivons les différents capteurs qui équipent les drones et sont essentiels pour les doter de capacités de navigation et de localisation. Ces capteurs peuvent être classés



FIGURE 1.20 – Projet MAVSTAR (Micro Aerial Vehicles for Search, Tracking and Reconnaissance) de l'Université de New South Wales en Australie.

selon plusieurs critères. Le premier consiste par exemple à différencier les capteurs passifs des capteurs actifs, c'est-à-dire respectivement ceux qui ont besoin d'un apport d'énergie extérieure afin de mesurer le phénomène physique, de ceux dont le phénomène physique fait naturellement varier la grandeur électrique de sortie, comme par exemple les thermocouples. Tous les capteurs embarqués sur le GLMAV sont passifs, on peut alors distinguer les capteurs proprioceptifs des capteurs extéroceptifs :

- les capteurs proprioceptifs ne nécessitent pas une connaissance de l'environnement dans lequel évolue l'engin. Ces capteurs mesurent la position, la vitesse ou encore l'accélération de l'engin par rapport à un état de référence. Cependant, l'intégration des grandeurs mesurées se dégrade au cours du temps, c'est pourquoi il est vital de recalibrer les signaux par un système de mesure absolu et composé de capteurs extéroceptifs ;
- les capteurs extéroceptifs quant à eux utilisent les informations de l'environnement extérieur au drone afin de connaître sa situation par rapport à certains repères absolus (repères visuels, balise) dont la situation est connue dans le repère lié à l'environnement (repère inertiel). Ces capteurs sont nécessaires à la localisation mais également pour déterminer la structure de l'environnement dans lequel l'engin évolue.

Nous détaillons dans ce qui suit le fonctionnement des capteurs embarqués par le GLMAV.

1.5.1 Capteurs proprioceptifs

1.5.1.1 Accéléromètres

Le principe physique d'un accéléromètre consiste en une masse d'épreuve suspendue à un cadre rigide et fixe par rapport au repère inertiel \mathcal{I} . En effet, dès que l'accéléromètre est soumis à une accélération différente de la pesanteur, la masse m réagit au mouvement et modifie la tension exercée sur son système de maintien, qui est modélisé sur la figure (1.21) par un ressort de constante de raideur K et un amortisseur dont le facteur d'amortissement est D . Ainsi, la fonction de transfert mécanique du système masse-ressort-amortisseur entre le déplacement d de la masse et son accélération a est modélisée par un système du second ordre :

$$\frac{d(s)}{a(s)} = \frac{1}{s^2 + \frac{D}{m}s + \frac{K}{m}} \quad (1.1)$$

où s est la variable de Laplace. Notons qu'un accéléromètre ne détecte pas le poids, et fournit donc une mesure de l'accélération projetée sur son axe de mesure x , à laquelle il faut soustraire

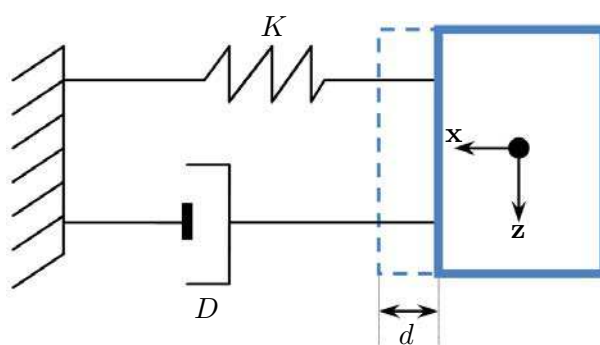


FIGURE 1.21 – Modèle mécanique d'un accéléromètre 1-axe.

la pesanteur locale $g(m)$, tel que :

$$a_x = \left[\frac{d^2(d)}{dt^2}(m) - g(m) \right]_{\mathcal{I}} \quad (1.2)$$

où a_x est exprimée dans le repère inertiel \mathcal{I} . La double intégration des signaux des accéléromètres permet de déterminer la position. Cependant, l'imprécision de la mesure accélérométrique engendre une dérive de la position qui doit être recalée par des mesures de capteurs extéroceptifs. Les accéléromètres MEMS (Microelectromechanical Systems) utilisent souvent une détection capacitive ou à jauge de contrainte, et présentent un faible coût de fabrication. Malheureusement, il ne fournissent pas de mesures suffisamment satisfaisantes pour la navigation inertielle. A noter qu'il existe d'autres types d'accéléromètres basés sur l'effet Hall ou encore les matériaux piézo-électriques. Dans le cas général, si le mesurande est petit devant la pesanteur, les accéléromètres peuvent fonctionner comme des inclinomètres pour indiquer la direction du mouvement.

1.5.1.2 Gyroscopes et Gyromètres

Il faut distinguer le gyromètre du gyroscope. Le premier est un capteur de mesure de la vitesse angulaire et le second mesure la position angulaire. Cependant, leurs rôles respectifs peuvent être inversés. Les deux capteurs permettent d'effectuer une mesure absolue de la vitesse ou de la position angulaire. Ces capteurs utilisent soit les propriétés inertielles des matériaux ou bien les propriétés cohérentes de la lumière. Ainsi, il existe deux types de capteurs gyroscopiques, à savoir :

- les gyromètres à composants rotatifs utilisent le phénomène de précession gyroscopique afin de mesurer la vitesse ou la position angulaire du corps en question (nous exposons le principe de conservation du moment angulaire au paragraphe (2.8.2.1));
- les capteurs gyroscopiques MEMS piézoélectriques, où c'est la force de Coriolis qui modifie les amplitudes des signaux générés par les composants en vibration. En effet, l'amplitude de la vibration varie en fonction du moment induit par la force de Coriolis. L'imprécision de la mesure est importante pour ces capteurs, ce qui engendre une dérive importante de la mesure pour la navigation inertielle (intégrations des signaux). Il est alors nécessaire de recalibrer les mesures à partir de capteurs extéroceptifs comme pour les accéléromètres. Leur principal avantage est leur faible coût de fabrication ;
- les gyroscopiques à fibre optique dont le fonctionnement est basé sur l'effet interférométrique de Sagnac entre deux ondes cohérentes. En effet, deux faisceaux parcourent une fibre

optique en sens opposé et la rotation de celle-ci autour de son axe modifie le déphasage entre les deux faisceaux à leurs intersections. C'est donc l'intensité du signal lumineux à cette même intersection qui varie en fonction de l'inclinaison de l'engin. Les gyroscopes à fibres optiques sont particulièrement robustes aux chocs mécaniques et aux vibrations puisqu'ils ne comportent aucune pièce mobile. Cependant, son coût et son encombrement sont élevés.

1.5.2 Capteurs extéroceptifs

1.5.2.1 Compas pour la référence de cap

Le compas est un capteur qui indique une référence de direction dans le plan horizontal par rapport au cap de l'engin, et permet ainsi de connaître l'angle de lacet par rapport à la direction de référence qui peut être le nord magnétique, souvent confondu avec le nord géographique. Il existe différentes technologies de compas, dont :

- le compas magnétique encore appelé magnétomètre, fonctionne sur le principe de la boussole dont l'orientation dépend des lignes du champ magnétique terrestre. Toutefois, la mesure absolue du cap de l'engin a pour référentiel le nord géographique qui ne coïncide pas avec l'axe du nord magnétique (phénomène de déclinaison magnétique). Il faut donc compenser la déclinaison magnétique selon la position de l'appareil à la surface du globe. Parmi les compas magnétiques nous distinguons les magnétomètres pendulaires qui mesurent les composantes horizontales du champ magnétique terrestre et qui comportent un pendule permettant de négliger les mouvements selon les axes de roulis et de tangage. Ils sont cependant très facilement perturbables par les matériaux environnants ;
- le compas électronique est basé soit sur l'effet Hall, ou bien la magnéto-résistivité ou encore le principe dit « fluxgate ». Tous exploitent le principe de magnéto-conductivité. Les compas « fluxgate » mesurent la projection du champ magnétique terrestre sur un axe. Deux dispositifs « fluxgate » permettent de déterminer la valeur absolue de l'azimut, sans considérer la valeur du champ magnétique par rapport à l'axe vertical. Leur conception rigide les rend insensibles aux chocs et aux vibrations par rapport au compas magnétique classique pendulaire ;
- le compas gyroscopique est basé sur le phénomène purement mécanique de conservation de la direction de l'axe de rotation (précession gyroscopique), et permet ainsi de s'affranchir des problèmes liés à la mesure du champ magnétique terrestre. Le problème consiste à suspendre le mécanisme dans son boîtier en minimisant le couple exercé sur l'axe de rotation. De plus, la direction de l'axe dérive au cours du temps, qu'il faut alors compenser par un mécanisme supplémentaire. La toupie des compas gyroscopiques peut être suspendue mécaniquement à son boîtier par une suspension à cardan, ou bien maintenue en lévitation entre deux électrodes pour les plus modernes. Les gyrocompas sont très encombrants et ne peuvent donc pas être embarqués sur des drones de petite taille ;
- le compas satellitaire est un compas basé sur le système de positionnement global par satellite ou « Global Positioning System » (GPS). En effet, deux antennes aux extrémités de l'engin sont munies de récepteurs GPS. Les distances entre le satellite et chacune des antennes sont calculées séparément et c'est le déphasage entre ces deux signaux qui per-

met alors de calculer l'orientation du vecteur entre les deux antennes. Pour remarque, une troisième antenne peut être utilisée afin de s'affranchir des mouvements de l'assiette. Le principal avantage de ce système est qu'il ne nécessite aucune compensation de mesure. Cependant, il est complètement dépendant du système de positionnement GPS. Il s'agit d'un système utilisé pour les navires de grandeur nature et ne connaît actuellement pas d'application pour les drones. En effet, la distance entre les antennes ne doit pas être proche ou inférieur à la résolution de calcul.

Notons qu'il est également possible de connaître une direction de référence à partir de gyromètre et d'accéléromètre. En effet, un gyromètre optique 3-axes peut fournir la direction de l'axe de rotation de la Terre, tandis que l'accéléromètre peut fournir la direction du vecteur de pesanteur local. La combinaison de ces deux informations permet de conserver pour référence le nord géographique, quelle que soit la position de l'engin à la surface du globe.

1.5.2.2 Capteurs télémétriques

Les capteurs télémétriques permettent de connaître l'environnement direct du drone dans lequel il évolue. Ils mesurent la distance entre l'objet le plus proche et l'engin qui en est équipé. Ceci, en mesurant l'intervalle de temps qui sépare l'émission d'une onde (acoustique, optique etc...) et sa réception. Il existe plusieurs technologies de capteurs télémétriques, à savoir :

- les télémètres acoustiques dont la plage de mesure n'est que de quelques mètres. Ils sont souvent utilisés pour connaître la distance au sol ou à une paroi verticale, et peuvent également servir à cartographier l'environnement du drone. Ces télémètres sont limités par la lenteur de la propagation de l'onde ultrasonore. En effet, la durée nécessaire pour mesurer une cible éloignée peut être du même ordre de grandeur ou supérieure à la fréquence de travail de la boucle de commande. Leur principal avantage concerne leur faible coût et leur compacité ;
- les télémètres lasers, contrairement aux télémètres à ultra-sons, émettent une onde électromagnétique dans le proche infrarouge. Ces capteurs ont une bonne résolution et permettent de mesurer des distances inférieures au mètre. Cependant, ils restent très chers et il existe des problèmes quant à la mesure dus à la réfraction de l'onde lumineuse, lorsque le matériau de l'objet concerné est constitué de verre ou de plastique par exemple ;
- les radars émettent des impulsions de l'ordre de la microseconde pour les radars de bande étroite, jusqu'à la nanoseconde pour les radars dits ULB (Ultra Large Bande). Leur capacité de modulation de fréquence les rend particulièrement robustes aux perturbations, et leur confère une capacité de mesure allant du centimètre jusqu'à plusieurs centaines de mètres.

1.5.3 Système de géolocalisation

Un système de géolocalisation est utilisé pour connaître la position absolue du véhicule à la surface du globe ou bien dans une région bien délimitée. Le système GPS (Global Positioning System) est un système de positionnement par balises actives que sont les satellites, puisque chacun d'entre eux émet un signal permettant de calculer la position de l'engin équipé d'un récepteur GPS. Le système GPS est composé de 24 satellites en orbite autour du globe. Les

erreurs de mesures sont principalement dues aux perturbations atmosphériques qui altèrent la propagation des signaux. Le système DGPS (Differential Global Positioning System) utilise en plus des satellites, des balises fixes au sol. Ainsi, il est possible de comparer la mesure entre le satellite et le récepteur GPS avec la mesure relative entre deux récepteurs GPS (celui embarqué par l'engin et celui qui équipe la station fixe au sol). Les récepteurs GPS miniatures présentent des performances très moyennes à l'extérieur mais surtout à l'intérieur des bâtiments, souvent à cause d'une antenne inadaptée. Le coût d'un GPS varie beaucoup en fonction du rafraîchissement de la mesure de position, allant de 4 Hz pour les GPS bon marché jusqu'à 20 Hz. Le système GPS est très utilisé pour le recalage des signaux inertiels. D'autres méthodes de géolocalisation se basent sur des mesures de balises passives, puisqu'il s'agit de localiser l'engin par rapport à son environnement le plus proche, soit par une mesure télémétrique (radar ou télémètre laser) soit par une mesure visuelle en utilisant des caméras.

1.6 Systèmes de navigation et de localisation

Dans la section précédente, nous avons présenté un panel des capteurs embarqués par les drones et leurs fonctions individuelles. Toutefois, un type de capteur ne suffit pas à donner une pleine connaissance de l'environnement dans lequel l'engin peut évoluer. Ainsi, ce sont les combinaisons des signaux de plusieurs types de capteurs embarqués qui sont alors capables d'accomplir cette tâche vitale, puisqu'aucun capteur ne peut donner une information satisfaisante, principalement à cause des bruits affectant la mesure et de sa propre dérive. L'état du véhicule (dont font partie les vitesses et les positions) est alors estimé à partir de filtres qui « fusionnent » les informations des différents capteurs, comme le filtre des moindres carrés ou encore le filtre de Kalman qui sont très largement utilisés dans les systèmes de navigations aéronautiques et spatiaux. Ajoutons que d'autres techniques utilisent des filtres différents comme le filtrage particulaire dont nous parlons aux paragraphes (3.2.2.1) et (4.2.3.4), ou encore le filtre SLAM (Simultaneous Localization And Mapping) qui consiste pour un véhicule terrestre, à la fois à cartographier son environnement immédiat ainsi qu'à s'y localiser. Les informations des capteurs et les algorithmes de fusion de données constituent l'intelligence embarquée du véhicule, qui lui permet de :

- se localiser dans son environnement par rapport à un système de référence ;
- de naviguer, c'est-à-dire simplement calculer ou mesurer la trajectoire à suivre pour atteindre un point dont les coordonnées sont connues (guidage), ou bien calculer toutes informations utiles à son déplacement (durée du trajet, heure d'arrivée etc...).

La localisation et la navigation sont des préalables indispensables pour piloter les actionneurs de manière à ce que l'engin exécute des tâches de haut niveau de manière autonome, comme par exemple le suivi de trajectoire ou de cible. Nous allons à présent détailler les différents systèmes de navigation et de localisation connus.

1.6.1 Navigation inertielle

Une Centrale Inertielle (CI) ou encore appelée (IMU) pour « Inertial Measurement Unit » est un système de navigation composé d'au moins trois gyroscopes ou gyromètres ainsi que de trois accéléromètres. Ce sont des systèmes complexes et chers, puisque les dérives des mesures des différents capteurs doivent être compensés et sont principalement dus aux imprécisions des mesures et des effets de la température, qui affectent particulièrement les CI munies de capteurs

MEMS. La navigation inertielle est encore appelée navigation à l'estime, puisqu'il s'agit d'intégrer les signaux des gyroscopes et des accéléromètres afin de connaître la position du véhicule et son attitude, uniquement grâce à des capteurs proprioceptifs. Toutefois, il est nécessaire de recalibrer les signaux intégrés à partir des informations de capteurs extéroceptifs et à intervalles réguliers. En effet, plus la durée d'utilisation de la CI est importante et plus la dérive des mesures non compensées s'aggravera. Ce système de navigation est cependant bien adapté aux engins de faible durée de vie comme les missiles de courte portée. Il existe deux types de CI, soit à plate-forme stabilisée INS (Inertial Navigation System) ou à composants liés IRS (Inertial Reference System). La différence entre ces deux systèmes est la manière dont on mesure l'accélération dans le plan horizontal et dont les principes de fonctionnement sont exposés à la figure (1.22), où m est la masse du véhicule, \mathbf{p} est la position du centre de gravité, $g(m)$ est le modèle de la pesanteur terrestre, $\gamma(m)$ est l'accélération non gravitationnelle et \mathbf{R}_E est la matrice de rotation entre les référentiels de la CI et galiléen en fonction des angles d'Euler. Nous allons dans ce qui suit détailler les deux systèmes en accord avec la figure (1.22).

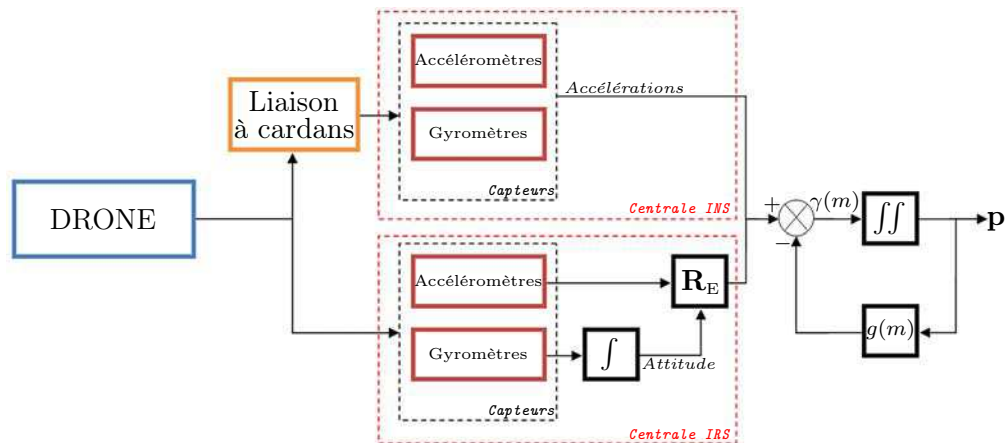


FIGURE 1.22 – Schéma de comparaison entre une centrale inertielle à plate-forme stabilisée (INS) et à composants liés (IRS).

1.6.1.1 Navigation inertielle à plate-forme stabilisée

Les centrales inertielles à plate-forme stabilisée comportent une plate-forme liée au corps du véhicule par une liaison à cardans. Ainsi, le mouvement du bloc de capteur ne suit pas les mouvements angulaires du corps du drone. L'orientation du bloc de capteur au repos doit être conservée au cours des mouvements du véhicule. Pour cela, des moteurs pilotent les axes de rotations des liaisons à cardans selon les informations des gyroscopes, et permet ainsi d'en déduire l'attitude de l'engin. La position, quant à elle, est connue par la double intégration des accélérations dont les signaux sont connus dans le référentiel galiléen. Les principaux inconvénients de cette technologie sont son encombrement et son poids important qui ne permettent pas de l'intégrer dans un drone de petites dimensions. De plus, la divergence rapide de la position en altitude nécessite une compensation par un capteur extéroceptif (par exemple un baromètre). Les autres composantes mesurées ne divergent pas au cours du temps, ce qui constitue le principal avantage.

1.6.1.2 Navigation inertielle à composants liés

Une centrale inertielle à composants liés est rigidement fixée au corps du véhicule qui en est équipé. Les gyromètres fournissent les vitesses angulaires dans le repère lié à la CI. Les accélérations sont également mesurées dans le repère de la CI et qu'il faut alors exprimer dans le référentiel galiléen à partir de la connaissance de l'attitude du véhicule. Cette dernière est connue par l'intégration des signaux des gyromètres. La position est alors calculée de la même manière que pour les centrales INS. Les centrales IRS sont de petite taille mais exigent une procédure de recalage complexe, puisqu'elles sont bien moins performantes que les centrales INS (la dérive des signaux est importante au bout de quelques minutes).

1.6.1.3 Recalage des signaux inertiels

Le recalage des signaux est vital pour les centrales IRS du fait de leur dérive importante. Le recalage des signaux inertiels purs consiste alors à recalculer la position à partir des informations de capteurs extéroceptifs. Le Filtre de Kalman Étendu (FKE) est utilisé comme l'algorithme de recalage à partir d'une prédiction de la position. En effet, l'état du FKE comprend les positions, les vitesses ainsi que l'attitude en plus des paramètres de correction de chacun des capteurs (biais et facteurs d'échelle des gyroscopes et des accéléromètres, le modèle générique de ces capteurs est décrit par l'expression (3.1)). L'équation de mesures comprend alors les informations des capteurs extéroceptifs (les positions et les vitesses du GPS et l'altitude fournie par un baromètre). La prédiction de l'état du FKE est alors recalée grâce aux informations de l'équation de mesure pour reconstituer une bonne estimation de l'état réel du véhicule. Cette méthode assure la conservation d'une bonne connaissance de l'état du véhicule à court terme si le signal GPS est provisoirement indisponible. À l'inverse, le signal GPS continuerait à fournir les informations de vitesse et de position du véhicule si les signaux de la CI venaient à être perturbés.

La mise en correspondance de cartes est un autre moyen de recalage des informations brutes de la CI. En effet, il s'agit de mettre en correspondance une cartographie de l'environnement local du véhicule, à partir de mesures radars ou télémétriques, et les informations d'un modèle géographique de connaissance mémorisé au préalable. Les informations de l'état du véhicule par la mise en correspondance de cartes peuvent alors être utilisées pour recalibrer les signaux de la centrale inertielle, dont le rafraîchissement des mesures est de plus haute fréquence.

1.6.2 Equipements du GLMAV-Lite

Nous présentons avant de conclure ce chapitre, le prototype destiné au vol de démonstration. Il s'agit du GLMAV destiné au vol de démonstration autonome réalisé à partir de composants fabriqués à l'ISL et de composants issus du commerce. En accord avec la figure (1.23), les différents éléments qui équipent le drone GLMAV-Lite sont :

- ① la barre de Bell ;
- ② le rotor supérieur ;
- ③ le rotor inférieur ;
- ④ le plateau cyclique ;
- ⑤ les variateurs des moteurs DC-Brushless ;
- ⑥ les servomoteurs du plateau cyclique ;
- ⑦ les moteurs DC-Brushless ;
- ⑧ la centrale inertielle IRS (magnétomètres, accéléromètres, gyromètres, baromètre, GPS) ;
- ⑨ le Gumstix Overo ;

⑩ le module de communication à 2,4 GHz.

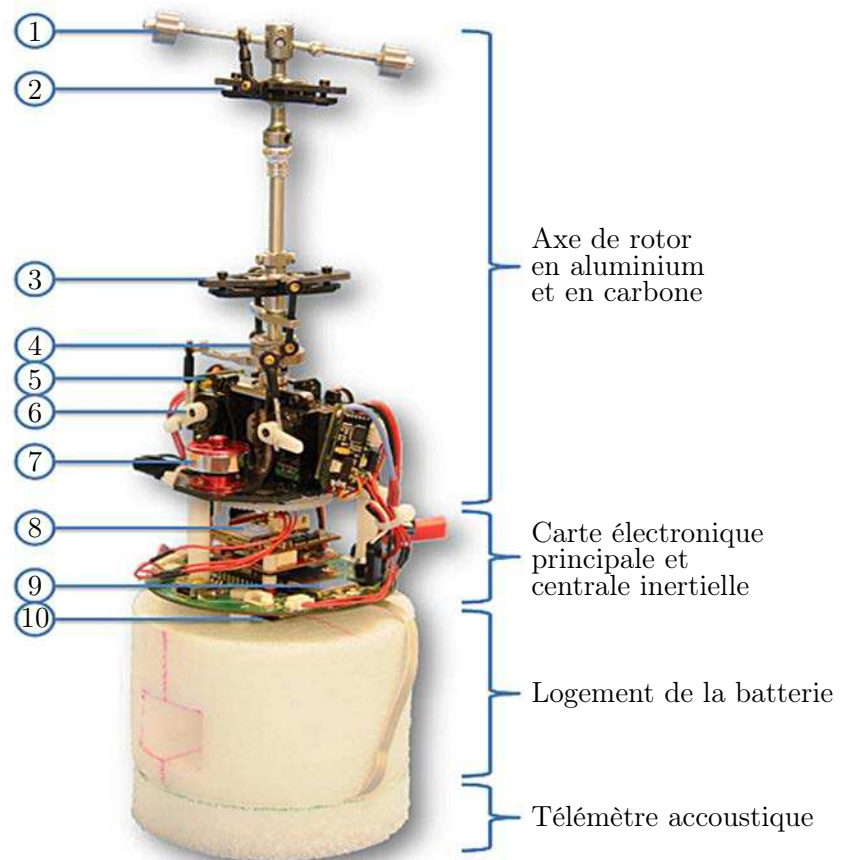


FIGURE 1.23 – Prototype GLMAV-Lite destiné aux essais en vol.

Pour dernière remarque, le prototype GLMAV-Lite de la figure (1.23) diffère de la maquette GLMAV visible sur la figure (3.2(a)) et destinée, quant à elle, aux essais expérimentaux pour l'identification paramétrique du modèle aérodynamique, que nous aborderons au chapitre 3.

1.7 Conclusion

Nous avons présenté une grande diversité de familles de drones à voilures tournantes, qui comporte chacune ses spécificités techniques. Le choix d'une architecture de drone n'est pas anodin et doit notamment correspondre aux missions pour lesquelles il sera employé, ainsi qu'aux degrés de performances recherchés. Dans le chapitre suivant, nous justifierons l'architecture aéromécanique que nous avons retenue pour équiper le drone du concept GLMAV, et nous détaillerons son modèle aérodynamique afin de simuler au mieux son comportement.

Chapitre 2

Modélisation du GLMAV

Sommaire

2.1	Introduction	32
2.2	Le concept GLMAV	32
2.3	Les architectures aéromécaniques étudiées	34
2.3.1	Le birotor coaxial contrarotatif	35
2.3.2	GLMAV avec plateau cyclique	37
2.3.3	GLMAV avec déflecteurs de flux	38
2.4	Synthèse du modèle à 6 degrés de liberté	38
2.4.1	Repères et systèmes d'axes	38
2.4.2	Paramètres cinématiques, cinétiques et d'efforts	40
2.4.3	Dynamique de translation	41
2.4.4	Dynamique de rotation	42
2.4.5	Relations cinématiques	42
2.4.6	Composante de poids	45
2.4.7	Modèle 6-DDL complet	45
2.5	Quelques notions de l'aérodynamique des voilures tournantes	46
2.5.1	Le vent induit et le phénomène de portance	46
2.5.2	Quantité de mouvement et théorie de Froude	47
2.5.3	Portance d'un profil et modèle de poussée	50
2.6	Modélisation aérodynamique avec plateau cyclique	53
2.6.1	Forces générées par le birotor	54
2.6.2	Vitesse du vent induit du birotor	56
2.6.3	Vitesse du vent total	56
2.6.4	Traînée aérodynamique du véhicule	57
2.6.5	Moments induits par le birotor et le plateau cyclique	59
2.6.6	Représentation complète du modèle aérodynamique GLMAV-PC	60
2.7	Modélisation aérodynamique avec déflecteurs de flux	60
2.7.1	Forces générées par le birotor coaxial	61
2.7.2	Vitesse du vent total sur les déflecteurs	62
2.7.3	Moments induits par les gouvernes et moment résultant	62
2.7.4	Représentation complète du modèle aérodynamique GLMAV-4G	65
2.8	Particularités mécaniques et aérodynamiques du birotor coaxial	66
2.8.1	Vibrations mécaniques et turbulences aérodynamiques	66
2.8.2	Stabilisation inertielle et précession gyroscopique	68
2.9	Conclusion	72

2.1 Introduction

Ce chapitre concerne la modélisation mathématique du comportement dynamique d'un concept hybride drone/projectile appelé Gun Launched Micro Air Vehicle (GLMAV). La dynamique de vol des Véhicules Aériens Autonomes (VAA) à voilures tournantes est non linéaire et complexe. Ainsi, il est quasiment impossible de construire un modèle mathématique complet du GLMAV, capturant tous les effets aérodynamiques. Il devient alors nécessaire de caractériser ces non linéarités pour chaque configuration de vol, afin de fournir à ces VAA des capacités de vol et de navigation autonome. C'est pourquoi nous nous intéressons principalement dans ce chapitre à la modélisation du GLMAV dans le cas du vol quasi-stationnaire.

L'objectif principal est de construire un modèle de simulation du GLMAV, qui tel qu'on le voit sur la figure (2.1), peut être divisé en deux sous-modèles, c'est-à-dire celui d'un corps rigide à six Degrés De Liberté (6-DDL), complété par le modèle aérodynamique qui caractérise les efforts générés par l'interaction entre le système physique GLMAV et l'air qui l'entoure. Nous détaillons dans ce chapitre la modélisation aérodynamique de deux architectures aéromécaniques. Pour cela, nous nous servons des principes de base de la mécanique des fluides et de l'aérodynamique afin de construire un modèle de simulation a priori valide. La principale difficulté réside dans le développement du modèle mathématique qui doit être suffisamment riche afin de pouvoir simuler les mouvements du drone avec une précision satisfaisante. A l'inverse, le modèle doit être suffisamment simple en discriminant entre autre les effets aérodynamiques essentiels des effets physiques négligeables, tant les couplages et les non-linéarités sont nombreux. De la qualité de notre modélisation dépendra la qualité de l'identification paramétrique que nous aborderons dans le chapitre suivant. Il s'agit également, à travers ce chapitre, de bien comprendre les phénomènes physiques qui interviennent dans le modèle du GLMAV, puisqu'une bonne connaissance du système est indispensable aux travaux d'identification et de commande.

Dans un premier temps, nous présenterons le concept GLMAV et l'intérêt de développer un tel concept parmi les projets similaires existants. Nous présenterons ensuite les deux architectures aéromécaniques envisagées et leur fonctionnement en vol, que nous comparerons avec d'autres solutions aéromécaniques présentes dans la littérature.

Dans un second temps et d'après la structure générale du modèle du GLMAV présentée sur la figure (2.1), sa construction se déroulera en deux temps. La première étape consiste à décrire l'évolution d'un corps rigide à six degrés de liberté en appliquant les lois de Newton et d'Euler. Dans une seconde étape, nous construirons les modèles aérodynamiques de chacune des architectures envisagées.

Avant de conclure, nous présenterons certaines particularités liées à la mécanique et à l'aérodynamique du birotor coaxial, concernant entre autres l'influence de la dynamique de la barre de Bell-Hiller et la compensation des phénomènes de vibration.

2.2 Le concept GLMAV

Parmi toutes les configurations aéromécaniques existantes et décrites dans la littérature, les VAA à voilures tournantes représentent actuellement la solution la plus prometteuse pour combiner le vol quasi-stationnaire avec le vol rapide où les vitesses et les accélérations sont importantes. On peut ainsi distinguer plusieurs familles de VAA parmi les configurations à voilures tournantes, que nous avons déjà présentées dans le chapitre 1. L'architecture à birotor coaxial contrarotatif a été choisie car elle répond au mieux au besoin du projet (GLMAV), ce qui est discuté plus en

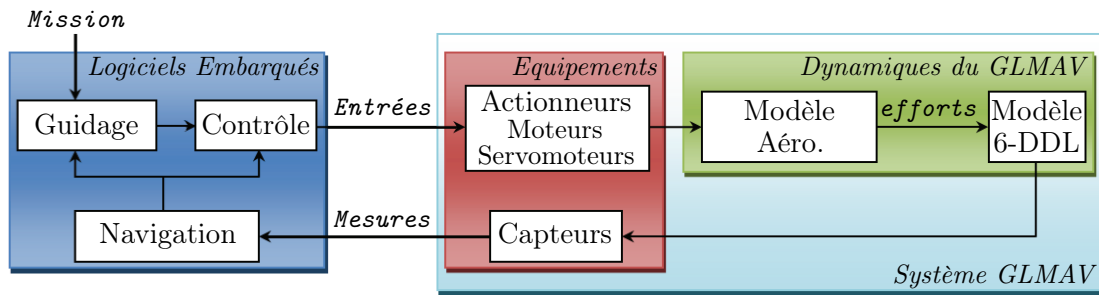


FIGURE 2.1 – Synoptique du système GLMAV.

détails dans la section (2.3.1).

Ce projet est un nouveau concept de drone initié en décembre 2006 à l’Institut franco-allemand de recherches de Saint-Louis (ISL) dans le cadre des activités de recherches innovantes. Le concept GLMAV consiste à amener un VAA très rapidement sur un site d’intérêt éloigné, en utilisant l’énergie fournie par un dispositif externe. Le principe illustré par la figure (2.2) comprend trois phases de vols : durant la première phase, le VAA conditionné dans l’enveloppe du projectile, est lancé par une arme portative et suit une trajectoire balistique jusqu’à son apogée ; au cours de la deuxième phase de vol, le birotor est déployé et le projectile est transformé en un VAA ; enfin, le VAA peut remplir sa mission puis retourner à son aire de lancement. Ce concept présente les principaux avantages de conserver l’énergie embarquée par le VAA uniquement pour la phase de vol autonome, ainsi que la capacité d’atteindre des sites éloignés en un minimum de temps.

Deux projets ressemblants au concept GLMAV existaient déjà avant qu’il ne débute. Le plus

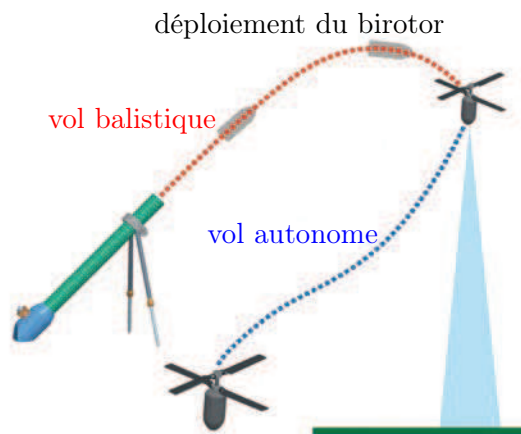


FIGURE 2.2 – Le concept GLMAV.

récent apparu en 2003 dans [38] est le programme « FASM/QuickLook UAV » qui est un VAA à voilure fixe lancé par une arme portable. Il est tout d’abord lancé par un canon de 155 mm et encaisse entre 300 G et 2800 G selon le type de canon utilisé, puis au cours de sa transition entre le vol balistique et le vol autonome, il est décéléré par un système de ballon gonflable présent au culot et déploie ses ailes gonflables afin de passer en mode de vol avion. Son autonomie en vol avion est d’environ trois heures dans un rayon de 190 km, après quoi un parachute est déployé afin de le récupérer sans dommage au sol après sa lente descente. En vol avion, ce VAA serait

en mesure de marquer des cibles tactiques et d'évaluer des dommages de combat grâce à des systèmes de navigation autonome et de communication vidéo en temps-réel. Le point dur du projet « FASM/QuickLook UAV » concerne la phase de transition, ce qui est également le cas pour le GLMAV. Contrairement à ce dernier, le drone « FASM/QuickLook UAV » est gyroscopé¹ durant sa phase balistique, c'est pourquoi un système de ballon gonflable au culot du projectile le stabilise avant le déploiement de ses ailes. Malgré le fait que le GLMAV soit stabilisé par empennage² durant sa phase balistique, son axe longitudinal doit basculer d'environ 90° au cours de la phase de transition tout en déployant le birotor afin de le maintenir en l'air, ce qui n'est pas le cas du drone « FASM/QuickLook UAV ».

Le second projet présenté dans [39] est plus ressemblant au GLMAV puisqu'il intègre un birotor coaxial comme système de propulsion en vol autonome. Ce drone de 6 kg au total doit pouvoir être conditionné dans une munition conventionnelle, emporter une charge utile de 1,36 kg durant 20 minutes et survoler une aire d'environ 5 km² au total. Le drone contenu dans le projectile est éjecté par un canon à une altitude de 3,5 km et une vitesse en sortie de canon de Mach 1. Au coup de canon, l'ensemble drone/projectile doit supporter 16000 G selon l'axe longitudinal et 4800 G selon l'axe transverse avec un spin initial de 10 Hz. A l'apogée de sa trajectoire balistique, un parachute est déployé afin de réduire sa vitesse et de stabiliser sa descente. Une fois stabilisé, le parachute est éjecté et le birotor déployé pour passer en mode de vol autonome. Contrairement au GLMAV, le drone ne comporte pas de plateau cyclique, jugé trop complexe dans [39] pour une configuration à birotor coaxial. Les auteurs de [39] ont envisagé d'utiliser soit des déflecteurs de flux, dont nous parlerons en section (2.3.3), ou bien un système dit de « balancier » pour faire tanguer l'engin.

Le drone GLMAV diffère fortement de [39] et [38] de par sa masse et ses dimensions, puisque sa masse totale, incluant la charge utile, est inférieure au kilogramme. Le diamètre du projectile qui compose le corps du GLMAV est de 80 mm et sa hauteur une fois déployée est de 35 cm. Le GLMAV pourrait intégrer un plateau cyclique au niveau du rotor inférieur, puisqu'il s'agit de la solution la moins encombrante, compte tenu de ses dimensions. Pour la même raison, la phase de transition ne prévoit pas l'utilisation d'un parachute comme dans [39] et [38], l'utilisation du birotor pour ralentir et stabiliser l'engin est encore à l'étude, sachant qu'il présente l'avantage d'être gyroscopé le long de sa trajectoire balistique. A titre d'exemple et à partir de simulations de tirs, le GLMAV pourrait atteindre un site situé à 500 m de sa zone de tir en 12 s avec un angle de tir de 40° et une vitesse en sortie de canon de 135 m.s⁻¹. Le démonstrateur GLMAV devra être opérationnel au cours de l'année 2013. Nous allons dans ce qui suit détailler les architectures aéromécaniques envisagées pour le GLMAV et présenter leurs fonctionnements en vol.

2.3 Les architectures aéromécaniques étudiées

Pour les drones conventionnels de type hélicoptère, un modèle linéaire suffit à décrire fidèlement sa dynamique par rapport à la réalité, dans un objectif de commande et pour des conditions de vol spécifiques comme on peut le voir dans [40]. Cependant, la modélisation d'architectures aéromécaniques inhabituelles comme le birotor coaxial nécessitent une étude particulière de par la complexité du système, d'autant plus que peu de modèles aérodynamiques existent dans la

1. Lorsque le projectile tourne selon son axe d'axisymétrie (spin) apparaissent les effets de précession et de nutation.

2. Le projectile ne tourne quasiment pas selon son axe longitudinal, par conséquent les effets gyroscopiques sont pratiquement nuls.

littérature. Certaines études, comme dans [41], proposent un modèle générique valide quelle que soit la configuration de VAA en se focalisant sur les efforts communs à l'ensemble des VAA et relatifs aux trois variables d'efforts du modèle 6-DDL. Cependant, elles négligent une grande partie des effets aérodynamiques, qui eux varient fortement en fonction de l'architecture choisie et qui ont une influence importante sur la dynamique du véhicule selon sa configuration de vol. Nous proposons dans cette section d'étudier l'architecture aéromécanique du GLMAV avant d'en établir le modèle dynamique.

Des études préliminaires [42],[43],[44],[45] ont démontré la faisabilité du concept GLMAV, basées sur des études théoriques et expérimentales portant sur : le dimensionnement mécanique du VAA ; le dimensionnement de l'arme portable ; la quantité d'énergie embarquée et la charge utile nécessaire. Ces études ont également justifié le choix de l'architecture à birotor coaxial contrarotatif. Le rôle du birotor seul est de générer une poussée suffisante afin de piloter sa vitesse ascensionnelle, mais il ne suffit pas à autoriser ses mouvements dans le plan horizontal. Pour cela, deux solutions mécaniques sont proposées et présentées sur la figure (2.3), en accord avec le concept GLMAV. La première qui apparaît sur la figure (2.3(b)) consiste à intégrer un plateau cyclique au niveau du rotor inférieur afin de pouvoir faire varier le pas de chacune des pales. La seconde solution vise à intégrer des déflecteurs de flux le long du corps du GLMAV, tel qu'il apparaît sur la figure (2.3(a)). Dans ce qui suit, nous présentons le fonctionnement, les avantages et inconvénients de chacune des solutions. Nous justifierons en conclusion de ce chapitre la solution aéromécanique retenue pour le concept GLMAV.

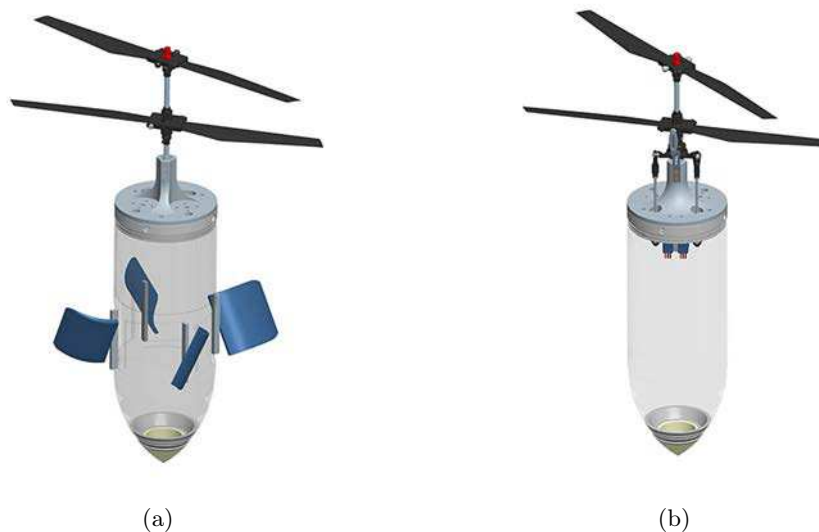


FIGURE 2.3 – (a) GLMAV avec déflecteurs de flux - (b) GLMAV avec plateau cyclique.

2.3.1 Le birotor coaxial contrarotatif

Le birotor coaxial contrarotatif est constitué de deux rotors superposés tournant en sens inverse et ne possède pas de rotor de queue. D'après le tableau (2.1), en partie issu de [39], le birotor coaxial est la configuration la plus adaptée au projet GLMAV. Cependant, même s'il présente beaucoup d'avantages, il comporte inévitablement certains inconvénients.

Le caractère compact du birotor est le principal critère qui favorise cette configuration aéro-

mécanique plutôt qu'une autre, puisqu'il est critique pour le bon conditionnement du VAA dans le projectile. Le birotor coaxial fait également preuve d'une bonne manœuvrabilité, d'une bonne stabilité en vol quasi-stationnaire et de bonnes performances en vol de croisière. Dans le monde de l'aéromodélisme, les engins à birotors coaxiaux sont très utiles à l'apprentissage du pilotage manuel, puisqu'ils sont plus stables à contrôler que les hélicoptères. Le birotor coaxial est également une solution anticouple compacte, ce qui permet de faire l'économie du rotor anticouple présent sur un hélicoptère et par conséquent de réduire la longueur du fuselage. Une défaillance du système anticouple serait fatale au véhicule. D'après [46] et pour les hélicoptères de taille réelle, il serait toutefois possible de limiter les dégâts en se servant de l'autogyration du rotor en vol de descente ainsi que des consignes spécifiques sur les pas cyclique et collectif. Pour le birotor coaxial, la charge utile est augmentée par rapport à une configuration plus conventionnelle et mono rotor de type hélicoptère, puisque que les deux rotors participent à la poussée. Ainsi, le diamètre du rotor peut également être réduit par rapport au rotor principal d'un hélicoptère pour une même valeur de poussée. Les vibrations sur le corps du GLMAV et les interactions aérodynamiques générées par les pales en rotation constituent les principales faiblesses du birotor coaxial dont nous discuterons en détails en section (2.8), et qui ont pour effet d'altérer les performances en vols de croisière et quasi-stationnaire. L'encombrement vertical du birotor coaxial pourrait également être pénalisant.

D'autres projets utilisent également le birotor coaxial comme système de propulsion, comme

Poids	Critère	Hélicoptère	Tandem	Coaxial	Coaxial caréné
10	Intégration dans le projectile	1	2	10	2
10	Fiabilité mécanique	9	8	8	10
8	Controlabilité	5	5	7	5
8	Vol quasi-stationnaire	10	10	8	8
3	Interactions aérodynamiques	7	10	7	7
8	Vibrations	1	2	1	2
7	Vol de croisière	7	6	8	6
3	Manoeuvrabilité	5	4	3	3
10	Simplicité mécanique	8	8	10	8
	Total	393	400	490	392

TABLE 2.1 – Comparaison de quatre architectures aéromécaniques éligibles pour le concept GLMAV

par exemple le drone « HoverEye » de [47] ou le drone « Vertigo » de [48]. Ces deux VAA comprennent un birotor coaxial caréné. La carène produit un effet bénéfique sur la portance pour des angles de roulis ou de tangage élevés. Dans cette configuration, la carène se comporte alors comme une aile annulaire et génère donc une portance qui s'additionne à celle du birotor si son profil est aérodynamique, c'est-à-dire similaire à celui d'une aile d'avion. Une carène serait cependant difficile à intégrer dans le projectile du GLMAV et alourdirait le drone. Dans tous les cas (avec ou sans carène), la meilleure efficacité aérodynamique de portance du birotor est atteinte lorsque les deux rotors produisent pratiquement la même poussée individuelle, ce qui est confirmé par [48] et [49], et que nous retrouverons à travers la modélisation et l'identification du coefficient de perte d'efficacité aérodynamique σ qui apparaît dans l'expression de la poussée du GLMAV (2.60). Certains projets de drone, comme par exemple dans [50] et [51], utilisent un birotor coaxial dont seul le rotor inférieur est caréné et de dimension inférieur au rotor supérieur.

La poussée ne varie pas en fonction de la vitesse de rotation comme pour le GLMAV, mais grâce à un pas collectif qui modifie de manière symétrique le pas des pales des deux rotors. Le rotor supérieur est quant à lui, en plus du pas collectif, doté d'un plateau cyclique. Le pas collectif est une solution qui complique la mécanique du plateau cyclique et le fragilise. C'est pourquoi nous préférons utiliser la variation de vitesse individuelle des rotors pour piloter la poussée. Le plateau cyclique ou les déflecteurs de flux sont deux solutions aéromécaniques différentes permettant de piloter le VAA dans le plan horizontal dont nous allons maintenant décrire le fonctionnement

2.3.2 GLMAV avec plateau cyclique

Le plateau cyclique est un élément indispensable au pilotage d'un hélicoptère et peut être utilisé pour le GLMAV, tel qu'il apparaît sur la figure (2.3(b)). Il s'agit d'un composant mécanique qui transmet les consignes des servomoteurs au rotor qui en est équipé. Le plateau cyclique répercute l'angle généré par un servomoteur en une inclinaison entre le plan du plateau et l'axe de rotation du rotor. Il en résulte la variation du pas de la pale au cours de sa rotation. Le plateau cyclique est composé de deux demi plateaux en liaison rotule avec l'axe du rotor, appelé le mât.

Le plateau inférieur représenté sur la figure (2.4) est dit « immobile » car il ne peut pas tourner autour de l'axe du rotor qui traverse le plateau cyclique par la rotule jaune. Les consignes des servomoteurs sont transmises au plateau cyclique via les tiges de commandes fixées au niveaux des rotules du plateau inférieur. Le plateau supérieur est quant à lui dit « mobile » car il tourne à la même vitesse que le rotor, auquel il est lié via des biellettes de pas fixées aux charnières du plateau supérieur.

Une variation de la position angulaire d'un servomoteur fait basculer le plateau cyclique dans une direction et augmente l'incidence des pales qui se retrouvent cycliquement à ce même endroit. La pale qui est opposée à celle dont l'incidence augmente, verra son pas diminuer d'autant. Ainsi, si l'incidence d'une pale diminue lorsque l'incidence de sa pale opposée augmente, la portance va augmenter d'un côté de l'axe du rotor et diminuer de l'autre. Le plan du disque rotor va donc basculer et par conséquent entraîner le véhicule et à se déplacer dans le plan horizontal.

Sur la figure (2.4) est représenté un plateau cyclique à deux axes placés à 90° l'un de l'autre.

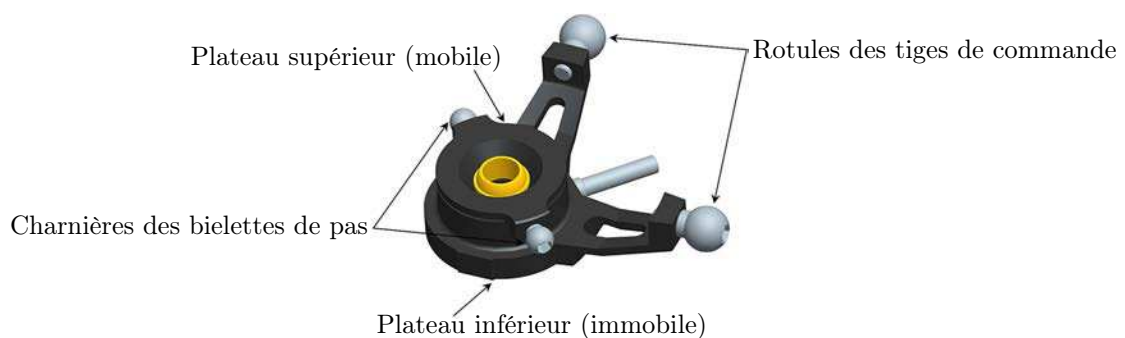


FIGURE 2.4 – Plateau cyclique à deux axes.

Certaines configurations comportent trois rotules placées à 120° les unes des autres au niveau du plateau inférieur et donc trois servomoteurs. Cette configuration permet de mieux répartir les efforts mais nécessite un système mécanique supplémentaire appelé le « déphaseur », qui joue le rôle de transmission entre les trois commandes des servomoteurs et les deux directions du plan. Dans notre cas, chaque servomoteur pilote une direction du plan. Pour les VAA équipés de pas collectif, le plateau cyclique doit coulisser le long de l'axe du rotor. Les commandes des pas

cyclique et collectif restent cependant indépendantes et agissent ensemble sur la voilure via un « combinateur », qui superpose les commandes cyclique et collectif.

Le plateau cyclique est une solution adaptée au projet GLMAV, puisqu'elle est compacte et s'intègre très facilement dans le projectile. Néanmoins, il s'agit d'une pièce complexe et fragile, c'est pourquoi l'utilisation de déflecteurs de flux semble être une bonne alternative au plateau cyclique.

2.3.3 GLMAV avec déflecteurs de flux

Un déflecteur de flux, également appelé gouverne ou ailette, est un appendice aérodynamique qui permet d'orienter le flux incident issu des rotors et ainsi produire des efforts induits par la vitesse du flux d'air (les efforts induit par un vent incident sur un profil sont détaillés en section (2.5.3)). Les déflecteurs de flux sont très utilisés, notamment en Formule 1 où il permettent, entre autres, d'augmenter le volume d'air qui s'engouffre dans les entrées d'aération du moteur. Pour le drone GLMAV, les déflecteurs de flux doivent principalement se servir du vent induit par le birotor afin de générer un moment en tangage/lacet. L'objectif est d'incliner la poussée du birotor, comme pour le plateau cyclique. Les quatre déflecteurs de flux représentés sur la figure (2.3(a)) doivent pouvoir se replier facilement autour du corps du GLMAV. Dans ce cas, chaque ailette aurait pour longueur un quart du périmètre du cylindre. Ceci est une contrainte importante, puisque l'énergie apportée par le vent du birotor est concentrée à une certaine distance de l'axe du rotor, qui pourrait ne pas influencer sur chacune des ailettes due à leur longueur insuffisante (ce que nous expliquons en section (2.5.3.2)). Il s'agit d'un système certes moins fragile que le plateau cyclique, mais également plus encombrant et dont l'efficacité aérodynamique nécessite plus d'attention par rapport au plateau cyclique. Cette solution est souvent privilégiée pour les birotors coaxiaux carénés (voir [47] et [48]), puisque le flux d'air produit par le birotor est « guidé » jusqu'aux déflecteurs par la carène. De plus, le diamètre du rotor est parfois égal à celui des déflecteurs de flux afin d'optimiser l'efficacité aérodynamique des gouvernes.

2.4 Synthèse du modèle à 6 degrés de liberté

Sachant que le GLMAV est considéré comme un corps rigide à masse fixe m , le modèle générique à six Degrés De Liberté (6-DDL) fait référence à ses trois translations et à ses trois rotations spatiales. Il décrit donc la dynamique et la cinématique de rotation et de translation dans le repère lié au corps \mathcal{B} . Il y a deux manières d'exprimer les équations du mouvement : soit à partir des lois de Newton et d'Euler que nous utiliserons, ou bien en reformulant la mécanique newtonienne par les équations de Lagrange et d'Hamilton. Le modèle 6-DDL est un modèle générique valable pour la quasi totalité des engins volants traditionnels, et sera donc valable pour les deux architectures aéromécaniques dont nous parlerons dans les sections (2.6) et (2.7). Dans cette section sont définis les repères et les systèmes d'axes utilisés et les paramètres cinématiques et cinétiques apparaissant sur la figure (2.5), ainsi que toutes les relations composant le modèle à 6-DDL. On suppose que les effets d'inertie des rotors sont négligeables devant ceux du corps principal.

2.4.1 Repères et systèmes d'axes

Les repères inertiels et liés au corps présentés dans ce paragraphe sont couramment utilisés en mécanique du vol. Nous définirons trois autres repères propres à chacune des configurations

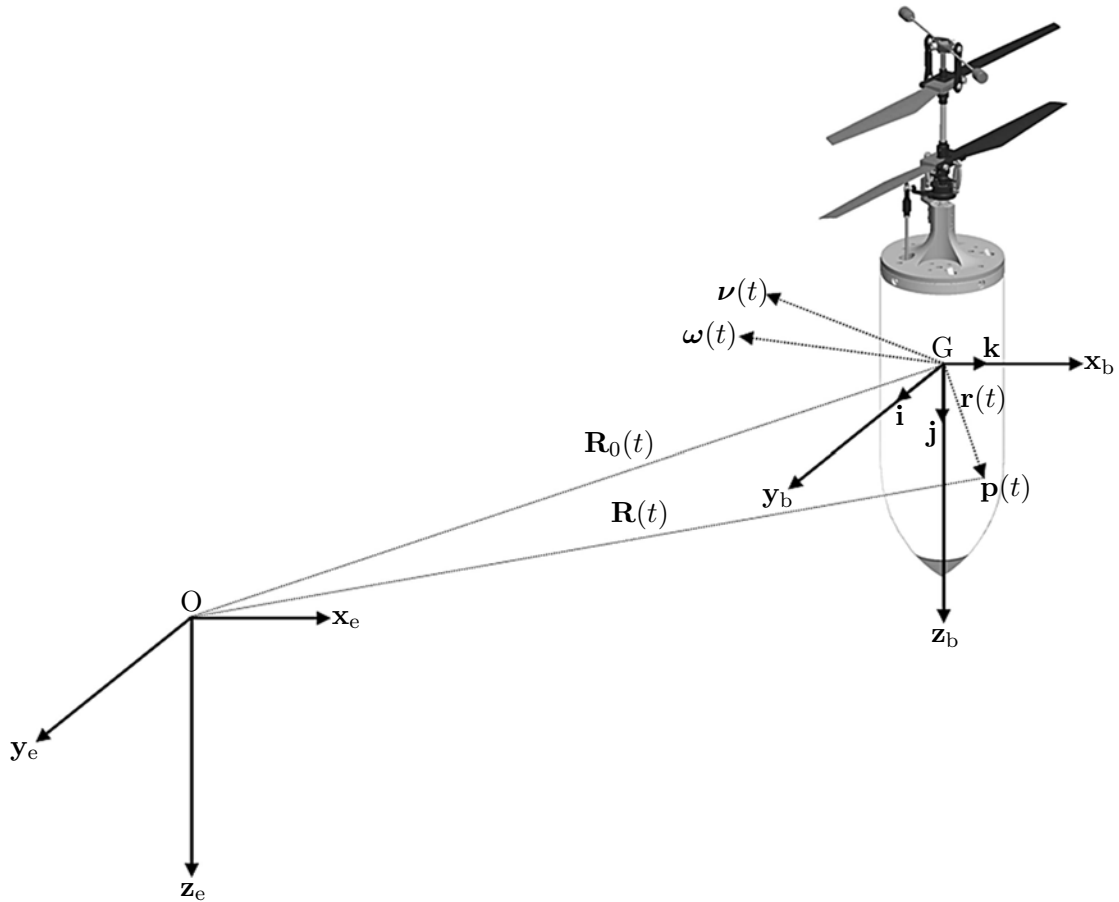


FIGURE 2.5 – Repères et systèmes d’axes de la mécanique du vol avion.

aéromécaniques présentées en section (2.3).

- \mathcal{I} est un repère inertiel, c’est-à-dire où la première loi de Newton s’applique. Il s’agit d’un repère orthonormé lié à un point O à la surface de la Terre appelé l’origine. Au repère \mathcal{I} est associé la base $\{\mathbf{x}_e, \mathbf{y}_e, \mathbf{z}_e\}$ où par convention, $\{\mathbf{x}_e\}$ pointe vers le Nord, $\{\mathbf{y}_e\}$ pointe vers l’Est et $\{\mathbf{z}_e\}$ pointe vers le centre de la Terre ;
- \mathcal{B} est un repère mobile lié au corps, dont l’origine G est confondue avec le centre de gravité de l’engin. Au repère \mathcal{B} est associé la base $\{\mathbf{x}_b, \mathbf{y}_b, \mathbf{z}_b\}$ ou par convention $\{\mathbf{x}_b\}$ est l’axe de roulis, $\{\mathbf{y}_b\}$ est l’axe de tangage et $\{\mathbf{z}_b\}$ l’axe de lacet du véhicule, tels qu’ils apparaissent sur la figure (2.5). Attention, ce repère est un repère aéromécanique différent de celui utilisé classiquement pour l’étude des projectiles. En effet, la fonction drone ayant été considérée ici, le repère naturel doit se rapprocher du repère avion classique.

Les repères suivants ne sont pas utilisés dans la description du modèle 6-DDL mais seront nécessaires dans la construction des modèles aérodynamiques. Ainsi, il faut se référer aux figures (2.14) et (2.17) pour visualiser les repères suivants.

- \mathcal{B}_r est un repère dont l’origine O_2 est lié au centre de rotation du rotor inférieur. \mathcal{B}_r est un repère non tournant dont l’orientation de sa base $\{\mathbf{x}_r, \mathbf{y}_r, \mathbf{z}_r\}$ est similaire à celle de \mathcal{B} ;

- ${}^n\mathcal{A}_{\text{aero}}$ est un repère aérodynamique lié à l'ailette numéro n dans le cas du modèle avec quatre ailettes. Son origine A_n est au centre de l'ailette n . Dans ${}^n\mathcal{A}_{\text{aero}}$ est exprimé le vecteur vitesse total de l'air autour de l'engin avec pour base $\{{}^n\mathbf{x}_{\text{aero}}, {}^n\mathbf{y}_{\text{aero}}, {}^n\mathbf{z}_{\text{aero}}\}$;
- ${}^n\mathcal{A}_{\text{ail}}$ est un repère de base $\{{}^n\mathbf{x}_{\text{ail}}, {}^n\mathbf{y}_{\text{ail}}, {}^n\mathbf{z}_{\text{ail}}\}$ dont l'origine A_n est confondue avec ${}^n\mathcal{A}_{\text{aero}}$. Cependant, ce repère tourne avec l'ailette considérée suivant l'axe $\{{}^n\mathbf{y}_{\text{ail}}\}$ contrairement au cas du repère ${}^n\mathcal{A}_{\text{aero}}$.

2.4.2 Paramètres cinématiques, cinétiques et d'efforts

Dans cette section sont présentés les paramètres utilisés pour la description du modèle 6-DDL. Il s'agit des paramètres nécessaires à l'étude des mouvements du drone.

2.4.2.1 Paramètres cinématiques

Les paramètres cinématiques constituent l'état du système. L'état comprend quatre vecteurs de 3 éléments chacun définissant la position et la vitesse du centre de gravité (CG) ainsi que l'orientation et la vitesse angulaire de l'engin. Le CG est le centre instantané de rotation. Les paramètres sont donc définis comme suit :

- $\mathbf{p}(t) = [x \ y \ z]^\top$ est la position du CG par rapport à \mathcal{I} et exprimé dans \mathcal{I} ;
- $\boldsymbol{\eta}(t) = [\phi \ \theta \ \psi]^\top$ est le vecteur des angles d'Euler représentant la position angulaire du repère mobile \mathcal{B} par rapport à \mathcal{I} et exprimé dans \mathcal{I} ;
- $\boldsymbol{\nu}(t) = [u \ v \ w]^\top$ est le vecteur de la vitesse linéaire du CG par rapport à \mathcal{I} et exprimé dans \mathcal{B} ;
- $\boldsymbol{\omega}(t) = [p \ q \ r]^\top$ est le vecteur de rotation instantané entre \mathcal{I} et \mathcal{B} et exprimé dans \mathcal{B} .

2.4.2.2 Paramètres cinétiques

Trois paramètres cinétiques caractérisent le drone, à savoir : sa masse, la position de son centre de gravité encore appelé centrage et sa matrice d'inertie. Ces paramètres restent toujours constants dans notre cas. Ainsi nous définissons :

- la masse du véhicule m ;
- le centre de gravité (CG) de l'engin noté \mathbf{G} qui est le point d'application des résultantes de force et de moment;
- la matrice d'inertie exprimée au point \mathbf{G} dans \mathcal{B} quantifie la résistance du véhicule à sa mise en rotation et a pour expression :

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

où les éléments diagonaux de \mathbf{I} sont les moments d'inertie et les autres éléments sont les produits d'inertie, qui quantifient une asymétrie géométrique ou massique de l'engin. Usuellement, la matrice d'inertie est approximée par la matrice diagonale de \mathbf{I} avec $\tilde{\mathbf{I}} \cong \mathbf{I}$ d'après les propriétés de symétrie de l'engin, ce qui simplifie également l'expression de la dynamique de rotation dans le modèle 6-DDL, c'est à dire :

$$\tilde{\mathbf{I}} = \text{diag}(I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}), \quad (2.2)$$

en supposant que l'engin est mécaniquement bien équilibré, ce qui engendre l'annulation des éléments non diagonaux de \mathbf{I} , puisque le GLMAV est axisymétrique selon \mathbf{z}_b . De plus, pour la même raison d'axisymétrie il vient que :

$$I_{xx} \cong I_{yy}. \quad (2.3)$$

2.4.2.3 Paramètres d'efforts

Les paramètres d'efforts sont simplement les trois forces et les trois moments qui interviennent dans les dynamiques de translation et de rotation du véhicule. Le développement de ces efforts constituera le modèle aérodynamique présenté en sections (2.6) et (2.7). Nous notons alors :

- $F_f = [X \ Y \ Z]^T$ les trois composantes du vecteur de force exprimées dans \mathcal{B} ;
- $F_m = [L \ M \ N]^T$ les trois composantes du vecteur de moment exprimées dans \mathcal{B} ;

et

$$F = [X \ Y \ Z \ L \ M \ N]^T. \quad (2.4)$$

2.4.3 Dynamique de translation

Il s'agit ici de déterminer la relation liant les forces X, Y, Z à l'accélération du CG. Pour cela, on exprime d'abord le vecteur vitesse de translation du centre de gravité dans le repère du corps, dérivé dans \mathcal{I} et exprimé dans \mathcal{B} . Ainsi, en se référant à la figure (2.5) et en notant $\mathbf{R}_0(t)$ le vecteur entre les points O et G, il vient :

$$\left. \frac{d\mathbf{R}_0(t)}{dt} \right|_{\mathcal{I}} = u.\mathbf{i} + v.\mathbf{j} + w.\mathbf{k}. \quad (2.5)$$

Si P est un point rigidement lié au corps du GLMAV, sa vitesse $\mathbf{v}_p(t) = [u_p \ v_p \ w_p]^T$ s'exprime comme suit :

$$\mathbf{v}_p(t) = \left. \frac{d\mathbf{R}(t)}{dt} \right|_{\mathcal{I}} = \left. \frac{d\mathbf{R}_0(t)}{dt} \right|_{\mathcal{I}} + \left. \frac{d\mathbf{r}(t)}{dt} \right|_{\mathcal{I}}. \quad (2.6)$$

Or

$$\left. \frac{d\mathbf{r}(t)}{dt} \right|_{\mathcal{I}} = \left. \frac{d\mathbf{r}(t)}{dt} \right|_{\mathcal{B}} + \boldsymbol{\omega}(t) \wedge \mathbf{r}(t), \quad (2.7)$$

où $\left. \frac{d\mathbf{r}(t)}{dt} \right|_{\mathcal{B}} = \mathbf{0}$ puisque $\mathbf{r}(t)$ ne varie pas au cours du temps dans le repère du corps. Ainsi, la vitesse du véhicule $\mathbf{v}_p(t)$ exprimé dans le repère \mathcal{B} a pour expression :

$$\mathbf{v}_p(t) = \boldsymbol{\nu}(t) + \tilde{\boldsymbol{\omega}}(t) \mathbf{r}(t), \quad (2.8)$$

où $\tilde{\omega}(t)$ est la matrice antisymétrique associée au vecteur $\omega(t)$, telle que :

$$\tilde{\omega}(t) = \begin{pmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{pmatrix}. \quad (2.9)$$

Par analogie avec l'équation (2.8), l'accélération du centre de gravité du véhicule par rapport à \mathcal{I} et exprimée dans \mathcal{B} , notée \mathbf{a}_{CG} s'écrit alors :

$$\mathbf{a}_{CG} = \dot{\mathbf{v}}(t) + \tilde{\omega}(t) \mathbf{r}(t). \quad (2.10)$$

Finalement, connaissant la seconde loi de Newton $\sum F_f = m \mathbf{a}_{CG}$, la relation liant les forces à l'accélération du centre de gravité \mathbf{a}_{CG} est :

$$m \begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} - m \begin{pmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix}. \quad (2.11)$$

2.4.4 Dynamique de rotation

L'égalité du moment dynamique avec le moment des forces exprimée dans \mathcal{B} s'écrit :

$$\left. \frac{d(\mathbf{I}\omega)}{d(t)} \right|_{\mathcal{I}} = \left. \frac{d(\mathbf{I}\omega)}{d(t)} \right|_{\mathcal{B}} + \omega \wedge \mathbf{I}\omega = \mathbf{I} \left. \frac{d(\omega)}{d(t)} \right|_{\mathcal{B}} + \tilde{\omega} \mathbf{I}\omega. \quad (2.12)$$

La dynamique de rotation de l'engin s'écrit alors :

$$\mathbf{I} \begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} L \\ M \\ N \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{pmatrix} \mathbf{I} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix}. \quad (2.13)$$

2.4.5 Relations cinématiques

Nous allons ici déterminer les relations de passage entre les repères inertiel \mathcal{I} et mobile \mathcal{B} à travers la représentation des angles d'Euler, ceci pour les vitesses linéaires en angulaires de l'engin.

2.4.5.1 Matrice de rotation

La figure (2.6) illustre les trois rotations d'angles ϕ (roulis), θ (tangage) et ψ (lacet) entre les trois nouveaux repères \mathcal{B}_1 , \mathcal{B}_2 et \mathcal{B}_3 , tous d'origine G et ayant respectivement pour bases $\{\mathbf{x}_1, \mathbf{y}_1, \mathbf{z}_1\}$, $\{\mathbf{x}_2, \mathbf{y}_2, \mathbf{z}_2\}$ et $\{\mathbf{x}_3, \mathbf{y}_3, \mathbf{z}_3\}$.

Les trois rotations successives permettent de construire la relation entre les composantes d'un vecteur exprimées dans le repère \mathcal{I} et celles exprimées dans le repère mobile \mathcal{B} . Ainsi, en se référant à la figure (2.6) :

- la première rotation est d'angle ψ autour de \mathbf{z}_1 et amène le repère \mathcal{B}_1 (dont les axes sont parallèles avec le repère \mathcal{I}) en \mathcal{B}_2 avec pour matrice de rotation

$$\mathbf{R}_1 = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \text{ telle que le vecteur } \mathbf{V}_{\mathcal{I}} = \mathbf{R}_1 \mathbf{V}_{\mathcal{B}_2}; \quad (2.14)$$

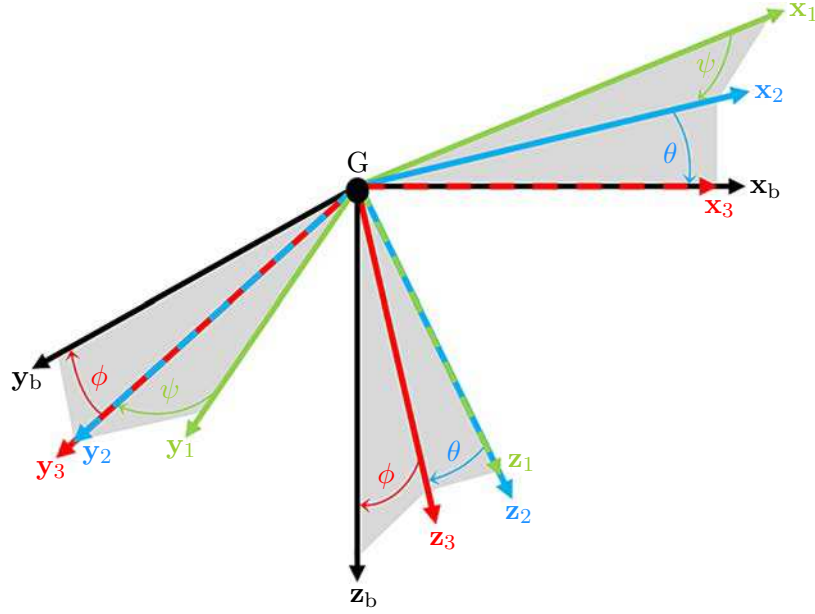


FIGURE 2.6 – Représentation des angles d'Euler.

- la seconde rotation est d'angle θ autour de y_2 et amène le repère \mathcal{B}_2 en \mathcal{B}_3

$$\mathbf{R}_2 = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \text{ telle que } \mathbf{V}_{\mathcal{B}_2} = \mathbf{R}_2 \mathbf{V}_{\mathcal{B}_3}; \quad (2.15)$$

- la dernière rotation d'angle ϕ autour de x_3 amène le repère \mathcal{B}_3 en \mathcal{B}

$$\mathbf{R}_3 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \text{ telle que } \mathbf{V}_{\mathcal{B}_3} = \mathbf{R}_3 \mathbf{V}_{\mathcal{B}}. \quad (2.16)$$

Le produit des trois matrices (2.14)-(2.16) permet d'exprimer le passage des composantes d'un vecteur exprimées dans \mathcal{I} en fonction des composantes d'un vecteur exprimées dans \mathcal{B} , c'est-à-dire :

$$\mathbf{V}_{\mathcal{I}} = \mathbf{E}_{\phi, \theta, \psi} \mathbf{V}_{\mathcal{B}} \quad (2.17)$$

où

$$\mathbf{E}_{\phi, \theta, \psi} = \mathbf{R}_1 \mathbf{R}_2 \mathbf{R}_3. \quad (2.18)$$

En particulier, la cinématique de translation de l'engin s'écrit :

$$\begin{pmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{pmatrix} = \mathbf{E}_{\phi, \theta, \psi} \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix}, \quad (2.19)$$

avec

$$\mathbf{E}_{\phi, \theta, \psi} = \begin{pmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi \\ -\sin \theta & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{pmatrix}. \quad (2.20)$$

2.4.5.2 Cinématique de rotation

La cinématique de rotation exprime la relation entre les angles d'Euler $\boldsymbol{\eta}(t)$ et les composantes du vecteur vitesse de rotation instantanée $\boldsymbol{\omega}(t)$. Il s'agit donc de projeter les axes \mathbf{x}_3 , \mathbf{y}_2 et \mathbf{z}_1 dans le repère mobile \mathcal{B} , qui sont respectivement les vecteurs directeurs des angles ϕ , θ et ψ . Puisque $\boldsymbol{\omega}(t)$ s'écrit :

$$\boldsymbol{\omega}(t) = \dot{\phi} \mathbf{x}_3 + \dot{\theta} \mathbf{y}_2 + \dot{\psi} \mathbf{z}_1, \quad (2.21)$$

il s'ensuit que :

- les composantes de \mathbf{x}_3 dans \mathcal{B}_3 sont les mêmes que dans \mathcal{B} , c'est à dire que $\mathbf{x}_3 = \mathbf{x}_b = [1 \ 0 \ 0]^\top$;
- puisque les vecteurs \mathbf{y}_2 et \mathbf{y}_3 sont identiques, alors $\mathbf{y}_2 = [0 \ 1 \ 0]^\top_{\mathcal{B}_3}$ et nous pouvons donc exprimer \mathbf{y}_2 dans \mathcal{B} , c'est-à-dire

$$\mathbf{y}_2 = \mathbf{R}_3^\top \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix}_{\mathcal{B}_3} = \begin{bmatrix} 0 \\ \cos \phi \\ -\sin \phi \end{bmatrix}; \quad (2.22)$$

- le vecteur \mathbf{z}_1 a pour composantes dans \mathcal{I} $\mathbf{z}_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}_{\mathcal{I}}$ et donc dans \mathcal{B}

$$\mathbf{z}_1 = \mathbf{R}_{\phi, \theta, \psi} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}_{\mathcal{I}} = \begin{bmatrix} -\sin \theta \\ \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2.23)$$

avec $\mathbf{R}_{\phi, \theta, \psi} = \mathbf{E}_{\phi, \theta, \psi}^{-1} = \mathbf{E}_{\phi, \theta, \psi}^\top$.

On obtient finalement :

$$\begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} \quad (2.24)$$

où θ ne doit pas atteindre les valeurs extrêmes $-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}$, ce qui est physiquement réaliste puisque l'engin ne doit pas se retourner selon ses angles de roulis ou de tangage. Ceci justifie également le fait de conserver la représentation des angles d'Euler par rapport aux quaternions qui introduiraient une contrainte algébrique supplémentaire dans les équations du mouvement. En réécrivant l'équation (2.24) nous obtenons l'équation (2.25), où apparaît clairement la contrainte sur l'angle θ , puisque quatre éléments sont divisés par le cosinus de ce même angle.

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \tan \theta \sin \phi & \tan \theta \cos \phi \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix}. \quad (2.25)$$

2.4.6 Composante de poids

Le véhicule est soumis au champ de pesanteur terrestre comme tous les corps au voisinage de la Terre, et l'accélération de la pesanteur est notée g . La composante de poids \mathbf{P} est la force à laquelle est soumis l'engin, et dont la direction est normale à la surface de la Terre. La valeur de g est exprimée et connue dans le repère inertiel \mathcal{I} , c'est-à-dire :

$$[g]_{\mathcal{I}} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix}_{\mathcal{I}}. \quad (2.26)$$

Par conséquent, \mathbf{P} exprimé dans \mathcal{B} s'écrit :

$$\mathbf{P} = m [g]_{\mathcal{B}} = m \mathbf{R}_{\phi,\theta,\psi} [g]_{\mathcal{I}} = mg \begin{bmatrix} -\sin \theta \\ \cos \theta \sin \phi \\ \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix}_{\mathcal{I}}. \quad (2.27)$$

A la surface de la Terre, le champ de pesanteur g vaut approximativement $9,81\text{m.s}^{-1}$ à altitude nulle.

2.4.7 Modèle 6-DDL complet

Nous donnons ici un résumé du formalisme de la mécanique du vol avion afin de décrire complètement les mouvements d'un engin de masse fixe et dont le corps est rigide. Ainsi en se référant aux sections (2.4.4)-(2.4.7), le système d'équations du modèle 6-DDL comprend :

- la cinématique de translation :

$$\begin{aligned} \dot{x} &= (\cos \theta \cos \psi)u + (\sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi)v + (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi)w; \\ \dot{y} &= (\cos \theta \sin \psi)u + (\sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi)v + (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi)w; \\ \dot{z} &= (-\sin \theta)u + (\sin \phi \cos \theta)v + (\cos \phi \cos \theta)w; \end{aligned} \quad (2.28)$$

- la cinématique de rotation :

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &= p + (\tan \theta \sin \phi)q + (\tan \theta \cos \phi)r; \\ \dot{\theta} &= (\cos \phi)q - (\sin \phi)r; \\ \dot{\psi} &= \left(\frac{\sin \phi}{\cos \theta} \right)q + \left(\frac{\cos \phi}{\cos \theta} \right)r; \end{aligned} \quad (2.29)$$

- la dynamique de translation :

$$\begin{aligned} \dot{u} &= rv - qw + \frac{X}{m}; \\ \dot{v} &= pw - ru + \frac{Y}{m}; \\ \dot{w} &= qu - pv + \frac{Z}{m}; \end{aligned} \quad (2.30)$$

- la dynamique de rotation :

$$\begin{aligned} \dot{p} &= \left(\frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \right) rq + \frac{1}{I_{xx}}L; \\ \dot{q} &= \left(\frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \right) rp + \frac{1}{I_{yy}}M; \\ \dot{r} &= \left(\frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \right) pq + \frac{1}{I_{zz}}N. \end{aligned} \quad (2.31)$$

2.5 Quelques notions de l'aérodynamique des voilures tournantes

Cette section introduit les bases de l'aérodynamique et les notions indispensables de la mécanique des fluides pour les voilures tournantes. Tous les éléments physiques présentés ici seront utiles à la construction du modèle aérodynamique du birotor coaxial présenté dans les sections suivantes (2.6)-(2.7). Nous définissons tout d'abord ce qu'est le « vent induit » généré par la rotation des pales d'un rotor et son rôle dans le phénomène physique de portance du rotor. Puis, à partir du théorème des quantités de mouvement et de la théorie de Froude, nous présenterons les expressions de la poussée d'un rotor ainsi que la vitesse du vent induit. Enfin, nous présenterons la distribution de la portance le long d'un profil de pale en rotation, qu'il est nécessaire de considérer dans le cas du modèle GLMAV avec déflecteurs de flux.

2.5.1 Le vent induit et le phénomène de portance

2.5.1.1 Vent induit ou vent de Froude

Le passage d'une pale en un point déterminé au cours de sa rotation crée un léger vent appelé « vent induit » ou encore « vent de Froude ». Si le passage de la pale suivante en ce même point a lieu avant l'atténuation complète du vent induit par la pale précédente, alors la vitesse du vent induit est amplifiée et augmente jusqu'à atteindre une vitesse constante qui sera un régime d'équilibre à condition que la vitesse du rotor soit maintenue constante. Ce vent est naturellement lié à certaines caractéristiques du rotor, à savoir son diamètre, le nombre de pales et sa vitesse de rotation. Il est évident qu'un rotor muni d'une seule pale et tournant à faible vitesse générera une vitesse de vent induit plus faible par rapport à un rotor muni de plusieurs pales et tournant à une vitesse plus élevée.

En se référant à la figure (2.7), nous observons également une différence de pression entre les parties avale et amont du disque rotor qui est en réalité à l'origine de l'apparition du vent induit dont la vitesse moyenne est V_{prop} . En se plaçant comme précédemment en un point déterminé de la trajectoire d'une pale, il apparaît une impulsion périodique de pression qui n'existe qu'à son passage. Ainsi, tous les points balayés cycliquement à une fréquence élevée par chacune des pales créent une différence de pression moyenne entre l'extrados et l'intrados des pales en rotation (voir figure (2.13)), donc entre les parties amont et aval du disque rotor. De cette différence de pression naît une circulation d'air selon l'axe vertical du rotor et dont la vitesse est constante en régime établi, due à l'inertie du mouvement des masses d'air. Sur la figure (2.7) sont représentées les lignes de flux et le tube de flux. Les lignes de flux matérialisent le parcours des particules d'air de part et d'autre du disque rotor et engendré par lui-même. La vitesse de l'air varie tout au long de la ligne de flux, et dont l'allure est présentée dans la sous-section suivante (2.5.2.1) sur la figure (2.9). Le tube de flux ou veine d'air est un contour fermé dans lequel toutes les lignes de flux sont contenues. Sa forme convergente entre la partie aval et amont du disque rotor est caractéristique des voilures tournantes.

2.5.1.2 Portance du disque rotor

Le phénomène de portance est une force aéromotrice également produite par la différence de pression entre les parties amont et aval du disque rotor, c'est-à-dire là où la pression à la surface du disque rotor P_S est supérieure à la pression atmosphérique P_{atm} en aval et inférieure à celle-ci en amont. La force de portance est normale au plan du rotor.

Dans ce qui suit, nous verrons que la combinaison de l'effet de chacune des pales nécessite

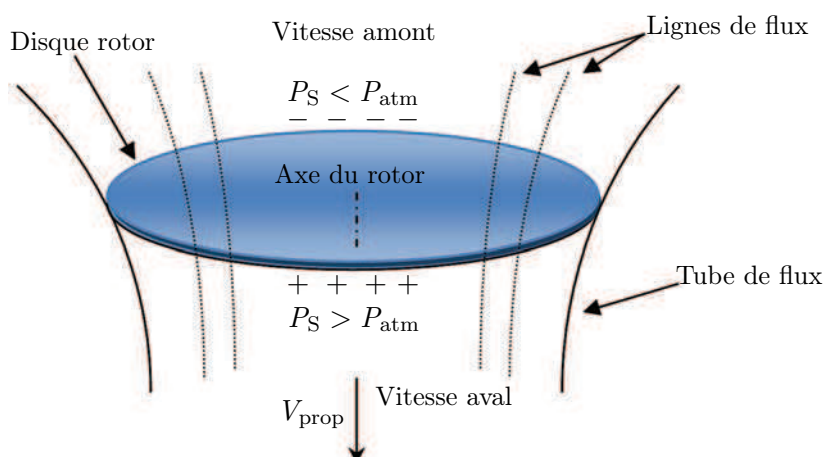


FIGURE 2.7 – Illustration du vent de Froude.

une étude particulière afin d'en déduire l'expression de la vitesse moyenne du vent induit V_{prop} ainsi que la portance T générée, en notant que le vent induit du rotor est toujours de direction opposée à la portance.

2.5.2 Quantité de mouvement et théorie de Froude

2.5.2.1 Théorème de la quantité de mouvement

Le théorème de la quantité de mouvement [52] permet de déterminer la force qu'exerce un fluide à l'intérieur d'une surface fermée, connaissant uniquement la surface considérée ainsi que la vitesse du fluide sur cette surface (Ω), et ceci quelle que soit la nature du fluide (réel ou parfait). En se référant à la figure (2.8), le théorème des quantités de mouvement dit plus précisément : en régime permanent le système des débits de quantité de mouvement sortant d'une surface fermée (Ω) est égal au système des forces qui agit sur un fluide contenu à l'intérieur de (Ω), c'est-à-dire :

$$\oint_{\Omega} \rho \mathbf{V}_{\Omega} (\mathbf{V}_{\Omega} \cdot \mathbf{z}) dS = \mathbf{F} \quad (2.32)$$

où \mathbf{V}_{Ω} est la vitesse du fluide sur Ω et \mathbf{z} la normale à Ω orientée vers l'extérieur.

Le théorème de la quantité de mouvement est fondamental en mécanique des fluides puisqu'il

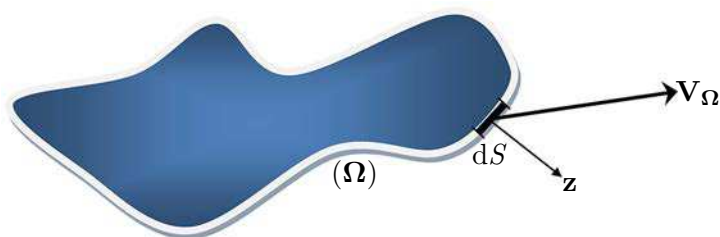


FIGURE 2.8 – Illustration du théorème de la quantité de mouvement.

permet aussi bien de calculer la poussée d'un jet sur un plaque, le calcul de l'écoulement dans un tube de section variable, ou encore la poussée de turbomachines. Il intervient naturellement dans l'étude des voilures tournantes mono axiales, où dans ce cas on parle de la théorie de Froude.

2.5.2.2 Théorie de Froude et vitesse moyenne du vent induit

La théorie de Froude permet l'étude des performances d'une voilure tournante à partir des équations de la conservation de la quantité de mouvement. Cette théorie s'appuie sur plusieurs hypothèses et approximations physiques, à savoir :

- la voilure tournante est considérée comme étant un disque uniformément chargé ayant un nombre infini de pales ;
- le fluide est considéré comme incompressible le long d'une ligne de flux, cependant lorsque la vitesse de l'air au voisinage du profil n'est plus négligeable devant la vitesse du son, l'air ne peut plus être considéré comme incompressible ;
- la pression à l'infini amont et aval correspond à la pression atmosphérique ;
- les frottements entre l'air et le disque rotor sont négligés ;
- la rotation de l'écoulement appelée sillage tourbillonnaire est négligée ;
- l'écoulement à l'extérieur du tube de flux traversant le disque n'est pas perturbé ;
- le flux d'air subit une discontinuité de la pression et présente une continuité de la vitesse à la traversée du disque rotor.

En admettant ces hypothèses physiques, la poussée et la vitesse moyenne du vent de Froude peuvent être calculées. On parle de vitesse moyenne par rapport à la section du tube de flux et le long d'une ligne de flux comme le montre la figure (2.9). Ainsi, on distingue deux zones d'intérêts avec leurs vitesses et pressions associées au voisinage du rotor, représentées par les courbes rouge et verte de la figure (2.9), où :

- à l'infini amont la vitesse du vent induit le long d'une ligne de flux dans la veine d'air V_{tube} est nulle. Cette même vitesse augmente fortement lorsque la distance au rotor l_{tube} diminue. La pression dans le tube de flux P_{tube} est la pression atmosphérique P_{atm} à l'infini amont et diminue fortement à proximité du rotor ;
- à l'infini aval la pression diminue jusqu'à atteindre P_{atm} . La vitesse du vent de Froude V_{rot} augmente continument de l'amont vers l'aval et reste proche de la valeur moyenne du vent induit traversant le disque rotor V_{prop} . Dans le cas où le véhicule se déplace, le vent à l'infini aval ne serait pas nul mais serait la composition des vitesses du véhicule et du vent atmosphérique.

En appliquant le théorème des quantités de mouvement au tube d'air, sachant que la pression à la surface du tube est égale à la pression atmosphérique et que la vitesse amont V_{∞} est nulle on obtient la force subie par l'air :

$$F = QV_{\text{prop}} \quad (2.33)$$

où Q est le débit massique et V_{prop} la vitesse moyenne de l'air en aval du disque rotor. La puissance fournie à l'air est par conséquent :

$$P = QV_{\text{rot}} = QV_{\text{prop}}V_{\text{rot}} \quad (2.34)$$

qui est encore égale à la variation d'énergie cinétique de l'air :

$$P = Q \frac{V_{\text{prop}}^2}{2}. \quad (2.35)$$

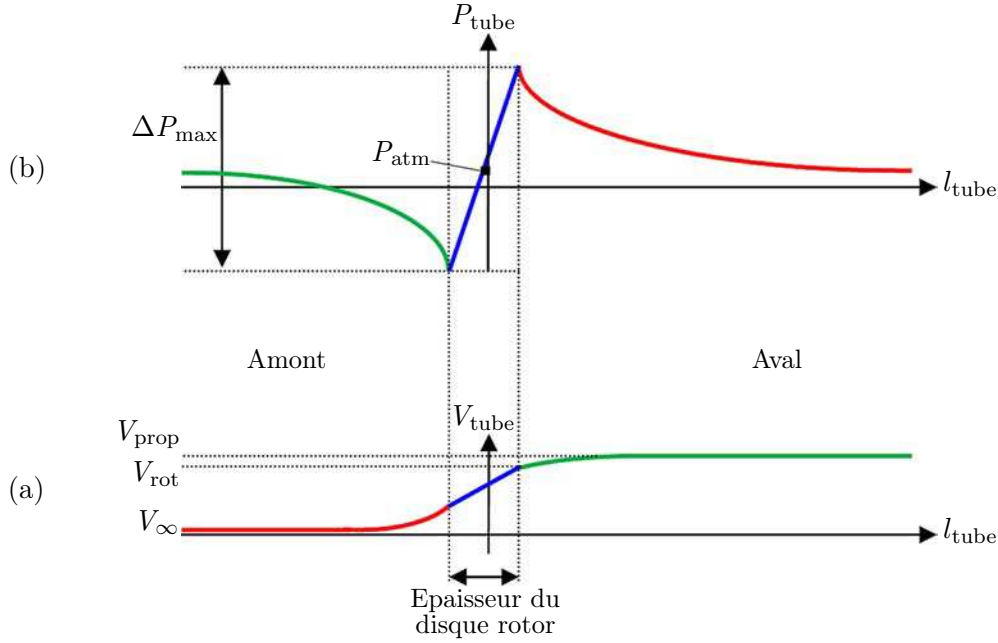


FIGURE 2.9 – (a) Evolution de la vitesse du vent dans le tube de flux - (b) Evolution de la pression dans le tube de flux.

En comparant les relations (2.34) et (2.35) on obtient $V_{\text{rot}} = \frac{V_{\text{prop}}}{2}$ et la force subie par l'air peut s'écrire :

$$F = QV_{\text{prop}} = S_{\text{prop}}V_{\text{rot}}V_{\text{prop}} = 2\rho S_{\text{prop}}V_{\text{prop}}^2, \quad (2.36)$$

dont la valeur absolue constitue la force de propulsion de l'hélice T_{tot} . Nous nous intéressons maintenant à la modélisation de la vitesse moyenne du vent induit par le birotor coaxial. L'analyse est réalisée en considérant uniquement un seul rotor tournant. La vitesse moyenne du vent induit \mathbf{V}_{prop} générée par le birotor coaxial peut être modélisée à partir du théorème de Bernoulli qui exprime le principe de conservation de l'énergie adapté aux fluides en mouvement en admettant que :

- l'écoulement est laminaire ;
- les pertes de charges régulières du conduit sont négligeables ;
- la vitesse considérée est la vitesse moyenne.

Il s'agit donc d'exprimer le bilan énergétique à travers le principe de conservation de l'énergie cinétique en considérant que l'écoulement est permanent entre les points de pression P_{∞} et P_3 et connaissant (en accord avec la figure (2.10)) :

- les points de pression intermédiaires P_1 et P_2 ;
- la vitesse du flux d'air V_{rot} proche du rotor ;
- la vitesse du flux d'air à l'infini V_{∞} ;
- la masse volumique de l'air ρ .

D'après le théorème de Bernoulli nous pouvons écrire :

$$\begin{aligned}\frac{1}{2}\rho V_{\text{rot}}^2 + P_2 &= \frac{1}{2}\rho V_{\text{prop}}^2 + P_3, \\ \frac{1}{2}\rho V_{\infty}^2 + P_{\infty} &= \frac{1}{2}\rho V_{\text{rot}}^2 + P_1.\end{aligned}\tag{2.37}$$

Le système d'équations (2.37) est valide en supposant que le fluide est incompressible et parfait,

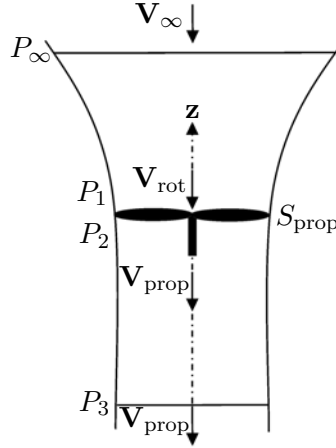


FIGURE 2.10 – Profil du flux d'air généré par un unique rotor.

étant donné que la vitesse linéaire du flux d'air selon l'axe du rotor est suffisamment faible. Sachant que $V_{\infty} = 0$ et $P_{\infty} = P_3 = P_{\text{atm}}$ avec P_{atm} correspondant à la pression atmosphérique, le système d'équations (2.37) peut être réécrit de la manière suivante :

$$\begin{aligned}\frac{1}{2}\rho (V_{\text{rot}}^2 - V_{\text{prop}}^2) &= P_{\text{atm}} - P_2, \\ P_{\text{atm}} - P_1 &= \frac{1}{2}\rho V_{\text{rot}}^2.\end{aligned}\tag{2.38}$$

D'après l'expression générique de la poussée d'une voilure tournante (2.33), la poussée du rotor T_r est une fonction des pressions P_1 et P_2 , et de la surface du disque rotor S_{prop} , telle que :

$$T_r = S_{\text{prop}} (P_2 - P_1).\tag{2.39}$$

En manipulant les équations (2.38) et (2.39), la vitesse du flux d'air générée par un rotor unique s'écrit :

$$V_{\text{prop}} = \sqrt{\frac{2T_r}{\rho S_{\text{prop}}}}.\tag{2.40}$$

2.5.3 Portance d'un profil et modèle de poussée

2.5.3.1 Portance d'un profil

L'expression de la portance d'un profil est issue du théorème des quantités de mouvement (2.32) et de l'équation de Bernoulli (2.34). Il s'agit d'exprimer la force de réaction R_p qu'exerce un fluide sur un profil de forme quelconque. Tout comme dans le cas du disque rotor, abordé en section (2.5.1.1), la force de portance est le résultat de la différence de pression entre l'amont et

l'aval du profil considéré. Le fluide ayant une vitesse incidente V_f sur le profil de surface S , si tous les filets d'air n'étaient pas déviés en amont du profil, la portance aurait alors pour expression :

$$R_p = \frac{1}{2}\rho S V_f^2, \quad (2.41)$$

où l'énergie de quantité de mouvement apportée par le fluide en mouvement est intégralement transmise au profil. Ce cas correspond aux forces de réaction \mathbf{R}_p illustrées en vert sur la figure (2.11) pour un profil plan ou cylindrique. Dans la réalité, les filets d'air arrivent jusque dans la partie amont du profil. Ainsi, il faut intégrer un coefficient aérodynamique de forme dans l'équation (2.41), qui exprime en quelque sorte le rendement entre l'énergie apportée par le fluide en mouvement et la force de réaction. Ce coefficient aérodynamique de forme C dépend essentiellement de la géométrie du profil. De plus, si le vent incident \mathbf{V}_f n'est pas normal au plan de symétrie du profil considéré d'un angle α , la force de réaction devient la composante d'une force de portance $\mathbf{T}_{p\alpha}$ et d'une force de traînée $\mathbf{T}_{t\alpha}$, telle que :

$$\|\mathbf{R}_{p\alpha}\| = \|\mathbf{T}_{p\alpha} + \mathbf{T}_{t\alpha}\| = \frac{1}{2}\rho S C V_{f\alpha}^2 \quad (2.42)$$

où C sera numériquement plus important dans le cas d'un profil plan comparé à des profils cylindrique ou sphérique. Notons que le régime du sillage en amont des profils considérés est un écoulement laminaire. La traînée produite est généralement considérée comme une force parasite

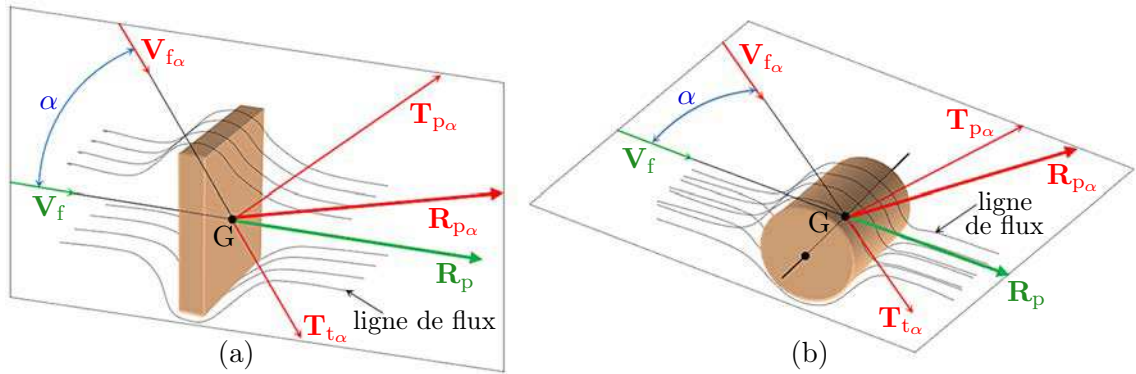


FIGURE 2.11 – (a) Forces générées par un vent incident sur une plaque - (b) Forces générées par un vent incident sur un cylindre.

qu'il est souhaitable de minimiser en modifiant par exemple la forme du profil. La traînée reste toutefois négligeable aux faibles vitesses de vent incident.

2.5.3.2 Modèle de poussée

Le modèle de poussée d'une voilure tournante peut s'exprimer comme une fonction de la vitesse de rotation du rotor au carré ω_p^2 , à un certain coefficient aérodynamique κ près. La portance générée par un rotor tournant a donc pour expression :

$$T_p = \kappa \omega_p^2. \quad (2.43)$$

L'expression (2.43) est issue de la théorie de la ligne de portance de Prandtl qui considère que toutes les forces s'appliquant sur la pale sont réparties le long de la ligne longitudinale de celle-ci. La répartition de la poussée le long de la pale est illustrée par la figure (2.12), qui montre bien

que la force de portance varie fortement entre le pied et l'extrémité de la pale. Ceci s'explique par la variation de la vitesse de déplacement de la pale entre ses deux extrémités, qui correspond à la variable V_1 de la figure (2.13). En pratique, on observe que la position du point où la poussée est majoritairement concentrée le long de la ligne de portance se situe à $0,8 l_{p\max}$. Ainsi, en se référant

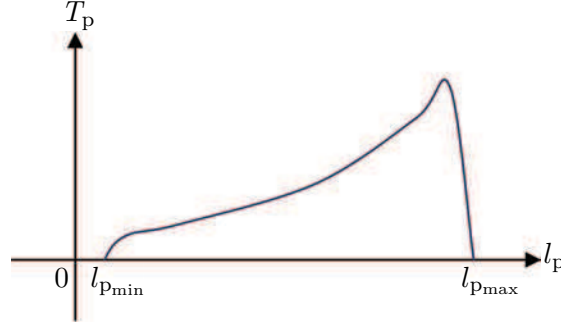


FIGURE 2.12 – Répartition de la poussée le long de la ligne de portance d'une pale.

à la figure (2.13), si le point Σ représente le centre d'application des efforts aérodynamiques de la ligne de portance d'un élément de pale situé à la distance l_p de l'axe de rotation, la poussée élémentaire $d\mathbf{T}_p$ en ce point se note :

$$d\mathbf{T}_p = \frac{1}{2}\rho C_p(l_p) dS_p (V_{\text{rot}}^2 + V_1^2) \quad (2.44)$$

où

$$dS_p = c(l_p) dl_p, \quad V_1 = l_p \omega_p \quad (2.45)$$

et C_p est un coefficient aérodynamique. La poussée totale \mathbf{T}_p générée par une pale en rotation s'écrit alors :

$$T_p = \int_0^{l_{p\max}} \frac{1}{2}\rho C_p(l_p) c(l_p) (V_{\text{rot}}^2 + V_1^2) dl_p. \quad (2.46)$$

L'expression (2.46) devient après calcul :

$$T_p = \iota_1 \omega_p^2 + \iota_2 V_{\text{rot}}^2 \quad (2.47)$$

La poussée totale produite par le rotor tournant correspond à la somme des poussées générées par les n_p pales, c'est-à-dire $T_{\text{tot}} = n_p T_p$. En utilisant l'expression de la poussée totale T_{tot} (2.36) générée par l'hélice, on a également

$$V_{\text{rot}}^2 = \frac{T_{\text{tot}}}{2\rho S_{\text{prop}}}, \quad (2.48)$$

d'où :

$$T_{\text{tot}} = \frac{n_p \iota_1}{1 - \frac{n_p \iota_2}{2\rho S_{\text{prop}}}} \omega_p^2. \quad (2.49)$$

Ainsi, le coefficient aérodynamique de poussée κ de l'équation (2.47) a pour expression finale :

$$\kappa = \frac{n_p \iota_1}{1 - \frac{n_p \iota_2}{2\rho S_{\text{prop}}}} \quad (2.50)$$

où

$$\begin{aligned} \iota_1 &= \int_0^{l_{p\max}} \frac{1}{2} \rho C_p(l_p) c(l_p) l_p^2 dl_p, \\ \iota_2 &= \int_0^{l_{p\max}} \frac{1}{2} \rho C_p(l_p) c(l_p) dl_p. \end{aligned} \quad (2.51)$$

En pratique, la valeur numérique de κ est déterminée à partir de mesures physiques sur le

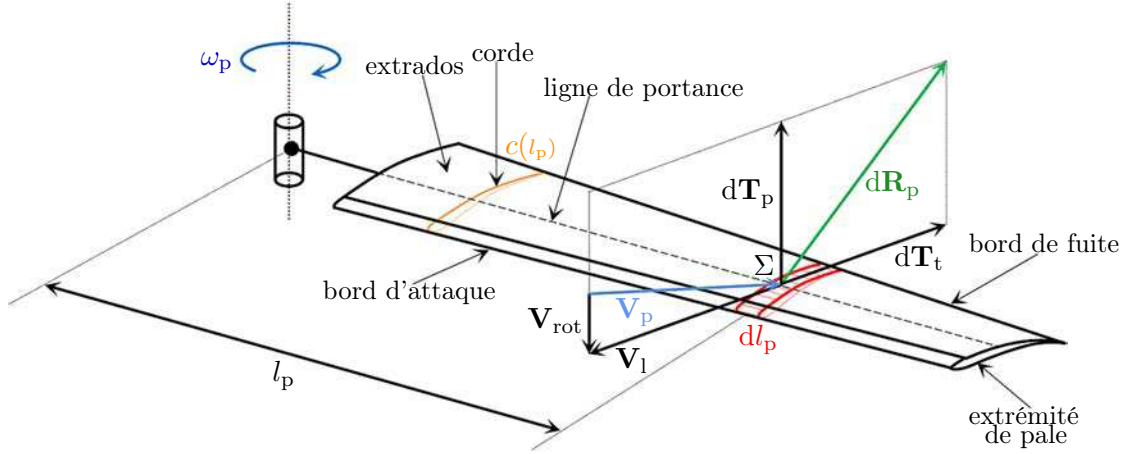


FIGURE 2.13 – Composition des forces et des vents sur un élément de pale.

système considéré, sans se soucier des paramètres dont il dépend. L'identification paramétrique du modèle sera abordée en détail dans le chapitre trois. Nous nous consacrerons dans ce qui suit à la construction du modèle aérodynamique propre au GLMAV, puisque nous disposons a priori de toutes les connaissances fondamentales de l'aérodynamique des voilures tournantes.

2.6 Modélisation aérodynamique avec plateau cyclique

La modélisation aérodynamique du GLMAV consiste à caractériser la dynamique du véhicule évoluant dans le lit du vent. La modélisation de configuration de VAA non conventionnelle comme les architectures à birotor coaxial n'est pas très détaillée dans la littérature. Ainsi, nous nous inspirerons donc de certaines méthodes de modélisation liées aux véhicules de grandeur réelle. Il est aussi dans notre intérêt à ce que le degré de complexité du modèle soit à la fois suffisamment bas, afin de faciliter les travaux liés à l'observation et à la commande, mais également suffisamment élevé, afin que le modèle reproduise le comportement réel du GLMAV avec précision.

Chaque condition de vol nécessite une étude particulière qui aboutit dans chaque cas à un modèle spécifique pour le domaine de vol considéré. On distingue plusieurs conditions de vol parmi lesquelles les phases de décollage et d'atterrissage, où il devient nécessaire d'intégrer les « effets de sol » au modèle du véhicule, qui sont les efforts générés par l'interaction entre le flux d'air du rotor et le sol. Le modèle du GLMAV présenté dans cette section s'applique au vol stationnaire et quasi-stationnaire, c'est-à-dire lorsque les vitesses et les accélérations de déplacement sont faibles. À l'inverse, des vitesses et des accélérations élevées interviennent dans la configuration de vol agressive.

Dans ce qui suit, le modèle aérodynamique est divisé entre les forces induites par le corps immergé dans le flux d'air, et les efforts générés par les rotors coaxiaux et les angles d'inclinaison du

plateau cyclique. La figure (2.14) présente le schéma du GLMAV, auquel il faudra constamment se référer par la suite.

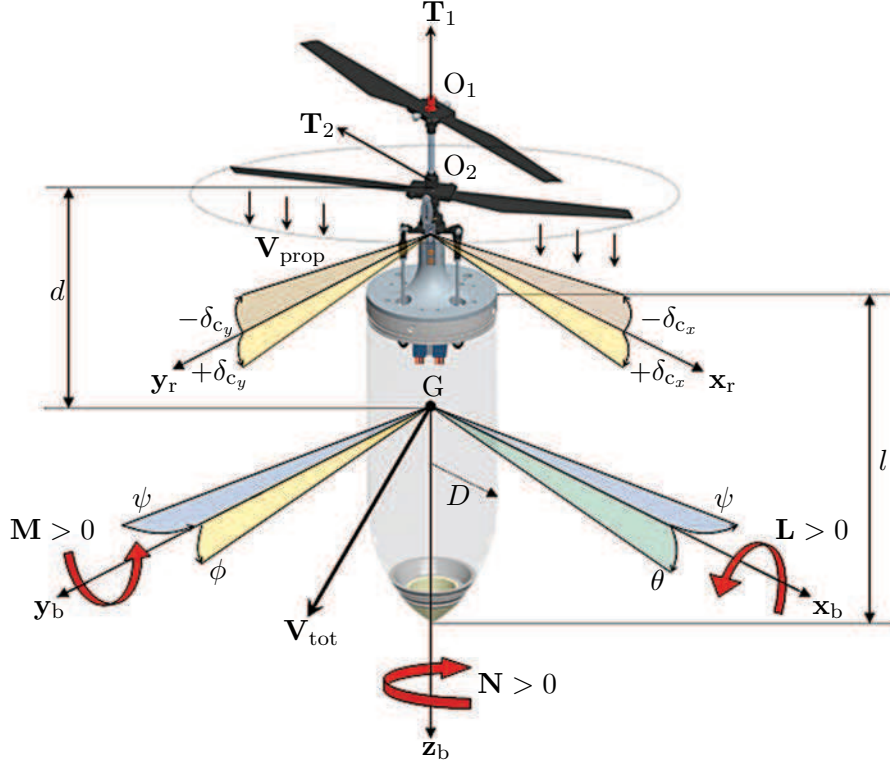


FIGURE 2.14 – GLMAV avec plateau cyclique - repères et notations.

2.6.1 Forces générées par le birotor

La poussée est la principale force générée par le birotor coaxial, permettant au GLMAV de maîtriser sa vitesse ascensionnelle. D'après la section (2.5.3.2), le rotor supérieur contribue uniquement à la poussée verticale \mathbf{T}_1 , qui est directement proportionnelle au carré de sa propre vitesse de rotation Ω_1 . Ainsi :

$$\mathbf{T}_1 = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \alpha \Omega_1^2 \end{pmatrix}. \quad (2.52)$$

où α , qui est négatif compte tenu du choix des axes, représente le coefficient aérodynamique de poussée (α est similaire au coefficient aérodynamique de poussée κ de l'expression (2.50)). Le rotor inférieur génère une poussée verticale selon \mathbf{z}_b et deux forces latérales dues aux deux angles d'inclinaison du plateau cyclique selon \mathbf{x}_b et \mathbf{y}_b . Ainsi, pour une vitesse de rotation connue du rotor inférieur, la poussée verticale est maximale si les angles d'inclinaison du plateau cyclique sont nuls; autrement, la poussée verticale décroît, puisque les deux composantes latérales de forces sont différentes de zéro. L'expression de la force générée par le rotor inférieur \mathbf{T}_2 dépend des deux angles d'inclinaison du plateau cyclique $(\delta_{c_x}, \delta_{c_y})$, telle que :

$$\mathbf{T}_2 = \mathbf{E}_c \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \beta \Omega_2^2 \end{pmatrix}, \quad (2.53)$$

où \mathbf{E}_c est la matrice de rotation d'angles δ_{c_x} et δ_{c_y} entre les repères \mathcal{B} et \mathcal{B}_r lié au rotor inférieur, β est le coefficient aérodynamique de poussée du rotor inférieur, et Ω_2 est la vitesse de rotation du rotor inférieur. D'après la figure (2.15), \mathbf{E}_c a pour expression $\mathbf{E}_c = \mathbf{E}_{c_y} \mathbf{E}_{c_x}$, où \mathbf{E}_{c_y} et \mathbf{E}_{c_x} s'écrivent respectivement par rapport aux figures (2.15(a)) et (2.15(b)) :

$$\begin{aligned} \mathbf{E}_{c_y} &= \begin{pmatrix} \cos \delta_{c_y} & 0 & -\sin \delta_{c_y} \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \delta_{c_y} & 0 & \cos \delta_{c_y} \end{pmatrix}, \\ \mathbf{E}_{c_x} &= \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \delta_{c_x} & -\sin \delta_{c_x} \\ 0 & \sin \delta_{c_x} & \cos \delta_{c_x} \end{pmatrix}. \end{aligned} \quad (2.54)$$

L'expression développée de \mathbf{E}_c s'écrit alors :

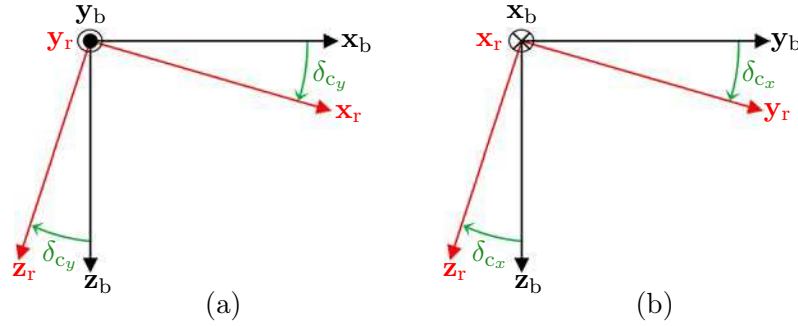


FIGURE 2.15 – (a) Rotation d'angle δ_{c_y} entre \mathcal{B} et \mathcal{B}_r - (b) Rotation d'angle δ_{c_x} entre \mathcal{B} et \mathcal{B}_r .

$$\mathbf{E}_c = \begin{pmatrix} \cos \delta_{c_y} & -\sin \delta_{c_y} \sin \delta_{c_x} & -\sin \delta_{c_y} \cos \delta_{c_x} \\ 0 & \cos \delta_{c_x} & -\sin \delta_{c_x} \\ \sin \delta_{c_y} & \cos \delta_{c_y} \sin \delta_{c_x} & \cos \delta_{c_x} \cos \delta_{c_y} \end{pmatrix}. \quad (2.55)$$

A partir des équations (2.53) et (2.55), la force \mathbf{T}_2 générée par le rotor inférieur s'écrit alors :

$$\mathbf{T}_2 = \beta \Omega_2^2 \begin{pmatrix} -\sin \delta_{c_y} \cos \delta_{c_x} \\ -\sin \delta_{c_x} \\ \cos \delta_{c_x} \cos \delta_{c_y} \end{pmatrix}. \quad (2.56)$$

Connaissant les poussées générées par chacun des rotors et décrites par les équations (2.52) et (2.56), la poussée totale \mathbf{T} , selon \mathbf{z}_b , peut être calculée en utilisant la somme des poussées individuelles de chaque rotor $[\mathbf{T}_1]_{\mathbf{z}_b}$, $[\mathbf{T}_2]_{\mathbf{z}_b}$. Cependant, en pratique, la poussée mesurée reste inférieure à la somme des poussées individuelles, à cause d'une perte d'efficacité aérodynamique due aux interactions des flux d'air des deux rotors. La poussée totale s'écrit alors :

$$[\mathbf{T}]_{\mathbf{z}_b} = \sigma (\alpha \Omega_1^2 + \beta \cos \delta_{c_x} \cos \delta_{c_y} \Omega_2^2), \quad (2.57)$$

où σ est un coefficient de perte aérodynamique que nous introduisons afin de quantifier la perte aérodynamique due aux interactions des flux d'air des rotors. En effet, ces interactions mutuelles propres aux birotors coaxiaux sont difficiles à quantifier, surtout dans le cas du vol en translation où les couplages entre l'aérodynamique et la dynamique de la structure du birotor sont importants. D'après [53, 54], cette perte d'efficacité aérodynamique peut être introduite dans les

expressions des vents induits de chacun des rotors. Ainsi si $\mathbf{V}_2, \mathbf{V}_1$ représentent respectivement les vents induits perturbés des rotors inférieur et supérieur et $\mathbf{V}_{2i}, \mathbf{V}_{1i}$ le vent induit de chacun des rotors isolés, d'après [53] on a :

$$\begin{aligned}\mathbf{V}_1 &= \mathbf{V}_{1i} + \sigma_1 \mathbf{V}_{2i}, \\ \mathbf{V}_2 &= \mathbf{V}_{2i} + \sigma_2 \mathbf{V}_{1i},\end{aligned}\tag{2.58}$$

avec

$$\begin{aligned}\sigma_1 &= 2 - \sigma_2, \\ \sigma_2 &= \frac{\frac{d_r}{r_r}}{\sqrt{1 + \left(\frac{d_r}{r_r}\right)^2}}\end{aligned}\tag{2.59}$$

où d_r est la distance axiale entre les centres de rotation de chaque rotor O_1 et O_2 , et r_r le diamètre du rotor. La distance axiale entre rotor d_r influence l'efficacité sustentatrice du birotor, puisque d'après [55], si d_r augmente alors l'interaction entre les flux d'air diminue et par conséquent la portance augmente. Cependant, les dimensions et donc le poids du véhicule vont augmenter, ainsi que la traînée due à la rotation des pales (symbolisée par la variable $d\mathbf{T}_t$ sur l'élément de pale de la figure (2.13)).

Nous avons exprimé la perte d'efficacité aérodynamique entre les rotors directement dans l'expression de la portance (2.57) à partir d'une seule variable aérodynamique σ , contrairement à [53]. Nous avons déterminé que $0.8 \lesssim \sigma \lesssim 1$ et nous détaillerons dans le chapitre 3 la méthode avec laquelle nous avons trouvé une expression algébrique de σ .

Finalement, la force totale générée par le birotor coaxial est calculée à partir des équations (2.52), (2.56) et (2.57), telle que :

$$\mathbf{T} = \begin{pmatrix} -\beta \sin \delta_{c_y} \cos \delta_{c_x} \Omega_2^2 \\ -\beta \sin \delta_{c_x} \Omega_2^2 \\ \sigma \alpha \Omega_1^2 + \sigma \beta \cos \delta_{c_x} \cos \delta_{c_y} \Omega_2^2 \end{pmatrix}.\tag{2.60}$$

2.6.2 Vitesse du vent induit du birotor

Il s'agit de remplacer l'expression de T_r dans l'expression (2.40) de la vitesse du vent de Froude, par la composante de portance de l'équation (2.60) notée $[\mathbf{T}]_{\mathbf{z}_b}$. La vitesse moyenne du vent induit par le birotor coaxial s'écrit alors :

$$\mathbf{V}_{\text{prop}} = \sqrt{\frac{-2\sigma(\alpha\Omega_1^2 + \beta \cos \delta_{c_x} \cos \delta_{c_y} \Omega_2^2)}{\rho S_{\text{prop}}}} \mathbf{z}_b\tag{2.61}$$

où α et β sont négatifs.

2.6.3 Vitesse du vent total

Afin de déterminer les forces aérodynamiques agissant sur le corps, il devient nécessaire de connaître la direction et la vitesse du flux d'air dans lequel opère le GLMAV. En totalité, trois principales sources composant le vecteur vent total \mathbf{V}_{tot} sont identifiées : la première composante correspond à la vitesse du vent \mathbf{V}_{prop} générée par le birotor et définie précédemment par l'équation (2.61), la seconde composante $\mathbf{V}_{\text{body}} = [u \ v \ w]^T$ est due au flux d'air généré par les

déplacements en translation du GLMAV, finalement la troisième composante \mathbf{V}_{wind} est due au vent extérieur de type rafale de vent, en général imprévisible. Ainsi, le vecteur vent total exprimé dans \mathcal{B} s'écrit alors :

$$\mathbf{V}_{\text{tot}} = \mathbf{V}_{\text{prop}} - \mathbf{V}_{\text{body}} + \mathbf{V}_{\text{wind}}. \quad (2.62)$$

En développant (2.62), les expressions des trois composantes $[\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{x}_b}$, $[\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{y}_b}$ et $[\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{z}_b}$ du vecteur vent total \mathbf{V}_{tot} s'écrivent :

$$\begin{aligned} [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{x}_b} &= -u + [\mathbf{V}_{\text{wind}}]_{\mathbf{x}_b}, \\ [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{y}_b} &= -v + [\mathbf{V}_{\text{wind}}]_{\mathbf{y}_b}, \\ [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{z}_b} &= \sqrt{\frac{-2\sigma(\alpha\Omega_1^2 + \beta \cos \delta_{c_x} \cos \delta_{c_y} \Omega_2^2)}{\rho S_{\text{prop}}}} - w + [\mathbf{V}_{\text{wind}}]_{\mathbf{z}_b}, \end{aligned} \quad (2.63)$$

où $[\mathbf{V}_{\text{wind}}]_{\mathbf{x}_b}$, $[\mathbf{V}_{\text{wind}}]_{\mathbf{y}_b}$, et $[\mathbf{V}_{\text{wind}}]_{\mathbf{z}_b}$ sont les trois composantes de \mathbf{V}_{wind} .

2.6.4 Traînée aérodynamique du véhicule

La traînée aérodynamique est la force qui s'oppose au déplacement du véhicule et résulte de l'écoulement d'air autour de l'engin. Comme nous en avons parlé dans la section (2.5.3.1), la traînée constitue dans le cas général une des deux composantes de la force de réaction avec la portance. Maintenant que nous connaissons l'expression du vent total \mathbf{V}_{tot} (voir l'équation (2.63)), les forces induites par l'écoulement du vent total incident sur le corps du GLMAV peuvent être calculées, à partir de l'expression générique de la force de réaction générée par un flux d'air soufflant sur un profil (2.42). Il faut toutefois distinguer deux effets aérodynamiques principaux qui constituent la traînée globale, à savoir : la traînée de captation \mathbf{f}_c et la traînée de forme \mathbf{f}_f , qui additionnées composent la traînée totale \mathbf{f}_{body} , c'est-à-dire :

$$\mathbf{f}_{\text{body}} = \mathbf{f}_c + \mathbf{f}_f \quad (2.64)$$

avec

$$\begin{aligned} f_c &= qV_{\text{amont}}, \\ f_f &= \frac{1}{2}\rho S_f C_f(\gamma_f) V_{\text{tot}}^2 \end{aligned} \quad (2.65)$$

où q est le débit massique traversant le birotor et $C_f(\gamma_f)$ est un coefficient aérodynamique de traînée. Dans l'expression (2.65) n'apparaît pas la traînée de frottement, qui résulte de la différence de vitesse entre les filets d'air. Ces frottements engendrent une perte d'énergie mécanique dissipée alors sous forme de chaleur. Au vu des faibles vitesses de vent considérées, la traînée de frottement reste tout à fait négligeable. La traînée de captation provient de la déflexion du flux d'air par le birotor. Pour une vitesse de vent amont qui n'est pas parallèle à l'axe \mathbf{z}_b , la déflexion du flux d'air entraîne une force de traînée en plus de la force propulsive du rotor. Le centre d'application de \mathbf{f}_c , noté A_c , se situe juste au-dessus du rotor supérieur le long de \mathbf{z}_b , telle qu'il apparaît sur la figure (2.16).

Toujours d'après la figure (2.16), la projection de \mathbf{f}_c dans \mathcal{B} fait apparaître l'angle γ_c entre la vitesse moyenne du flux d'air en amont du birotor et \mathbf{z}_b , il vient alors :

$$\begin{aligned} \mathbf{f}_{c_x} &= \mathbf{f}_c \sin \gamma_c, \\ \mathbf{f}_{c_z} &= \mathbf{f}_c \cos \gamma_c \end{aligned} \quad (2.66)$$

En pratique et dans le cas du vol quasi-stationnaire, la vitesse moyenne du vent en amont

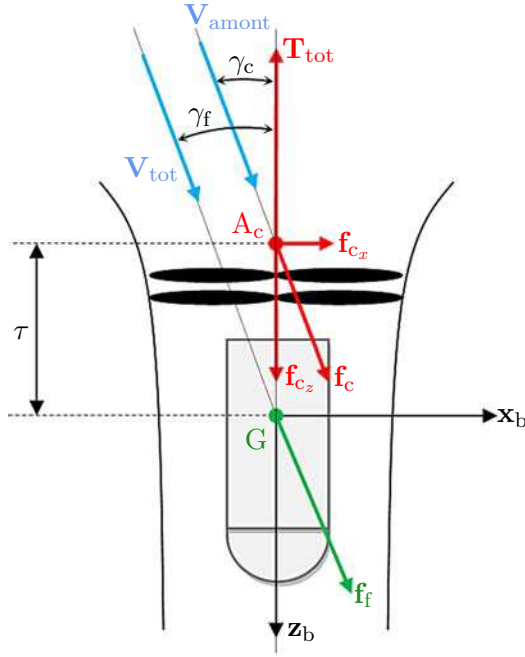


FIGURE 2.16 – Illustration des traînées de forme et de captation.

\mathbf{V}_c du rotor est insuffisante pour engendrer une traînée de captation significative, si l'on se réfère à la figure (2.9(a)), où la vitesse moyenne en amont du rotor reste inférieure à la vitesse moyenne en aval. De plus, l'angle entre $\mathbf{V}_{\text{amont}}$ et l'axe du rotor, noté γ_c , est petit et ne dépasse pas $\pm 20^\circ$ dans le cas du vol quasi-stationnaire. Ainsi, la composante normale de \mathbf{f}_c , soit \mathbf{f}_{c_x} , est négligée dans l'expression de \mathbf{f}_{body} . La composante longitudinale \mathbf{f}_{c_z} qui s'oppose à la poussée est elle également négligée, puisqu'elle ne s'oppose pas significativement à la poussée. Toutefois, la traînée de captation et par conséquent le moment résultant induit par cette traînée ne peut pas être négligé dans le cas du vol agressif (vitesses élevées et fortes accélérations), où la traînée de captation peut représenter d'après [6] jusqu'à 80% de la traînée totale dans le cas d'un birotor coaxial caréné. L'expression du moment dû à la traînée de captation Γ_c s'écrirait alors :

$$\Gamma_c = \tau \wedge \mathbf{f}_c = \tau \mathbf{f}_{c_y} \quad \text{avec} \quad \tau = \overline{GA_c}. \quad (2.67)$$

La traînée de forme \mathbf{f}_f résulte de la prise au vent du corps du GLMAV. La traînée de forme s'applique approximativement au barycentre de la surface donnant prise au vent, qui correspond à la surface projetée perpendiculairement à \mathbf{V}_{tot} . Dans le cas du GLMAV, le barycentre de la surface projetée est quasiment confondu avec le centre de gravité G . Le corps du GLMAV est approximativement composé de deux volumes élémentaires : un cylindre et une demi-sphère. Les trois composantes de la force de traînée induites sur le corps du GLMAV \mathbf{f}_f (égale à \mathbf{f}_{body}) dépendent de la masse volumique de l'air ρ , de la surface projetée du cylindre S_c selon le plan $\{\mathbf{x}_b, \mathbf{z}_b\}$, de la surface projetée de la demi-sphère S_s selon le plan $\{\mathbf{x}_b, \mathbf{y}_b\}$, des coefficients

aérodynamiques C_x , C_y et C_z , et de la vitesse du vent total \mathbf{V}_{tot} , telles que :

$$\begin{aligned} [\mathbf{f}_{\text{body}}]_{\mathbf{x}_b} &= \frac{1}{2} \rho S_c C_x [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{x}_b} \|\mathbf{V}_{\text{tot}}\|, \\ [\mathbf{f}_{\text{body}}]_{\mathbf{y}_b} &= \frac{1}{2} \rho S_c C_y [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{y}_b} \|\mathbf{V}_{\text{tot}}\|, \\ [\mathbf{f}_{\text{body}}]_{\mathbf{z}_b} &= \frac{1}{2} \rho S_s C_z [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{z}_b} \|\mathbf{V}_{\text{tot}}\|, \end{aligned} \quad (2.68)$$

avec

$$\begin{aligned} \|\vec{\mathbf{V}}_{\text{tot}}\| &= \sqrt{[\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{x}_b}^2 + [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{y}_b}^2 + [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{z}_b}^2}, \\ S_s &= \pi D^2, \\ S_c &= 2Dl \end{aligned} \quad (2.69)$$

où l est la longueur du corps du GLMAV et D son rayon. Les coefficients aérodynamiques C_x , C_y et C_z sont supposés constants à cause des faibles amplitudes de l'angle γ_f . Finalement, la force totale \mathbf{f}_{tot} appliquée au GLMAV est constituée par la somme de la force \mathbf{T} due au birotor, la force de traînée \mathbf{f}_{body} et le poids \mathbf{f}_p , dont les expressions dans le repère lié au corps sont données respectivement par (2.60), (2.68) et (2.27). Ainsi :

$$\mathbf{f}_{\text{tot}} = \begin{pmatrix} \mathbf{X} \\ \mathbf{Y} \\ \mathbf{Z} \end{pmatrix} = \mathbf{T} + \mathbf{f}_{\text{body}} + \mathbf{f}_p. \quad (2.70)$$

2.6.5 Moments induits par le birotor et le plateau cyclique

Connaissant chaque force et leur point d'application, le moment total résultant peut être calculé. Pour simplifier et réduire la complexité du modèle aérodynamique, nous supposons que la force de traînée induit un moment négligeable, puisque :

$$\mathbf{V}_{\text{prop}} \gg \mathbf{V}_{\text{body}} \quad \text{et} \quad \mathbf{V}_{\text{prop}} \gg \mathbf{V}_{\text{wind}}. \quad (2.71)$$

Par conséquent, les composantes latérales de force $[\mathbf{f}_{\text{body}}]_{\mathbf{x}_b}$ et $[\mathbf{f}_{\text{body}}]_{\mathbf{y}_b}$ sont négligeables par rapport à $[\mathbf{f}_{\text{body}}]_{\mathbf{z}_b}$. De plus, nous supposons que le centre de gravité de l'engin est confondu avec le centre d'application des efforts aérodynamiques de traînée. Ainsi, seules les forces dues aux rotors tournants peuvent engendrer un moment résultant non nul. Les moments de roulis et de tangage \mathbf{L} , \mathbf{M} sont calculés par le produit vectoriel entre le vecteur de distance du centre de gravité au centre de rotation du rotor inférieur $\overrightarrow{\text{GO}}_2$ et les forces générées par le rotor inférieur \mathbf{T}_2 , tels que :

$$\begin{pmatrix} \mathbf{L} \\ \mathbf{M} \end{pmatrix} = \overrightarrow{\text{GO}}_2 \wedge \mathbf{T}_2. \quad (2.72)$$

En développant l'équation (2.72), les deux moments latéraux \mathbf{L} et \mathbf{M} s'écrivent :

$$\begin{aligned} \mathbf{L} &= -d\beta \sin \delta_{c_x} \Omega_2^2, \\ \mathbf{M} &= d\beta \sin \delta_{c_y} \cos \delta_{c_x} \Omega_2^2, \end{aligned} \quad (2.73)$$

où d est la distance entre les points G et O_2 .

Finalement, le moment de lacet \mathbf{N} dû à chacun des rotors est directement proportionnel au carré de leur vitesse avec les coefficients aérodynamiques $\gamma_1 > 0$ et $\gamma_2 < 0$, tel que :

$$\mathbf{N} = \gamma_1 \Omega_1^2 + \gamma_2 \Omega_2^2. \quad (2.74)$$

2.6.6 Représentation complète du modèle aérodynamique GLMAV-PC

Nous représentons ici le modèle aérodynamique complet du GLMAV comportant un plateau cyclique (PC). Nous rappelons que ce modèle est composé des équations (2.60), (2.68), (2.27), (2.73) et (2.74). Les expressions des trois composantes de la résultante de force qui interviennent dans la dynamique de translation du modèle 6-DDL sont :

$$\begin{aligned}
 X &= -\frac{\beta}{m} \sin \delta_{c_y} \cos \delta_{c_x} \Omega_2^2 - \frac{1}{2m} \rho S_c C_x [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{x}_b} \sqrt{[\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{x}_b}^2 + [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{y}_b}^2 + [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{z}_b}^2} - g \sin \theta, \\
 Y &= -\frac{\beta}{m} \sin \delta_{c_x} \Omega_2^2 - \frac{1}{2m} \rho S_c C_y [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{y}_b} \sqrt{[\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{x}_b}^2 + [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{y}_b}^2 + [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{z}_b}^2} + g \cos \theta \sin \phi, \\
 Z &= \frac{\sigma}{m} \alpha \Omega_1^2 + \frac{\sigma}{m} \beta \cos \delta_{c_x} \cos \delta_{c_y} \Omega_2^2 + \frac{1}{2m} \rho S_s C_z [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{z}_b} \sqrt{[\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{x}_b}^2 + [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{y}_b}^2 + [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{z}_b}^2} \\
 &\quad + g \cos \theta \cos \phi
 \end{aligned} \tag{2.75}$$

où

$$\begin{aligned}
 [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{x}_b} &= -u + [\mathbf{V}_{\text{wind}}]_{\mathbf{x}_b}, \\
 [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{y}_b} &= -v + [\mathbf{V}_{\text{wind}}]_{\mathbf{y}_b}, \\
 [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{z}_b} &= [\mathbf{V}_{\text{prop}}]_{\mathbf{z}_b} - w + [\mathbf{V}_{\text{wind}}]_{\mathbf{z}_b},
 \end{aligned} \tag{2.76}$$

et

$$[\mathbf{V}_{\text{prop}}]_{\mathbf{z}_b} = \sqrt{\frac{-2\sigma(\alpha\Omega_1^2 + \beta \cos \delta_{c_x} \cos \delta_{c_y} \Omega_2^2)}{\rho S_{\text{prop}}}}. \tag{2.77}$$

Les trois composantes de la résultante des moments qui interviennent dans la dynamique de rotation du modèle 6-DDL sont :

$$\begin{aligned}
 L &= -d\beta \sin \delta_{c_x} \Omega_2^2, \\
 M &= d\beta \sin \delta_{c_y} \cos \delta_{c_x} \Omega_2^2, \\
 N &= \gamma_1 \Omega_1^2 + \gamma_2 \Omega_2^2.
 \end{aligned} \tag{2.78}$$

Le modèle aérodynamique complet composé des équations (2.60), (2.68), (2.27), (2.73) et (2.74) est un modèle de simulation que nous supposons a priori fidèle à la réalité physique de notre système et que nous utiliserons lors du processus d'identification au chapitre trois. Il s'agit également du modèle de départ à partir duquel nous synthétiserons un modèle pour l'élaboration de lois de commande, dont il sera question dans le chapitre cinq. Nous nous intéresserons dans ce qui suit à la modélisation d'une seconde architecture aéromécanique envisagée pour le GLMAV et très répandue dans le monde des drones miniatures.

2.7 Modélisation aérodynamique avec déflecteurs de flux

Nous avons présenté en section (2.3) les avantages et les inconvénients de chacune des architectures aéromécaniques proposées, à savoir avec un plateau cyclique (GLMAV-PC) ou bien quatre déflecteurs de flux (GLMAV-4G), ainsi que leurs fonctionnements pour se déplacer dans l'espace à trois dimensions. Nous nous intéressons à présent à la modélisation de cette dernière solution aéromécanique, dont le modèle est plus complexe que le GLMAV-PC. En effet, il faut intégrer les efforts liés à la portance et à la traînée de chaque ailette en fonction du vent total incident, ce qui alourdi fortement le modèle aérodynamique comparé à la solution intégrant un plateau cyclique, et notamment l'expression du moment résultant. Nous conserverons dans le

modèle du GLMAV-4G l'expression de la traînée aérodynamique du véhicule (2.68), ainsi que le sous-modèle de la vitesse moyenne du flux d'air générée par le birotor (2.61), dans lequel il faudra cependant remplacer la portance par une expression appropriée au GLMAV-4G. Dans ce qui suit, nous détaillons le modèle du GLMAV-4G à partir des notations de la figure (2.17), à laquelle il faudra se référer. Nous précisons que les ailettes sont disposées à 90° les unes des autres autour du cylindre du GLMAV et que la direction de l'axe de rotation ${}^1\mathbf{y}_{\text{ail}}$ de l'ailette numéro 1, notée A_1 , est la même que \mathbf{y}_b d'après la figure (2.18).

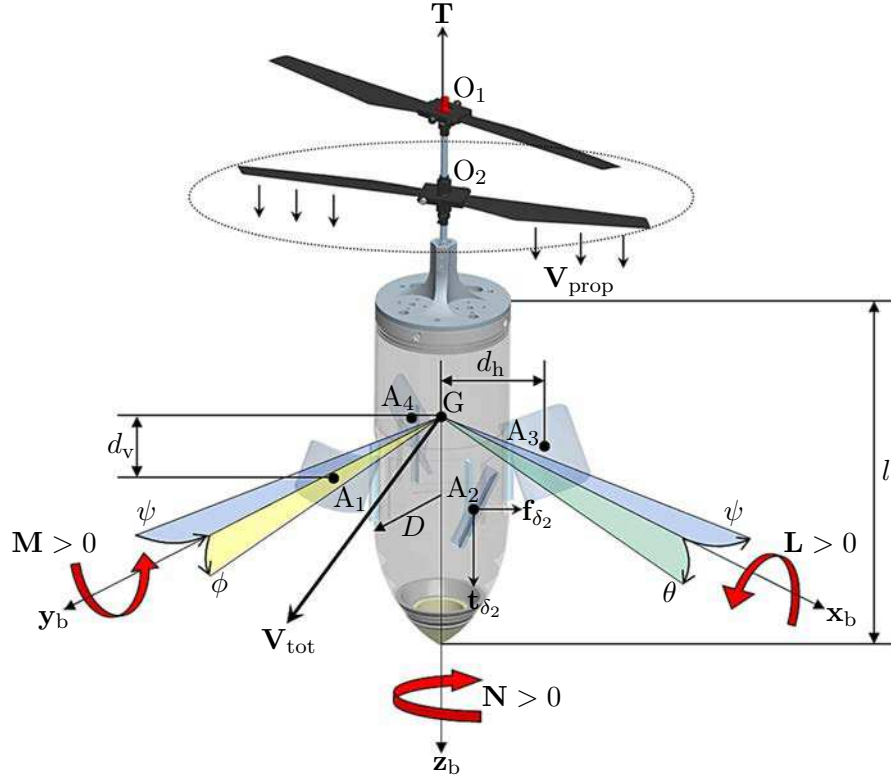


FIGURE 2.17 – GLMAV avec déflecteurs de flux - repères et notations.

2.7.1 Forces générées par le birotor coaxial

Le birotor coaxial participe uniquement à la poussée dans le cas du GLMAV-4G, puisque pour chacun des rotors les pas des pales restent fixes. Tout comme dans la section (2.6.1), la poussée totale \mathbf{T} est la somme des poussées de chacun des rotors, proportionnelles à leurs vitesses de rotation respectives au carré Ω_1^2 et Ω_2^2 , c'est-à-dire :

$$\mathbf{T} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \sigma (\alpha \Omega_1^2 + \beta \Omega_2^2) \end{pmatrix} \quad (2.79)$$

où α et β sont les deux coefficients aérodynamiques de poussée et σ un coefficient de perte d'efficacité aérodynamique dû à l'interaction des flux d'air des rotors.

2.7.2 Vitesse du vent total sur les déflecteurs

Parmi les trois sources de vent composant le vecteur de la vitesse moyenne du vent total \mathbf{V}_{tot} , selon l'expression (2.62), les vitesses des vents \mathbf{V}_{prop} et \mathbf{V}_{body} sont modifiées dans le cas de l'architecture GLMAV-4G. Ainsi, la forme de \mathbf{V}_{prop} reste inchangée, cependant nous y intégrons la nouvelle expression de la force de poussée générée par le birotor coaxial (2.79), il vient alors :

$$\mathbf{V}_{\text{prop}} = \sqrt{\frac{-2\sigma(\alpha\Omega_1^2 + \beta\Omega_2^2)}{\rho S_{\text{prop}}}}. \quad (2.80)$$

La composante de rotation de la vitesse \mathbf{V}_{A_i} du centre A_i ($i = 1, \dots, 4$) de chaque déflecteur s'écrit par exemple pour l'ailette numéro 1 :

$$\mathbf{V}_{A_1} = \overrightarrow{GA_1} \wedge \boldsymbol{\omega} = \begin{pmatrix} d_{h_1}r - d_vq \\ d_vp \\ -d_{h_1}p \end{pmatrix} \quad (2.81)$$

où d_{h_i} peut être positif ou négatif selon l'ailette considérée. L'expression générale du vent total sur une ailette \mathbf{V}_{tot} devient finalement :

$$\begin{aligned} [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{x}_b} &= -u - \sum_{i=1}^4 ([\mathbf{V}_{A_i}]_{\mathbf{x}_b}) + [\mathbf{V}_{\text{wind}}]_{\mathbf{x}_b}, \\ [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{y}_b} &= -v - \sum_{i=1}^4 ([\mathbf{V}_{A_i}]_{\mathbf{y}_b}) + [\mathbf{V}_{\text{wind}}]_{\mathbf{y}_b}, \\ [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{z}_b} &= \sqrt{\frac{-2\sigma(\alpha\Omega_1^2 + \beta\Omega_2^2)}{\rho S_{\text{prop}}}} - w - \sum_{i=1}^4 ([\mathbf{V}_{A_i}]_{\mathbf{z}_b}) + [\mathbf{V}_{\text{wind}}]_{\mathbf{z}_b}. \end{aligned} \quad (2.82)$$

2.7.3 Moments induits par les gouvernes et moment résultant

Les ailettes situées en aval du birotor utilisent le flux d'air engendré par les rotors tournants afin de créer une portance suffisante et induire un moment cabreur pour incliner l'appareil. La traînée induite par le flux d'air incident sur les ailettes est une force parasite puisqu'elle s'oppose à la poussée, dirigée selon \mathbf{z}_b . La portance, quant à elle, apparaît dans le plan $\{\mathbf{x}_b, \mathbf{z}_b\}$ (lorsque les vitesses u, v, w du drone sont faibles et dans une atmosphère au repos). Tout comme la solution avec plateau cyclique, nous rappelons que le moment cabreur créé par les ailettes au centre de gravité de l'engin, sert à piloter son attitude et par conséquent ses mouvements dans le plan horizontal. Il s'agit à présent de déterminer les portances et les traînées induites par le vent total \mathbf{V}_{tot} (dont l'expression est (2.82)) sur chacune des ailettes, puis d'en déduire les vecteurs force et moment résultants appliqués au centre de gravité G du GLMAV-4G. Remarquons que nous prenons en compte le vent latéral incident sur les ailettes dont nous donnerons quelques détails concernant son influence sur le moment cabreur.

D'après la figure (2.18), nous définissons tout d'abord :

- ${}^n\mathbf{V}_{\text{tot}}$ est le vecteur de la vitesse moyenne du vent total incident sur l'ailette n et exprimé dans le repère \mathcal{B} ;
- ${}^n\mathbf{V}_{\text{ail}}$ est le vecteur de la vitesse moyenne du vent total incident sur l'ailette n et exprimé dans le repère ${}^n\mathcal{A}_{\text{ail}}$ lié à l'ailette n ;
- ${}^n\mathbf{V}_{\text{aero}}$ est le vecteur de la vitesse moyenne du vent total exprimé dans le repère aérodynamique ${}^n\mathcal{A}_{\text{aero}}$ de l'ailette n ;
- δ_n est l'angle de rotation de l'ailette n par rapport à \mathcal{B} ;

- δ_{an} est l'angle de rotation entre le vecteur vent lié au repère aérodynamique ${}^n\mathbf{V}_{\text{aero}}$ et l'ailette n .

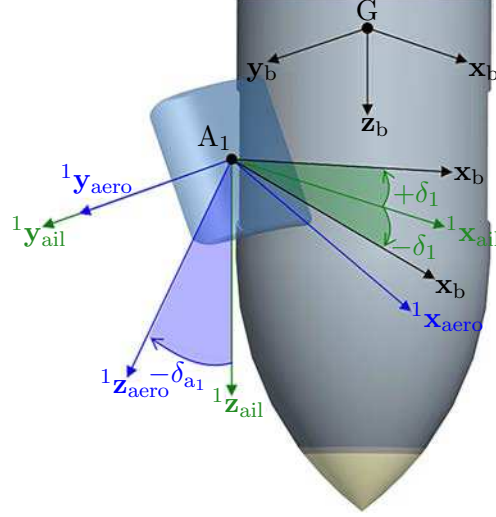


FIGURE 2.18 – Repère et système d'axe de l'ailette numéro 1.

D'après l'expression générale de la portance d'un profil (voir la section (2.5.3.1)), nous savons que la portance \mathbf{f}_{δ_n} et la traînée \mathbf{t}_{δ_n} de l'ailette n ont pour expression dans le repère ${}^n\mathcal{A}_{\text{aero}}$:

$$\begin{aligned} \mathbf{f}_{\delta_n} &= \frac{1}{2} \rho S_{\text{ail}} C_{\delta_n}(\delta_{an}) \|{}^n\mathbf{V}_{\text{tot}}\|^2 \delta_{an} \mathbf{x}_{\text{aero}}, \\ \mathbf{t}_{\delta_n} &= \frac{1}{2} \rho S_{\text{ail}} C_{t_n}(\delta_{an}) \|{}^n\mathbf{V}_{\text{tot}}\|^2 \delta_{an} \mathbf{z}_{\text{aero}} \end{aligned} \quad (2.83)$$

où S_{ail} est la surface de l'ailette. Ainsi, il s'agit à présent d'exprimer ces relations dans le repère du corps et de déterminer la valeur de l'angle aérodynamique δ_{an} en fonction de variables connues. Nous développerons les calculs pour l'ailette numéro 1, puis nous donnerons les expressions finales de la traînée et de la portance concernant les trois ailettes restantes.

Les relations liant les composantes des vecteurs vent ${}^1\mathbf{V}_{\text{tot}}$, ${}^1\mathbf{V}_{\text{ail}}$ et ${}^1\mathbf{V}_{\text{aero}}$ sont des fonctions des angles δ_{a_n} et δ_n définis plus haut, telles que :

$$\begin{aligned} {}^1\mathbf{V}_{\text{tot}} &= \mathbf{R}_{\text{ail} \rightarrow \text{b}}^1 {}^1\mathbf{V}_{\text{ail}} \\ {}^1\mathbf{V}_{\text{ail}} &= \mathbf{R}_{\text{aero} \rightarrow \text{ail}}^1 {}^1\mathbf{V}_{\text{aero}} \end{aligned} \quad \Rightarrow \quad {}^1\mathbf{V}_{\text{tot}} = \mathbf{R}_{\text{ail} \rightarrow \text{b}}^1 \mathbf{R}_{\text{aero} \rightarrow \text{ail}}^1 {}^1\mathbf{V}_{\text{aero}} \quad (2.84)$$

où

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_{\text{ail} \rightarrow \text{b}}^1 &= \begin{pmatrix} \cos \delta_1 & 0 & -\sin \delta_1 \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \delta_1 & 0 & \cos \delta_1 \end{pmatrix}, \\ \mathbf{R}_{\text{aero} \rightarrow \text{ail}}^1 &= \begin{pmatrix} \cos \delta_{a_1} & 0 & -\sin \delta_{a_1} \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \delta_{a_1} & 0 & \cos \delta_{a_1} \end{pmatrix}, \end{aligned} \quad (2.85)$$

et on notera que $\mathbf{R}_{\text{aero} \rightarrow \text{b}} = \mathbf{R}_{\text{ail} \rightarrow \text{b}} \mathbf{R}_{\text{aero} \rightarrow \text{ail}}$. Il est possible de connaître la valeur de l'angle δ_{a1} à partir la relation suivante :

$$\mathbf{R}_{\text{aero} \rightarrow \text{ail}}^1 = \begin{pmatrix} \cos \delta_{a1} & 0 & -\sin \delta_{a1} \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \delta_{a1} & 0 & \cos \delta_{a1} \end{pmatrix} = \frac{1}{\|\mathbf{V}_{\text{tot}}\|} \begin{pmatrix} [{}^1\mathbf{V}_{\text{ail}}]_{z_{\text{ail}}} & 0 & [{}^1\mathbf{V}_{\text{ail}}]_{x_{\text{ail}}} \\ 0 & 1 & 0 \\ -[{}^1\mathbf{V}_{\text{ail}}]_{x_{\text{ail}}} & 0 & [{}^1\mathbf{V}_{\text{ail}}]_{z_{\text{ail}}} \end{pmatrix} \quad (2.86)$$

où $[{}^1\mathbf{V}_{\text{ail}}]_{x_{\text{ail}}}$ et $[{}^1\mathbf{V}_{\text{ail}}]_{z_{\text{ail}}}$ sont respectivement les première et troisième composantes de ${}^1\mathbf{V}_{\text{ail}}$, et

$$\|\mathbf{V}_{\text{tot}}\| = \sqrt{[{}^1\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{z_{\text{b}}}^2 + [{}^1\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{x_{\text{b}}}^2} = \sqrt{[{}^1\mathbf{V}_{\text{ail}}]_{z_{\text{ail}}}^2 + [{}^1\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{x_{\text{ail}}}^2}. \quad (2.87)$$

Par identification dans l'expression (2.86), nous pouvons écrire que :

$$\delta_{a1} = \arcsin \left[\frac{-[{}^1\mathbf{V}_{\text{ail}}]_{z_{\text{ail}}}}{\|\mathbf{V}_{\text{tot}}\|} \right] = \arcsin \left[\frac{-\cos \delta_1 [{}^1\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{x_{\text{b}}} - \sin \delta_1 [{}^1\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{z_{\text{b}}}}{\|\mathbf{V}_{\text{tot}}\|} \right] \quad (2.88)$$

puisque ${}^1\mathbf{V}_{\text{ail}} = [\mathbf{R}_{\text{ail} \rightarrow \text{b}}^1]^\top {}^1\mathbf{V}_{\text{tot}}$. Il est maintenant possible d'exprimer la portance et la traînée de l'ailette numéro 1 à partir des expressions (2.83), (2.84) et (2.85), et il vient après calcul :

$$\begin{pmatrix} \mathbf{f}_{\delta_1} \\ 0 \\ \mathbf{t}_{\delta_1} \end{pmatrix}_{\mathcal{B}} = \begin{pmatrix} \cos(\delta_1 + \delta_{a1}) & 0 & -\sin(\delta_1 + \delta_{a1}) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\delta_1 + \delta_{a1}) & 0 & \cos(\delta_1 + \delta_{a1}) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \frac{1}{2} \rho S_{\text{ail}} C_{\delta_1} \|\mathbf{V}_{\text{tot}}\|^2 \delta_{a1} \\ 0 \\ C_{t_1} \mathbf{f}_{\delta_1}^2 \end{pmatrix}. \quad (2.89)$$

En utilisant la même méthode que pour l'ailette 1, il est possible de connaître la résultante de la force de réaction \mathbf{f}_δ induite par les ailettes, c'est-à-dire :

$$\mathbf{f}_\delta = \sum_{n=1}^4 (\mathbf{f}_{\delta_n} + \mathbf{t}_{\delta_n}) = \begin{pmatrix} \mathbf{f}_{\delta_1} + \mathbf{f}_{\delta_3} \\ \mathbf{f}_{\delta_2} + \mathbf{f}_{\delta_4} \\ \mathbf{t}_{\delta_1} + \mathbf{t}_{\delta_2} + \mathbf{t}_{\delta_3} + \mathbf{t}_{\delta_4} \end{pmatrix} \quad (2.90)$$

avec

$$\begin{aligned} \begin{pmatrix} 0 \\ \mathbf{f}_{\delta_1} \\ \mathbf{t}_{\delta_1} \end{pmatrix}_{\mathcal{B}} &= \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -\cos(\delta_2 + \delta_{a2}) & 0 & \sin(\delta_2 + \delta_{a2}) \\ \sin(\delta_2 + \delta_{a2}) & 0 & \cos(\delta_2 + \delta_{a2}) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \frac{1}{2} \rho S_{\text{ail}} C_{\delta_2} \|\mathbf{V}_{\text{tot}}\|^2 \delta_{a2} \\ 0 \\ C_{t_2} \mathbf{f}_{\delta_2}^2 \end{pmatrix}, \\ \begin{pmatrix} \mathbf{f}_{\delta_3} \\ 0 \\ \mathbf{t}_{\delta_3} \end{pmatrix}_{\mathcal{B}} &= \begin{pmatrix} -\cos(\delta_3 + \delta_{a3}) & 0 & \sin(\delta_3 + \delta_{a3}) \\ 0 & -1 & 0 \\ \sin(\delta_3 + \delta_{a3}) & 0 & \cos(\delta_3 + \delta_{a3}) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \frac{1}{2} \rho S_{\text{ail}} C_{\delta_3} \|\mathbf{V}_{\text{tot}}\|^2 \delta_{a3} \\ 0 \\ C_{t_3} \mathbf{f}_{\delta_3}^2 \end{pmatrix}, \\ \begin{pmatrix} 0 \\ \mathbf{f}_{\delta_4} \\ \mathbf{t}_{\delta_4} \end{pmatrix}_{\mathcal{B}} &= \begin{pmatrix} 0 & -1 & 0 \\ \cos(\delta_4 + \delta_{a4}) & 0 & -\sin(\delta_4 + \delta_{a4}) \\ \sin(\delta_4 + \delta_{a4}) & 0 & \cos(\delta_4 + \delta_{a4}) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \frac{1}{2} \rho S_{\text{ail}} C_{\delta_4} \|\mathbf{V}_{\text{tot}}\|^2 \delta_{a4} \\ 0 \\ C_{t_4} \mathbf{f}_{\delta_4}^2 \end{pmatrix}. \end{aligned} \quad (2.91)$$

Le moment cabreur Γ_δ généré par \mathbf{f}_δ s'écrit alors :

$$\Gamma_\delta = \sum_{n=1}^4 \left(\overrightarrow{\text{GA}_n} \wedge (\mathbf{f}_{\delta_n} + \mathbf{t}_{\delta_n}) \right) = \begin{pmatrix} d_h \mathbf{t}_{\delta_1} - d_v \mathbf{f}_{\delta_2} - d_h \mathbf{t}_{\delta_3} - d_v \mathbf{f}_{\delta_4} \\ d_v \mathbf{f}_{\delta_1} - d_h \mathbf{t}_{\delta_2} + d_v \mathbf{f}_{\delta_3} + d_h \mathbf{t}_{\delta_4} \\ -d_h \mathbf{f}_{\delta_1} + d_h \mathbf{f}_{\delta_2} + d_h \mathbf{f}_{\delta_3} - d_h \mathbf{f}_{\delta_4} \end{pmatrix}. \quad (2.92)$$

Le moment total fait également intervenir le moment dû à la rotation des rotors selon l'axe de lacet. Il faut donc ajouter l'expression (2.74) à la relation (2.92), c'est-à-dire :

$$\begin{pmatrix} L \\ M \\ N \end{pmatrix} = \Gamma_\delta + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \gamma_1 \Omega_1^2 + \gamma_2 \Omega_2^2 \end{pmatrix}. \quad (2.93)$$

La principale difficulté du pilotage avec des déflecteurs de flux concerne la prise au vent latéral de chaque ailette qui peut complètement déstabiliser l'engin. De plus, un vent de travers trop important engendrerait un décrochage précoce des ailettes (d'après [6]) et d'autant plus que le véhicule est incliné contre le vent. Le pilotage à l'aide de déflecteurs de flux est une solution plus adaptée aux hélices carénées, où les gouvernes protégées par la carène sont moins exposées au vent extérieur. Néanmoins, le pilotage à l'aide de déflecteur de flux reste un problème ouvert du point de vue de la conception de profils aérodynamiques efficaces.

2.7.4 Représentation complète du modèle aérodynamique GLMAV-4G

Le modèle complet du GLMAV-4G est composé des équations (2.27), (2.68), (2.79), (2.90) et (2.93). Les trois composantes de la force résultante sont :

$$\begin{aligned} X &= -\frac{1}{2m} \rho S_c C_x [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{x}_b} \sqrt{[\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{x}_b}^2 + [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{y}_b}^2 + [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{z}_b}^2} + \mathbf{f}_{\delta_1} + \mathbf{f}_{\delta_3} - g \sin \theta, \\ Y &= -\frac{1}{2m} \rho S_c C_y [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{y}_b} \sqrt{[\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{x}_b}^2 + [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{y}_b}^2 + [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{z}_b}^2} + \mathbf{f}_{\delta_2} + \mathbf{f}_{\delta_4} + g \cos \theta \sin \phi, \\ Z &= \frac{\sigma}{m} (\alpha \Omega_1^2 + \beta \Omega_2^2) + \frac{1}{2m} \rho S_s C_z [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{z}_b} \sqrt{[\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{x}_b}^2 + [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{y}_b}^2 + [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{z}_b}^2} \\ &\quad + \mathbf{t}_{\delta_1} + \mathbf{t}_{\delta_2} + \mathbf{t}_{\delta_3} + \mathbf{t}_{\delta_4} + g \cos \theta \cos \phi \end{aligned} \quad (2.94)$$

où

$$\begin{aligned} [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{x}_b} &= -u - \sum_{i=1}^4 ([\mathbf{V}_{A_i}]_{\mathbf{x}_b}) + [\mathbf{V}_{\text{wind}}]_{\mathbf{x}_b}, \\ [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{y}_b} &= -v - \sum_{i=1}^4 ([\mathbf{V}_{A_i}]_{\mathbf{y}_b}) + [\mathbf{V}_{\text{wind}}]_{\mathbf{y}_b}, \\ [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{z}_b} &= \sqrt{\frac{-2\sigma (\alpha \Omega_1^2 + \beta \Omega_2^2)}{\rho S_{\text{prop}}}} - w - \sum_{i=1}^4 ([\mathbf{V}_{A_i}]_{\mathbf{z}_b}) + [\mathbf{V}_{\text{wind}}]_{\mathbf{z}_b}. \end{aligned} \quad (2.95)$$

Les trois composantes de la résultante des moments sont :

$$\begin{aligned} L &= d_h \mathbf{t}_{\delta_1} - d_v \mathbf{f}_{\delta_2} - d_h \mathbf{t}_{\delta_3} - d_v \mathbf{f}_{\delta_4}, \\ M &= d_v \mathbf{f}_{\delta_1} - d_h \mathbf{t}_{\delta_2} + d_v \mathbf{f}_{\delta_3} + d_h \mathbf{t}_{\delta_4}, \\ N &= -d_h \mathbf{f}_{\delta_1} + d_h \mathbf{f}_{\delta_2} + d_h \mathbf{f}_{\delta_3} - d_h \mathbf{f}_{\delta_4} + \gamma_1 \Omega_1^2 + \gamma_2 \Omega_2^2. \end{aligned} \quad (2.96)$$

Le modèle complet du GLMAV-4G est bien plus complexe que le modèle GLMAV-PC, puisque les expressions des six efforts résultants sont plus conséquentes et les couplages entre les variables aérodynamiques plus nombreux. Nous n'avons pas abordé certains aspects de la modélisation liés aux GLMAV-PC et GLMAV-4G. Nous allons notamment discuter dans ce qui suit des moments gyroscopiques et de l'influence dynamique de la barre de Bell-Hiller.

2.8 Particularités mécaniques et aérodynamiques du birotor coaxial

Dans cette dernière section et avant de conclure ce chapitre, nous abordons deux problématiques importantes du vol des engins à voilures tournantes. La première concerne les vibrations qui peuvent fortement dégrader les qualités de vol d'un engin à voilure tournante. La seconde traite des systèmes de stabilisation inertielle qui permettent de compenser le phénomène de précession gyroscopique d'un rotor.

2.8.1 Vibrations mécaniques et turbulences aérodynamiques

Le GLMAV-PC doit rester opérationnel dans environnement aérodynamique perturbé. En effet, il peut, par exemple, être affecté par des rafales de vent où il devient alors difficile de maintenir sa configuration de vol initiale. L'amélioration des qualités de vol sous des conditions atmosphériques turbulentes est un problème de recherche important de l'aéronautique. Les perturbations aérodynamiques sollicitent fortement l'ensemble de la structure mécanique de l'appareil, et affectent principalement ses capacités de manœuvres. Dans ces conditions, il est important de connaître les raisons et les conséquences de ces phénomènes instationnaires, ainsi que la manière de les combattre. L'effet d'une perturbation aérodynamique sur un birotor coaxial est plus importante par rapport à un engin à voilure fixe. En effet :

- les conditions opérationnelles des engins à voilures tournantes sont plus variées. Ils peuvent entre autres maintenir le vol quasi-stationnaire à très basse altitude, qui induit des efforts aérodynamiques particuliers ;
- les environnements de turbulence sont différents entre les éléments en rotation (les pales) et les composants fixes (le corps). Ainsi, il apparaît par exemple pour l'hélicoptère des interférences entre les sillages des rotors supérieur et inférieur et la dynamique du fuselage. Pour le GLMAV il s'agira des interférences entre les rotos coaxiaux et le corps ;
- la longueur importante du mât d'un birotor coaxial réduit la fréquence à laquelle le phénomène de résonance peut apparaître (ce que nous avons déjà exposé au paragraphe (1.4.1.1)). Ce qui peut être catastrophique si elle est couplée à une perturbation aérodynamique. [56] présente diverses solutions mécaniques afin de réduire ces vibrations. Citons par exemple la solution HHC (Higher Harmonic Control) qui consiste à appliquer des mouvements de haute fréquence et de faible amplitude à chacune des pales, selon leurs angles de battement ;
- chacune des pales rencontre le sillage de la pale précédente. Il se produit alors un phénomène d'accumulation qui tend à entretenir certains phénomènes aérodynamiques dont les perturbations ;
- les vitesses de pénétration des pales de chacun des rotors croissent en fonction de leurs rayons. Ainsi, si le vent incident est lui-même perturbé par les turbulences atmosphériques, les effets mécaniques entre les deux extrémités de pales seront bien différents. En effet, en bout de pale l'air passe de l'intrados vers l'extrados de celle-ci, ce qui a pour effet de fortement diminuer la portance puisque la vitesse du vent de Froude y est quasiment nulle. Ce phénomène est un court-circuit aérodynamique qui provoque l'apparition d'un tourbillon marginal illustré sur la figure (2.19). Le tourbillon marginal est un phénomène

instationnaire puisque son centre est d'abord entraîné par le passage successif des pales puis selon le vent de Froude le long d'une ligne de flux. Sa modélisation est complexe et inutile dans le cas du GLMAV en vol quasi-stationnaire.

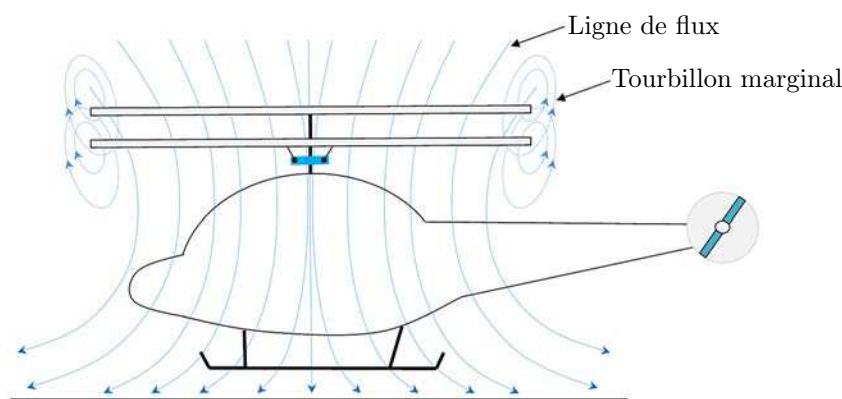


FIGURE 2.19 – Effet de sol et tourbillon marginal en vol quasi-stationnaire.

Les tourbillons marginaux en extrémités de pales sont à l'origine d'un autre phénomène appelé « le régime de vortex », qui apparaît lorsque l'appareil amorce une descente lente. Dans ce cas, le vent de Froude est perturbé par l'air provenant dans le sens inverse et dû à la descente de l'appareil, mais n'arrivant pas à traverser le rotor. Il en résulte un anneau tourbillonnaire autour du disque du rotor appelé « vortex », qui engendre des vibrations très importantes et anormales des pales.

Les effets de sol perturbent également l'écoulement du vent de Froude et peuvent ainsi générer beaucoup de vibrations sur l'ensemble de la structure. En effet, lorsque le GLMAV-PC se trouve à une faible distance du sol, l'écoulement d'air du birotor frappe le sol comme on peut le voir sur la figure (2.19). Les remous d'air remontent alors et perturbent le battement des pales, provoquant d'importantes vibrations. Cependant, ces remous font pression sur l'intrados du disque rotor et génèrent une poussée qui s'additionne à la portance. Cette action est bénéfique principalement dans le cas du vol quasi-stationnaire, puisque la trajectoire des filets sera moins propice à cet effet si l'engin est à la fois en translation horizontale et proche du sol. Notons que [57] propose deux méthodes expérimentales afin d'étudier les interactions aérodynamiques dues aux effets de sol pour les architectures de type hélicoptère. Dans le cas du vol quasi-stationnaire, [58] propose de déterminer les performances d'un rotor à partir de la visualisation de flux d'air.

Dans le cas général, l'importance des vibrations dépend fortement des conditions de vol et de celles-ci dépendent les techniques d'atténuation de ces vibrations. Dans [59], il est par exemple question de déterminer l'approche optimale de l'hélicoptère dans le cas de l'atterrissage, qui minimise le bruit généré par les effets de sol. D'après [60] les mécanismes de réduction de bruit sont divisés en trois classes, à savoir :

- le bruit HSIN (High-Speed Impulsive Noise), généré par la grande vitesse du vent incident sur la pale avançante en vol d'avancement et qui est lié au problème de la vitesse limite NSE d'un engin à voilure tournante que nous avons exposé au paragraphe (1.3.2) ;
- le bruit de large bande BN (Broadband Noise), dû aux fluctuations aléatoires de la portance de la pale et engendrées par les turbulences aérodynamiques. Ce qui correspond par

exemple au bruit généré par les effets de sol ;

- le bruit BVI (Blade-Vortex Interaction), qui apparaît lorsqu'une pale a une interaction avec les tourbillons du sillage générés par la pale précédente. Ceci correspond au « régime de vortex » décrit plus haut, lorsque l'appareil entame une descente à faible vitesse.

2.8.2 Stabilisation inertielle et précession gyroscopique

Nous abordons une partie essentielle liée à la modélisation d'un birotor coaxial dans le cas du vol quasi-stationnaire et du vol de translation horizontal. En effet, il est important de comprendre quelles sont les interactions entre les moments gyroscopiques générés par les rotations de chacun des rotors, ainsi que leurs variations avec les commandes de pas cycliques et la dynamique de la barre de Bell.

2.8.2.1 Techniques de stabilisation inertielle

Dans le cas de l'hélicoptère, le rotor principal peut être considéré comme un gyroscope dont nous allons rappeler le principe à travers la figure (2.20). Soit un solide en rotation autour de l'un de ses axes principaux d'inertie (l'axe de rotation du solide est \mathbf{z} sur la figure (2.20)) avec la vitesse angulaire ω_0 . Le moment cinétique du solide exprimé dans les axes liés au solide s'écrit :

$$\boldsymbol{\sigma} = \begin{pmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r + \omega_0 \end{pmatrix} \approx I_z \omega_0 \mathbf{z}, \quad (2.97)$$

car $\omega_0 \gg p$, $\omega_0 \gg q$ et $\omega_0 \gg r$. On peut alors considérer le point A lié au solide tel que $\overrightarrow{\text{GA}} = \boldsymbol{\sigma}$. D'après le théorème du moment cinétique on a :

$$\left. \frac{d\boldsymbol{\sigma}}{dt} \right|_{\mathcal{I}} = \overrightarrow{\text{GM}} \wedge \mathbf{F}, \quad (2.98)$$

où \mathbf{F} est une force appliquée en M. On a alors $\mathbf{v}_A = \overrightarrow{\text{GM}} \wedge \mathbf{F}$ (qui est la vitesse de précession gyroscopique) et le point A se déplace selon la direction du moment de de \mathbf{F} , soit dans une direction orthogonale à \mathbf{F} . De plus, lorsque \mathbf{F} s'annule la vitesse du point A s'annule également. Le moment cinétique des rotors peut être inclus ou non dans le modèle du GLMAV-PC selon la condition de vol. Dans le cas du vol quasi-stationnaire, c'est un différentiel de vitesse important entre les deux rotors qui peut induire des effets gyroscopiques non négligeables, mais qui peuvent être compensé par des stabilisateurs inertiels comme la barre de Bell pour le GLMAV-PC. Les effets gyroscopiques d'un rotor peuvent soit déstabiliser l'engin en vol s'ils ne sont pas maîtrisés, ou bien accroître sa stabilité via des stabilisateurs inertiels. Pour cela, il existe différents systèmes qui exploitent deux principes fondamentaux du gyroscope, à savoir :

- la fixité : l'axe de rotation est immobile dans le repère absolu ;
- la précession : qui est le mouvement qui tend à conserver l'orientation initiale de l'axe de rotation du gyroscope.

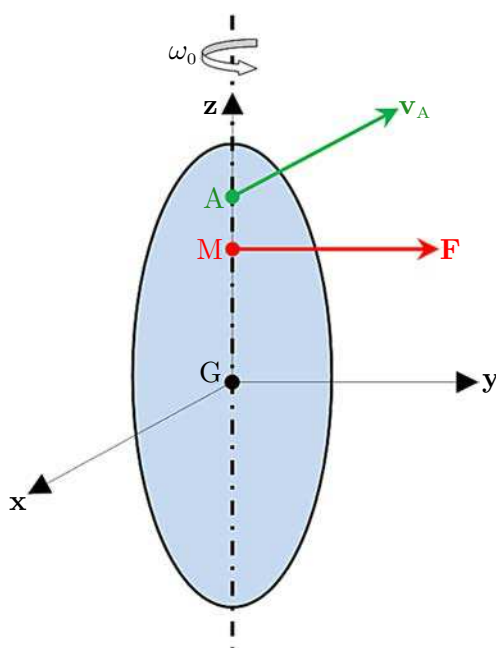


FIGURE 2.20 – Principe du gyroscope.

Le premier stabilisateur inertiel couramment utilisé pour les hélicoptères bipales sont les palettes de Hiller. Il s'agit d'une barre en lien mécanique avec le rotor principal et décalé de 90° avec celui-ci. Aux extrémités de cette barre se trouvent des appendices aérodynamiques, qui sont directement pilotés par le plateau cyclique. Ainsi, une variation de pas des palettes provoque une variation de pas des pales du rotor principal. C'est le premier avantage de ce système qui se comporte comme un rotor intermédiaire pilotant le rotor principal, puisqu'il nécessite une force d'action modérée sur les palettes pour modifier le pas des pales, ce qui ne serait pas le cas pour une commande directe de pas cyclique. De plus, le décalage de 90° du rotor principal permet de profiter de l'effet de précession, ce qui constitue le deuxième avantage. En effet, lorsqu'une perturbation aérodynamique modifie le pas des pales du rotor principal, celui-ci modifiera mécaniquement le pas des palettes du rotor auxiliaire, dont l'action ramènera le plan du rotor principal à son état initial (avant la perturbation). La constante de temps du rotor auxiliaire est plus élevée, ainsi il aura tendance à conserver sa position et celle du rotor principal qu'il commande. Beaucoup d'informations concernant le stabilisateur inertiel à palettes de Hiller sont exposées dans [61, 40, 62, 63, 64, 65], où il est également question de modéliser la dynamique du rotor auxiliaire dans le modèle global de l'hélicoptère.

La barre de Bell est un second stabilisateur, c'est ce type de stabilisateur qui équipe le GLMAV-PC comme on peut le voir sur la figure (3.2(a)). Il s'agit d'une barre comportant deux masselottes aux extrémités et articulée au niveau de l'arbre du rotor par l'intermédiaire d'une bielle. La position du plan de la barre de Bell est indépendante de l'axe du rotor, la liaison entre ces deux composants est donc libre et de ce fait la barre de Bell pilote librement le pas des pales du rotor grâce au principe de fixité. En effet, grâce au fort moment cinétique de la barre de Bell en rotation, celle-ci aura tendance à naturellement rester dans son plan, malgré les inclinaisons en roulis et tangage de l'engin.

Il existe d'autres dispositifs que la barre de Bell et les palettes de Hiller. Citons par exemple le système sans barre de Bell « flybarless » qui reproduit la dynamique de la barre de Bell

grâce à une mesure gyroscopique et un contrôleur agissant en conséquence sur les servomoteurs. Ce système est similaire à la stabilisation de l'angle de lacet par le retour d'information d'un gyroscope qui équipe certains appareils de modélisme.

2.8.2.2 Stabilisation gyroscopique du GLMAV-PC

Dans le cas de l'hélicoptère, le déphasage dû à la précession gyroscopique est de 90° puisque le rotor principal est un gyroscope pur. Ainsi pour générer un mouvement selon une direction déterminée, il faut que la pale ait l'incidence requise 90° avant le point d'application où l'effet est souhaité. Dans le cas du GLMAV-PC chacun des rotors se comporte comme un gyroscope dont les effets sont contraires. L'un sert à stabiliser et l'autre à diriger l'engin dans le plan. Du fait que les rotors sont contrarotatifs, les effets gyroscopiques sont antagonistes. De plus nous remarquons que, contrairement à l'hélicoptère, la résultante des efforts latéraux pour le birotor coaxial est déphasée de 45° par rapport au point d'application de la commande et non pas de 90° . Ceci peut s'expliquer à travers la figure (2.21), c'est-à-dire :

- le rotor inférieur pilote la translation du drone dans le plan horizontal. Ainsi, la commande de pas cyclique $-\delta_{c_y}$ génère la force \mathbf{F}_{G_2} avec un déphasage de 90° , tel qu'il apparaît sur la figure (2.21) et en tenant compte de la conception mécanique du plateau cyclique et du phénomène de précession gyroscopique. A cet endroit, \mathbf{F}_{G_2} et \mathbf{F}_{g_2} induisent alors un couple maximal ;
- le rotor supérieur qui est libre et qui tourne en sens inverse, réagit au couple du rotor inférieur qui cabre l'appareil. En effet, le rotor supérieur doté d'une barre de Bell va agir à l'encontre du rotor inférieur et générera un couple contraire produit par les forces \mathbf{F}_{G_1} et \mathbf{F}_{g_1} . Ceci puisque l'inclinaison de l'appareil couplé à la fixité du plan de rotation de la barre de Bell va modifier le pas des pales du rotor supérieur en conséquence.

La résultante des efforts des deux rotors est donc exactement à 45° des points d'applications de \mathbf{F}_{G_1} et \mathbf{F}_{G_2} , c'est-à-dire le long de la direction de translation représentée sur la figure (2.21). Ce qui explique également le fait que la barre de Bell soit mécaniquement déphasée de 45° des pales du rotor supérieur, tout comme les biellettes de commande des servomoteurs sont déphasées de 45° des directions individuelles pilotées par le rotor inférieur. Nous savons que toutes les forces générées par le rotor inférieur afin que le centre de gravité du GLMAV-PC s'écarte de sa position initiale, sont compensées par le rotor supérieur. De par cette conception, avec un rotor commandé et le second libre, le GLMAV-PC est un engin particulièrement stable dans les deux configurations de vol pour lesquelles nous apportons quelques remarques, à savoir :

- concernant le vol quasi-stationnaire, le phénomène de précession gyroscopique est principalement dû à la pesanteur (tout comme pour la toupie en rotation). Cependant, les moments gyroscopiques des rotors se compensent en considérant une vitesse constante pour chacun des rotors et un différentiel de vitesse entre les deux rotors suffisamment faible ;
- dans le cas du vol de translation horizontale, nous avons déjà évoqué le fait que le GLMAV-PC a du mal à s'écarter de sa position horizontale puisque le rotor supérieur tend à annuler le mouvement induit par le rotor inférieur. Cependant, pour que l'engin puisse tout de même se déplacer dans le plan horizontal, c'est la rigidité de la liaison entre la pale et le rotor (voir paragraphe (1.3.1.1)) qui permettra de forcer le rotor supérieur à suivre l'inclinaison

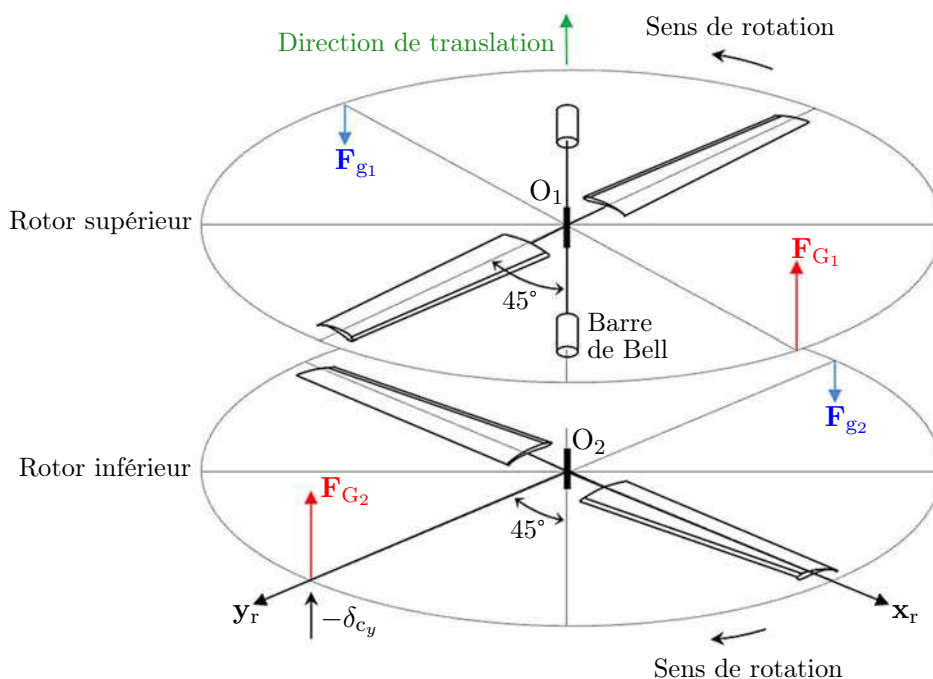


FIGURE 2.21 – Effet de la précession gyroscopique avec une consigne de pas cyclique.

commandée par le rotor inférieur après un certain temps.

La stabilité en vol apportée au birotor coaxial se fait donc au détriment d'une faible manœuvrabilité, ce qui est confirmé par le tableau (2.1). Ajoutons que la légèreté du GLMAV-PC en fait un engin très peu adapté pour lutter contre les perturbations aérodynamiques de type rafale de vent. Toutefois, le fait d'équiper également le rotor supérieur d'une articulation commandée augmente la manœuvrabilité de l'appareil. C'est la solution adoptée par les appareils russes Kamov et le drone Infotron IT-180, visibles respectivement sur les figures (1.7) et (1.8(a)). Une solution alternative mais moins efficace consisterait à fixer le pas des pales du rotor supérieur. Dans ce cas, le rotor inférieur devra toujours contrer l'effet gyroscopique du rotor supérieur dû à la rotation de l'engin, mais plus à l'encontre du couple généré par la dissymétrie de portance du rotor supérieur qu'induit la barre de Bell. Puisqu'un birotor coaxial a du mal à s'écarter de sa position d'équilibre principalement à cause de la barre de Bell, il est important de modéliser sa dynamique dans ce qui suit.

2.8.2.3 Modélisation de la dynamique de la barre de Bell

L'influence dynamique de la barre de Bell peut être modélisée très simplement et de manière efficace comme le montre [66], par un système du premier ordre. En effet, il s'agit d'intégrer au modèle de poussée du rotor supérieur l'action de la barre de Bell sur l'orientation du vecteur de poussée, en fonction des angles d'assiette du GLMAV-PC, c'est-à-dire :

$$\begin{aligned}\dot{\theta}_{bb} &= \frac{1}{T_{bb}} (\theta - \theta_{bb}), \\ \dot{\phi}_{bb} &= \frac{1}{T_{bb}} (\phi - \phi_{bb}).\end{aligned}\tag{2.99}$$

où en accord avec la figure (2.22), θ_{bb} et ϕ_{bb} sont les deux angles d'inclinaison entre la barre de Bell et l'axe du mât des deux rotors, et T_{bb} la constante de temps. Sachant que les différences $(\theta - \theta_{bb})$ et $(\phi - \phi_{bb})$ représentent les deux angles d'inclinaison du vecteur de poussée du rotor supérieur. Ainsi, les deux composantes latérales de la poussée du rotor supérieur ne sont plus nulles comme dans l'expression (2.52), mais se réécrivent :

$$[\mathbf{T}_1]_{\mathbf{x}_b, \mathbf{y}_b} = \begin{bmatrix} f(\theta, \theta_{bb}, \Omega_1^2) \\ f(\phi, \phi_{bb}, \Omega_1^2) \end{bmatrix}. \quad (2.100)$$

où θ_{bb} et ϕ_{bb} représentent les deux consignes libres de pas cyclique du rotor supérieur, analogues aux consignes δ_{c_x} et δ_{c_y} du rotor supérieur. En modélisant ainsi la dynamique de la barre de Bell, [66] montre bien que l'engin à birotor coaxial revient en position de vol quasi-stationnaire après un certain déplacement. Ceci concorde avec les explications liées à l'utilité de la barre de Bell du paragraphe (2.8.2.2).

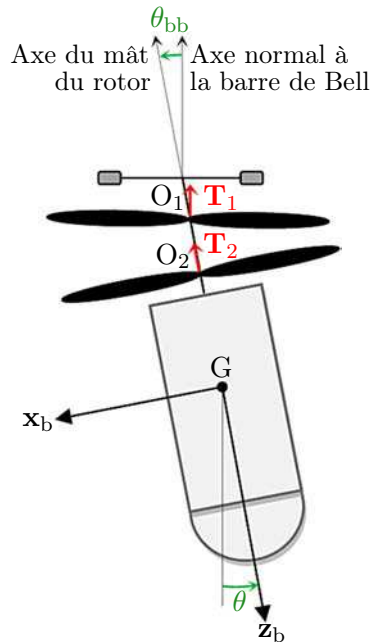


FIGURE 2.22 – Modélisation de la dynamique de la barre de Bell.

2.9 Conclusion

Nous avons présenté dans ce chapitre le concept de drone GLMAV ainsi que les deux architectures étudiées qui pourraient convenir à ce concept de drone. Pour chacune de ces architectures, nous avons développé un modèle aérodynamique a priori valide pour le vol quasi-stationnaire. Cependant, nous avons toujours justifié certaines approximations de modélisation, et souligné l'importance de certains phénomènes aérodynamiques dans d'autres configurations de vol. L'avant dernière section traitait de certains phénomènes physiques particuliers aux engins à voilures tournantes, dans le cas général et spécifiquement aux birotors coaxiaux, à propos des vibrations mécaniques et de l'influence dynamique de la barre de Bell qui équipe le GLMAV-PC. La diminution des vibrations mécaniques pour le GLMAV-PC résulte d'un bon réglage de chaque composant mécanique, puisqu'il n'existe actuellement pas de système d'atténuation de ces vibrations, mis à part pour les engins de grandeur nature. Rappelons que les conditions nécessaires

pour le vol quasi-stationnaire, d'après [67], correspondent à un angle de pas et une vitesse de vent incident tous deux constants le long de chacune des pales. Ces conditions sont assurées dès lors que les deux rotors sont bien équilibrés et qu'un réglage correct du plateau cyclique est effectué. Nous avons également présenté un modèle très simple de la barre de Bell permettant d'inclure son comportement dans la dynamique global de l'engin. L'architecture aérodynamique que nous avons retenu est celle intégrant un plateau cyclique et non pas de déflecteur de flux. En effet, la solution intégrant des gouvernes aérodynamiques est inadaptée, puisque la position et le dimensionnement des gouvernes imposés par le concept GLMAV ne permettent pas d'induire des efforts suffisant afin de piloter l'assiette du véhicule. Ceci parce que leurs interactions avec le vent de Froude issu du birotor est très faible. Néanmoins, la mécanique du plateau cyclique est fragile mais elle demeure une solution très compacte et donc adaptée au GLMAV. Le GLMAV-PC sera tout de même équipé de quatre ailettes disposées à l'arrière du corps afin de stabiliser le projectile au cours de son vol balistique. Ces ailettes seront fixes et leurs encombrement sera aussi réduit que possible, afin de perturber au minimum le flux des rotors. Des simulations numériques en aérodynamique ont permis de dimensionner ces ailettes. Par conséquent, une partie du modèle GLMAV-4G décrivant les interactions aérodynamiques entre le vent et les gouvernes pourrait être à l'avenir intégrée au modèle du GLMAV-PC. Dans ce qui suit nous nous intéresserons à l'identification des paramètres aérodynamiques du GLMAV-PC, à partir d'essais expérimentaux.

Chapitre 3

Identification expérimentale

Sommaire

3.1	Introduction	76
3.2	Identification en robotique aérienne	76
3.2.1	Généralités	77
3.2.2	Méthodes d'identification paramétrique en robotique aérienne	80
3.2.3	Identification en ligne ou hors ligne	81
3.3	Processus expérimental	82
3.3.1	Mesure d'efforts aérodynamiques	82
3.3.2	Prototype GLMAV	85
3.3.3	Description des actionneurs	86
3.3.4	Méthode expérimentale	87
3.4	Identification linéaire du GLMAV	91
3.4.1	Linéarisation dans l'espace des paramètres	91
3.4.2	Détermination du coefficient de perte d'efficacité aérodynamique	93
3.4.3	Condition algébrique d'excitabilité	95
3.4.4	Résultats d'identification	97
3.5	Identification non linéaire du GLMAV	100
3.5.1	Identification par le Filtre de Kalman Etendu (FKE)	100
3.5.2	Comparaison des résultats entre le FK et le FKE	101
3.6	Validation expérimentale	103
3.6.1	Validation dans le cas linéaire	104
3.6.2	Validation dans le cas non linéaire	104
3.6.3	Validation à partir d'un vol manuel quasi-stationnaire	108
3.7	Conclusion	109

3.1 Introduction

Dans ce chapitre, nous présentons le processus complet d'identification du GLMAV-PC, dont la modélisation exposée au chapitre précédent est une partie intégrante. L'identification paramétrique consiste à déterminer les valeurs numériques des coefficients aérodynamiques du modèle a priori valide pour le vol quasi-stationnaire. Beaucoup d'études s'intéressent à l'identification de VAA de type hélicoptère. Notons par exemple les travaux [68],[63] et [69] pour les hélicoptères de petites dimensions et [70] concernant un hélicoptère grandeur nature. Tous visent à identifier expérimentalement le véhicule à partir de mesures inertielles sans se soucier réellement de la structure du modèle aérodynamique, et dans l'unique but de contrôler le véhicule. Nous proposons d'isoler le sous-modèle aérodynamique et de l'identifier à partir des mesures directes des efforts aérodynamiques, sachant qu'à notre connaissance peu d'études prennent part à cette démarche concernant les architectures de type birotor coaxial. Nous discutons plus amplement de notre approche dans la section (3.2) par rapport à l'état de l'art relatif à l'identification en robotique aérienne. Le modèle du GLMAV-PC repose sur certaines approximations physiques que nous avons présentées et justifiées au chapitre 1. En section (3.2) nous exposons quelques généralités quant au processus d'identification ainsi que quelques unes des méthodes modernes employées en robotique aérienne. Nous décrivons ensuite à la section (3.3) les essais expérimentaux qui ont été mis en oeuvre afin de collecter des données d'efforts. La conception expérimentale est une étape qui requiert beaucoup de temps et une attention particulière, depuis l'élaboration d'un prototype GLMAV-PC jusqu'à la mise en oeuvre de toute la chaîne d'acquisition, tant aux niveaux matériels que logiciels. Dans la section (3.4) nous détaillons l'identification du GLMAV-PC à partir de la linéarisation du modèle dans l'espace des paramètres. Nous nous appliquons également à déterminer au préalable le coefficient de perte d'efficacité aérodynamique σ , ceci afin de faciliter la linéarisation. De plus, des conditions algébriques d'excitabilité sont présentées en fonction des variables physiques du système GLMAV-PC, qui sont des informations essentielles quant à la richesse des signaux de consignes envoyés aux actionneurs. La section (3.4) traite également de l'identification du modèle aérodynamique, mais cette fois-ci dans le cas non linéaire. Nous comparons les résultats d'identification des sections (3.4) et (3.5), c'est-à-dire dans les cas linéaire et non linéaire, qui ont été respectivement obtenus à partir du Filtre de Kalman (FK) et du Filtre de Kalman Etendu (FKE). Ces deux algorithmes sont basés sur la connaissance a priori du modèle dynamique et des données statistiques des bruits de l'état et des mesures, ce que nous possédons. Enfin, en section (3.6), nous validons le modèle aérodynamique complet à partir des jeux de paramètres identifiés dans le cas linéaire et non linéaire. Nous comparons ces résultats de validation entre eux, puis nous validons le processus complet en comparant de véritables signaux inertiels avec les sorties du modèle complet du GLMAV-PC, intégrant le sous-modèle 6-DDL au processus de validation.

3.2 Identification en robotique aérienne

Dans le chapitre précédent nous avons principalement développé un modèle aérodynamique original du drone GLMAV-PC, essentiellement à partir de la connaissance des lois de la physique et de l'aérodynamique. Le modèle du GLMAV-PC a été développé sans trop se soucier des objectifs d'identification ou de commande. Notre intention première était de développer un modèle de simulation pour le vol quasi-stationnaire, qui pour l'avenir constituerait alors une base de travail pour étendre le modèle à d'autres configurations de vol. Ainsi, le modèle du GLMAV-PC tient compte de phénomènes qui auraient peut-être été négligés si nous nous serions uniquement inté-

ressés à un modèle de synthèse pour la commande. Par cette méthode, nous n'avons pas cherché à diminuer la complexité du modèle aérodynamique et nous n'avons donc pas imposé une structure simple du modèle, par exemple linéaire. Quelle que soit la structure du modèle a priori construit, il existe une multitude de méthode d'identification, dont certaines sont présentées dans ce paragraphe, en lien avec les engins à voilures tournantes ou fixes. En résumé, deux critères principaux déterminent la méthode d'identification choisie, à savoir la faisabilité des essais expérimentaux et la précision des lois physiques. Dans le cas d'un système dont les lois physiques reproduisent fidèlement son comportement et d'en déduire ses paramètres physiques, l'utilisation de données expérimentales sera précisément utile à la validation. A l'inverse, un système décrit de manière trop approximative et pour lequel il est facile de réaliser des essais expérimentaux, les données expérimentales peuvent être utiles pour déterminer la structure et les valeurs numériques des paramètres. Nous nous trouvons dans le cas intermédiaire qui est généralement le plus courant, puisque les lois physiques permettent de décrire le modèle du GLMAV-PC avec suffisamment de précision, mais des données expérimentales sont toutefois indispensables à la détermination des valeurs numériques de ses paramètres. Nous présentons dans ce qui suit quelques généralités quant au processus d'identification de système, puis nous présentons un panel de méthodes d'identification déjà éprouvé dans le domaine de la robotique aérienne.

3.2.1 Généralités

Actuellement, l'identification des engins volants est un domaine de recherche très actif depuis que les drones ont connu un essor important. L'identification d'appareils de grandeur nature est par contre un problème plus ancien, dont l'objectif premier était de caractériser l'engin dans le vent afin d'améliorer son efficacité aérodynamique. Par la suite, la volonté de rendre ces appareils plus autonomes a logiquement nécessité de s'appliquer au travail d'identification avant de poursuivre sur l'élaboration de lois de commande. La plupart des outils et des méthodes développés pour les appareils de taille réelle sont transposable au domaine des drones. Ainsi, nous nous sommes inspirés de [71] qui décrit très en détail le processus d'identification appliqué aux avions, tant au niveau pratique que théorique. Le travail présenté dans [72] illustre ce fait, puisqu'il s'agit d'identifier le modèle d'une navette spatiale en vol de descente, à partir d'un modèle réduit de ce même engin, largué à 700 mètres d'altitude depuis un véhicule porteur. Notons que dans [72] les données utilisées pour l'identification proviennent d'une centrale inertielle. Ce qui nous amène à distinguer deux approches expérimentales différentes en robotique aérienne.

La première consiste à utiliser des données inertielles de vol (par exemple les vitesses linéaires ou les accélérations angulaires) et nécessite donc un prototype apte au vol de démonstration. Dans ce cas, le drone doit être capable d'exécuter la même séquence de vol au cours de laquelle les données seront enregistrées, ceci afin de s'assurer de la bonne répétabilité des données mesurées. Cette méthode ne nécessite pas forcément l'élaboration d'un modèle aérodynamique détaillé puisqu'elle inclut naturellement le modèle 6-DDL dans le processus d'identification.

La seconde méthode ne nécessite pas un engin apte au vol de démonstration mais des moyens matériels plus importants et plus coûteux. En effet, les données mesurées sont les efforts générés par l'interaction entre le vent et le prototype en question, tous mesurés par une balance aérodynamique à jauges de contrainte dont nous parlerons en détail au paragraphe (3.3.1). Le vent de perturbation (de type rafale de vent) ou encore le vent induit par le déplacement de l'engin sont quant à eux générés par une soufflerie subsonique. Par cette méthode il est possible d'isoler le modèle aérodynamique au cours du processus d'identification afin de réaliser une analyse plus

fine des différents effets aérodynamiques. Cette méthode présente l'inconvénient de nécessiter un nombre de mesures beaucoup plus important par rapport à la mesure de données inertielles, et entraîne donc un traitement plus important des données collectées. Il est également plus difficile d'identifier les dynamiques de vol puisque l'engin est rigidement lié à la balance aérodynamique. L'ensemble drone-balance aérodynamique peut toutefois être mis en incidence afin de simuler par exemple les variations de l'angle d'attaque.

Lorsque cela est possible, il est intéressant d'employer ces deux méthodes pour un même drone comme dans [72], afin de se rendre compte de l'ampleur des divergences entre les résultats d'identification liés au vol de démonstration et ceux liés à la mesure d'effort en soufflerie subsonique. La méthode expérimentale choisie dépendra fortement de la configuration de vol qu'il s'agira d'identifier. A titre d'exemple, dans [73] il est question d'identifier le modèle de séparation entre un avion de chasse et un drone attaché sous l'une de ses ailes. Dans ce cas précis c'est la mesure d'effort qui a été choisie afin de mener des investigations détaillées du modèle aérodynamique. A l'inverse, il est plus judicieux d'utiliser directement des données de vol pour identifier le modèle du vol de descente de la navette spatiale présenté dans [72]. Au sens plus général, le processus d'identification consiste à estimer les paramètres de la structure d'un modèle a priori déterminé, à partir :

- des entrées mesurées ;
- des sorties mesurées entachées d'un bruit additif et modélisé comme la réalisation d'un processus stochastique.

La figure (3.1) représente le processus complet d'identification pour les engins volants. Elle est inspirée de [74] et [75] qui décrivent entres autres les principales problématiques liées à l'identification en robotique aérienne concernant chacune des étapes de la figure (3.1). Ce diagramme est également connu sous le nom de la méthode des 4-M, qui désignent les quatre étapes charnières du processus d'identification. Nous allons dans ce qui suit décrire en quoi consistent ces quatre étapes et jusqu'à la validation du modèle identifié.

Manoeuvre : le terme manœuvre désigne implicitement les trajectoires qui doivent être suivies par l'engin considéré. L'objectif est de construire les différentes séquences des signaux d'entrée pour les actionneurs qui équipent le véhicule. C'est donc un problème plus globalement lié à la conception des essais expérimentaux, où il s'agit de déterminer les quantités physiques qui doivent être mesurées, la méthode de collecte de ces données, les conditions de test et les instruments de mesures spécifiques employés. Le nombre de données collectées est directement lié aux entrées de commande, donc aux manœuvres qu'exécutera le véhicule, puisque le principal objectif de l'expérimentation est de collecter le maximum de données en tenant compte des contraintes pratiques telles que : les saturations des actionneurs, la résolution de la gamme de mesure des capteurs utilisés, la vitesse de transmission des données de la chaîne d'acquisition et les manœuvres possibles sur le prototype. Dans le cas du GLMAV-PC, nous avons donc déterminé un critère algébrique en fonction des variables physiques d'entrée du système, appelé condition d'excitabilité, qui permet de quantifier le nombre de mesures nécessaires afin d'identifier le modèle du GLMAV-PC et que nous exposerons en détail au paragraphe (3.4.3).

Mesures : les mesures peuvent contenir des erreurs, il faut donc veiller à ce qu'elles en soient débarrassées et cohérentes avec les entrées de commande. Dans le cas où les mesures

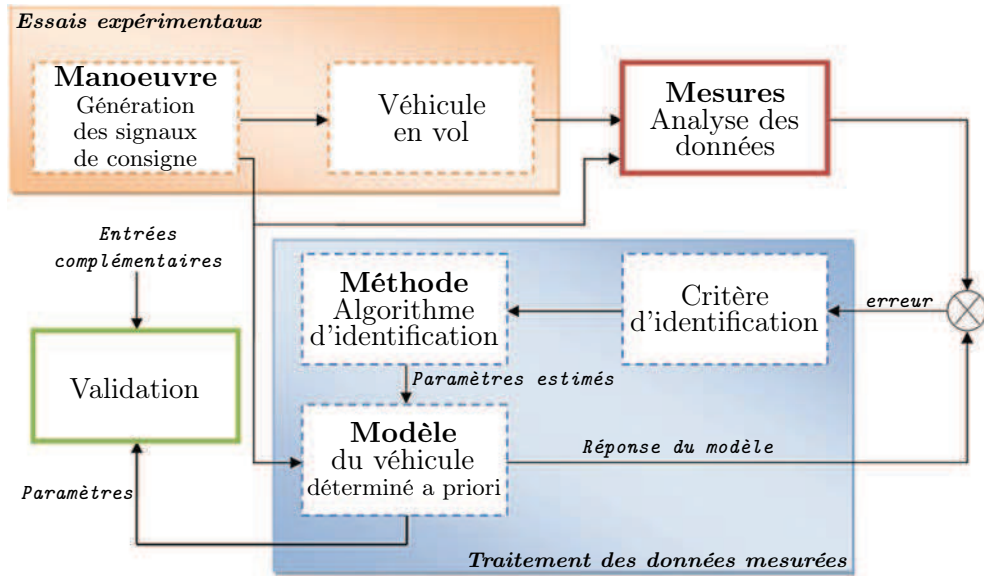


FIGURE 3.1 – Synoptique du processus d'identification des engins volants.

correspondent à l'état du modèle 6-DDL, c'est-à-dire pour des mesures inertielles en vol, il faut s'assurer de la fiabilité des données mesurées qui sont souvent des données préfiltrées issues de la fusion de capteurs. Une méthode largement utilisée consiste à identifier les capteurs à partir des mêmes méthodes que celles utilisées pour l'identification des paramètres des engins volants. Les capteurs tels que les gyroscopes ou les accéléromètres sont dans le cas général modélisés par l'équation suivante :

$$y_i = (1 + \lambda)x_i + b + \nu_i \quad (3.1)$$

où y_i est la $i^{\text{ème}}$ mesure du capteur, ν_i est un bruit blanc à moyenne nulle, b est un biais constant, λ est un facteur d'échelle et x_i est la vraie valeur. Notons que la bande passante des capteurs est généralement bien plus grande que celle des effets mesurés, c'est pourquoi leurs dynamiques sont souvent modélisées par un très petit retard ou bien tout simplement négligées.

Méthode : Il existe un grand nombre de méthodes d'estimation qu'il faut bien dissocier du critère d'identification. Les trois méthodes les plus connues le sont sous les noms : « equation-error », « output-error » et « filter-error », la dernière étant la plus couramment utilisée. Ces méthodes, récursives ou non, sont détaillées dans [74]. Le bruit de mesure est souvent pris en compte dans les méthodes d'identification. Ainsi, pour une structure connue du modèle et dans un cadre stochastique, il s'agit de déterminer les valeurs numériques de ses paramètres au sens du maximum de vraisemblance, c'est-à-dire de sorte que l'erreur d'estimation soit de variance minimale afin que l'estimée soit la plus proche possible de la vraie valeur des paramètres. L'identification en boucle fermée est une autre méthode moderne d'identification. En effet, la loi de commande étant connue il est alors possible de retrouver le modèle du système ainsi que ses paramètres, cependant l'augmentation de l'ordre du système est le principal inconvénient des méthodes en boucle fermée. Nous présenterons d'autres méthodes d'identification déjà éprouvées en robotique aérienne au paragraphe (3.2.2).

Modèle : Le choix de la structure de modèle est une partie très importante du processus d'identification, puisque de la complexité du modèle a priori construit va dépendre la méthode

utilisée. Le but étant de trouver une représentation suffisamment simple avec le minimum de paramètres, qui sont fréquemment deux objectifs concurrents. Lorsqu'il n'est pas possible d'obtenir une structure linéaire du modèle, deux options sont possibles : utiliser des méthodes non linéaires d'identifications ou bien essayer de linéariser localement le système en augmentant le nombre de ses paramètres.

Validation : Il s'agit d'une étape importante qui vise à valider le processus complet. Cette étape essentielle permet de vérifier si la structure du modèle avec ses paramètres reproduisent les données mesurées avec une précision satisfaisante. L'utilisation de mesures différentes de celles utilisées lors du processus d'identification est alors indispensable. Il s'agit d'un gage de qualité qui en éprouvant le système le plus possible, permettra de mieux se rendre compte de la possible dégradation entre les données mesurées et les données simulées par le modèle préalablement identifié.

3.2.2 Méthodes d'identification paramétrique en robotique aérienne

Nous présentons dans ce qui suit quelques techniques d'identification paramétrique de modèle de drone. Ces techniques ont déjà été utilisées et représentent des approches non conventionnelles mais parfois mieux adaptées à l'identification des petits engins volants.

3.2.2.1 Filtre de Kalman Unscented (FKU)

Le Filtre de Kalman Etendu (FKE) est un filtre très utilisé, que ce soit pour la navigation inertielle ou bien pour identifier le modèle d'un VAA. Le travail présenté dans [76] est intéressant puisqu'il propose principalement de comparer le FKE avec une variante de ce même filtre, appelée le Filtre de Kalman Unscented (FKU). Le FKEU est basée sur l'idée d'approximer une distribution de probabilité et non pas une transformation non linéaire comme pour le FKE. Ainsi, l'algorithme du FKU propage à chaque itération un nombre fini de points préalablement sélectionnés à travers la dynamique du système non linéaire considéré. La moyenne et la covariance de cet ensemble de points sont calculées à chaque itération. Le principal avantage du FKU est qu'il n'introduit pas les approximations générées par la linéarisation du système non linéaire comme pour le FKE, le FKU ne requiert donc pas le calcul de matrices jacobiniennes. Les complexités de chacun des filtres, FKE et FKU, sont considérées comme étant égales. Notons que le FKU est très ressemblant aux techniques de filtrage particulaire, la principale différence entre ces deux méthodes concerne le choix aléatoire de la distribution des variables d'état dans le cas du filtrage particulaire, alors qu'elle est minutieusement choisie pour le FKU. Dans [76], l'identification de deux engins, à voilures fixes et à voilures tournantes (dont le modèle est bien plus simple que celui du GLMAV-PC), est testée à travers le FKE et le FKU. Deux informations essentielles sont à retenir en guise de conclusion :

- le FKU nécessite un temps de calcul bien supérieur au FKE, mais il est globalement plus efficace en terme de vitesse de convergence ;
- en considérant un bruit additif sur les données mesurées, le faible gain de performance aux niveaux de la qualité et de la précision de l'estimation n'est pas significatif entre les deux méthodes. Le FKE semble toujours être le meilleur compromis, pour les deux applications présentées dans [76].

3.2.2.2 Méthode des sous-espaces

La méthode classique des sous-espaces vise à déterminer une réalisation équivalente d'un système sous forme de représentation d'état ainsi que l'ordre de ce système qui est également inconnu. Seuls les signaux d'entrée et de sortie du système sont requis afin de l'identifier complètement, ce qui est le grand avantage de cette technique. Le nom de cette technique provient de l'organisation des données d'entrée/sortie qui forment deux matrices de Hankel. La matrice des données de sortie est séparable en deux sous-espaces, celle des données passées et celle des données futures, tout comme la matrice des signaux d'entrée. En utilisant ces matrices ainsi formées et après un développement algébrique, il est donc possible de retrouver l'ordre du système qui représente sa complexité et les matrices d'état qui définissent sa dynamique. La méthode des sous-espaces a été utilisée avec succès dans [77] pour identifier un modèle d'hélicoptère dans le cas du vol quasi-stationnaire. L'inconvénient de cette méthode est qu'elle ne se soucie pas de la complexité du modèle aérodynamique des VAA, et risque donc de négliger une grande partie des effets physiques pour des configurations de vol plus complexes que le vol quasi-stationnaire.

3.2.2.3 Approche par coûts multiples

Cette méthode a été introduite dans [78] et pose le problème de l'utilisation d'un grand nombre de données collectées par plusieurs essais expérimentaux. L'idée principale est d'utiliser une fonction de coûts multiples qui fusionne les données de tous les essais expérimentaux. Ainsi, si J_1 est la fonction de coût associée au premier essai et si N essais expérimentaux sont disponibles, la fonction de coût totale J_{tot} sera la combinaison des N fonctions de coûts telle que :

$$J_{\text{tot}} = \sum_{i=1}^N J_i. \quad (3.2)$$

Bien que les données recueillies soient combinées, l'individualité de chaque essai expérimental est préservé. De plus par cette technique, les essais dont les données seraient trop pauvres ne contamineraient pas les données suffisamment riches. Nous remarquons également que les durées de chacun des essais peuvent ne pas être nécessairement les mêmes. Le choix de l'algorithme d'identification n'est pas abordé dans [78] et est laissé au libre choix. Un exemple pratique pour l'identification du modèle d'un hélicoptère PUMA est présenté dans [78].

3.2.3 Identification en ligne ou hors ligne

Le traitement des données d'analyse peut se faire de deux manières, soit en ligne ou bien hors ligne, encore appelé « batch processing ». La méthode en-ligne consiste à identifier les données de vol parallèlement au déroulement de l'essai expérimental. Cette technique n'est pas la plus utilisée mais présente certains avantages indéniables, à savoir :

- un retour immédiat, c'est-à-dire en cours de vol, sur la qualité de l'estimation des paramètres ;
- une amélioration des performances du contrôleur en cours de vol et calculé à partir du modèle identifié. L'algorithme d'identification pourrait alors être intégré comme une routine dans le logiciel embarqué contenant l'algorithme de contrôle ;

- une possibilité de tester toute l'enveloppe de vol dans un temps plus réduit par rapport aux méthodes hors ligne ;
- une adaptation immédiate aux variations brutales de la dynamique de l'engin lorsqu'il passe d'une configuration de vol à une autre, par exemple lors d'un décrochage aérodynamique.

L'identification hors ligne ne permet cependant pas de considérer une structure de modèle trop complexe (par exemple non linéaire), ceci puisqu'elle est bridée par le temps de calcul disponible à chaque itération où les paramètres sont mis à jour. Des exemples pratiques sont présentés dans [79] et [80].

3.3 Processus expérimental

Nous voulons à présent décrire le processus expérimental qui a été mis en œuvre pour identifier le modèle aérodynamique du GLMAV-PC. La conception des essais expérimentaux a été réalisée dans son intégralité, depuis la construction du prototype GLMAV-PC, en passant par l'achat et la calibration d'une balance aérodynamique à jauges de contrainte, jusqu'à l'élaboration d'une chaîne complète d'acquisition et de traitement des données d'efforts et de consigne. Cette dernière tâche comprenait également la réalisation de logiciels dédiés au pilotage du prototype et à la consignation des données utiles. A travers ce procédé, nous portons une attention particulière au comportement aérodynamique du GLMAV-PC, visible sur la figure (3.2(a)), dont nous avons décrit le modèle au chapitre précédent. Notre démarche expérimentale n'est pas courante puisqu'elle nécessite entre autres des moyens matériels importants dont le plus coûteux est la balance aérodynamique, visible sur la figure (3.2(b)). Nous explorons donc une démarche originale pour l'identification d'un birotor coaxial de petites dimensions, sans carène et doté d'un plateau cyclique. Dans ce qui suit nous exposerons tous les aspects techniques liés à la mesure d'efforts aérodynamiques, à la conception du prototype GLMAV-PC, ainsi qu'à la collecte de données.

3.3.1 Mesure d'efforts aérodynamiques

L'utilisation de balances aérodynamiques est très courante dans le domaine de la modélisation aérodynamique, par exemple pour étudier l'efficacité aérodynamique des avions ou des projectiles. Cet instrument de mesure d'efforts a commencé à être développé entre la fin des années 1950 et le début des années 1960. Aujourd'hui, les balances aérodynamiques continuent à être améliorées dans leurs conceptions et leurs utilisations. Les problématiques actuelles de ces instruments sont liées à leur performance, leur facilité de fabrication, aux problèmes d'usure (fluage) et aux méthodes de calibration. Nous représentons sur la figure (3.3) l'aspect extérieur de la balance aérodynamique 0.50 MK II que nous avons utilisée. La figure (3.4), quant à elle, illustre le positionnement des jauges de contraintes dans le corps de la balance. Le principe de la mesure d'efforts repose donc sur la variation de la résistance électrique des jauges en fonction de leur déformation mécanique. Cependant ces variations de l'ordre du micro Ohm sont bien trop faibles pour pouvoir être mesurées directement. Pour palier à ce problème, une méthode consiste à réaliser un montage en pont de Wheaston, ce qui a aussi pour effet d'améliorer la précision de la mesure. Sur la figure (3.4) sont représentés les ponts N_1 , N_2 , S_1 et S_2 contenus dans la balance 0.50 MK II. Chaque pont comprend quatre jauges de contraintes qui forment un pont de Wheaston pour une mesure précise de la déformation mécanique. Les forces et les moments exprimés dans le repère de la balance sont formés par la combinaison des efforts mesurés par chacune des jauges



FIGURE 3.2 – (a) Prototype GLMAV - (b) Balance aérodynamique 0.50 MK II sur son support.

de contraintes, comme le montre le système d'équations (3.3) :

$$\begin{aligned}
 F_N &= N_1 + N_2, \\
 F_S &= S_1 + S_2, \\
 M_T &= d_1 (N_1 - N_2), \\
 M_L &= d_2 (S_1 - S_2),
 \end{aligned} \tag{3.3}$$

où F_N, F_S et M_T, M_L sont respectivement les forces et les moments normaux et latéraux. d_1 et d_2 sont respectivement les distances $\overline{O_{BRC}N_1}$ et $\overline{O_{BRC}S_1}$ ¹. La force axiale A_X et le moment axial M_R sont mesurés par une jauge dédiée aux efforts axiaux.

De plus, sachant que le repère \mathcal{B} lié au corps du GLMAV-PC est orienté de la même manière que le repère de la balance aérodynamique au cours des essais expérimentaux, chaque composante d'effort de la balance s'exprime directement dans \mathcal{B} . Seuls les moments portés par les axes latéraux subissent la transformation suivante :

$$\mathbf{M}_G = \mathbf{M}_{BRC} + \overline{GO_{BRC}} \wedge \mathbf{F}_{BRC} \tag{3.4}$$

où \mathbf{M}_G est le vecteur des moments exprimé dans \mathcal{B} , \mathbf{M}_{BRC} est le vecteur des moments exprimé dans le repère de la balance d'origine O_{BRC} et \mathbf{F}_{BRC} le vecteur des forces exprimées dans le repère de la balance.

Le tableau (3.1) présente les efforts nominaux supportés par la balance que nous avons utilisée. L'ordre de grandeur des efforts générés par le drone est bien inférieur à celui des efforts supportés par la balance aérodynamique. Cependant, le prix très élevé de ces instruments de mesures (de l'ordre de plusieurs dizaines de milliers d'euros) nous a contraint à choisir celle dont la gamme de mesure est utile à d'autres projets internes à l'ISL. Malgré tout, nous sommes

1. BRC est l'acronyme de Balance Recording Center.



FIGURE 3.3 – Balance Aérodynamique MK II.

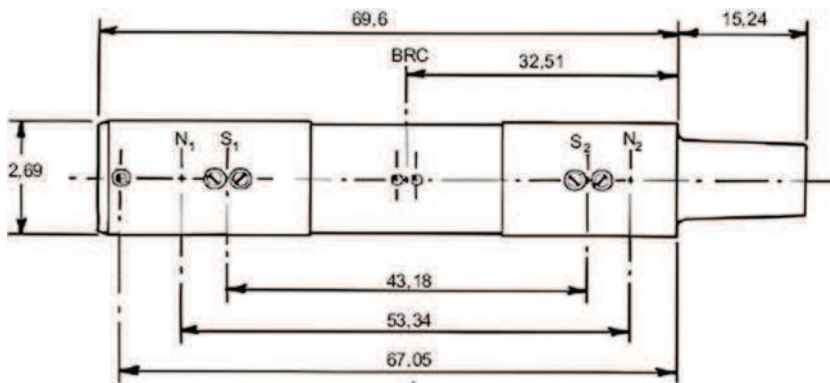


FIGURE 3.4 – Constitution mécanique de la balance aérodynamique MKII (dimensions en [mm]).

arrivés à mesurer de faibles efforts, ce qui rend compte de la grande qualité de construction de la balance 0.50 MK II pour laquelle nous avons réalisé une calibration spécifique. La calibration

TABLE 3.1 – Charges nominales des composantes de la balance aérodynamique 0.50 MK II.

F_N [N]	M_T [Nm]	F_S [N]	M_L [Nm]	A_X [N]	M_R [Nm]
71,2	1,81	44,5	0,96	22,25	0,452

permet de définir les paramètres du modèle de mesure qui convertit les données brutes des jauges de contrainte en effort. La calibration des balances est un processus long et nécessaire, puisqu'il s'agit de charger toutes les composantes d'efforts avec des poids de masses différentes en incluant toutes les combinaisons possibles entre les composantes. Notons par exemple que dans [81], [82] et [83] il est question de développer de nouvelles méthodes de calibration automatique, qui nécessitent tout de même plusieurs heures. Outre les problèmes de calibration, les mesures d'efforts peuvent être fortement dégradées si :

- les jauges de contrainte sont fragilisées par une répétition d'efforts importants et soudains ;
- la température varie trop brutalement ;
- la référence d'effort nul dérive au cours des essais.

3.3.2 Prototype GLMAV

La conception du prototype GLMAV a été inspirée par les modèles réduits existants dans le monde du modélisme, et a été réalisée à partir de composants fabriqués à l'ISL et issus du commerce. La figure (3.5) présente une vue détaillée du prototype avec une partie de ses composants internes. Le poids total du GLMAV est de 250 g (batterie et électronique embarquée comprises), sa hauteur est de 30 cm, et le diamètre du rotor est de 34 cm. La poussée nominale du birotor est de 300 g, on conserve donc une charge utile d'environ 50 g. La conception du prototype est modulaire, ainsi le module comprenant les ailettes au culot du cylindre est amovible. Nous rappelons que la position des ailettes est inadaptée pour générer des efforts suffisamment grand, puisque la quantité de mouvement apportée par le flux d'air du birotor ne se situe pas dans le champ des ailettes au regard de la figure (2.12). C'est pourquoi la solution avec déflecteurs de flux a été abandonnée et dont les principales raisons sont exposées au paragraphe (2.3.3). Le tableau (3.2) présente les principales caractéristiques techniques du prototype GLMAV-PC, sans le module contenant les ailettes. Ces informations sont donc intégrées au modèle complet de simulation.

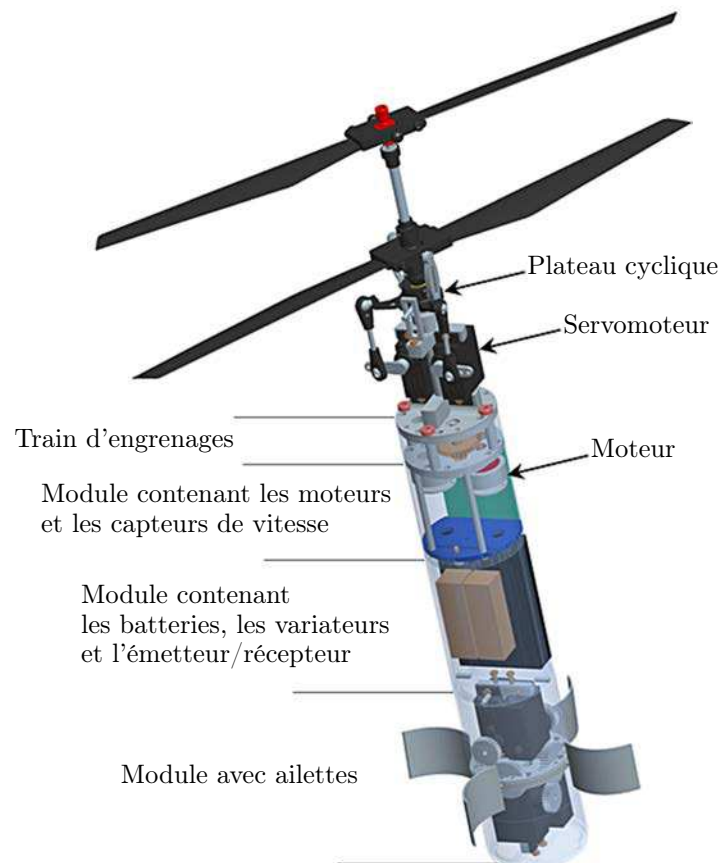


FIGURE 3.5 – Prototype GLMAV et ses composants internes.

Dimensions	Hauteur	30 [cm]
	Diamètre du cylindre	40 [mm]
Paramètres dynamiques	Poids total	255 [g]
	Charge utile	50 [g]
	Moments d'inertie	$\begin{pmatrix} I_{xx} = 13,83 \times 10^{-4} \\ I_{yy} = 13,83 \times 10^{-4} \\ I_{zz} = 2,72 \times 10^{-4} \end{pmatrix}$ [kg.m ²]
Dimensions du birotor	Diamètre du rotor	34 [cm]
	Distance axiale entre rotor	6 [cm]
	Poids	8 [g]
	Dimensions	17,8 × 18 [mm]
	Puissance max.	40 [W] ou 4 [A]
Autonomie		environ 20 [min]
Rapport de réduction moteur		8,75

TABLE 3.2 – Caractéristiques techniques du prototype GLMAV-PC.

3.3.3 Description des actionneurs

3.3.3.1 Moteurs DC-Brushless

Le prototype GLMAV est équipé de moteurs « brushless ». Ces moteurs présentent une durée de vie bien supérieure au moteur à courant continu de par l'absence de contact entre le rotor et le stator. Les moteurs « brushless » sont pilotés par un variateur qui assure que le champ tournant au stator soit en quadrature de phase avec le champ statique du rotor. Le moteur est asservi en vitesse grâce à un contrôleur PI. La figure (3.6) présente des résultats de l'asservissement de la vitesse d'un moteur en charge, dont les caractéristiques figurent dans le tableau (3.2). Ω_m correspond au régime du moteur et Ω_c aux consignes de vitesse. Le temps de réponse garanti du moteur est satisfaisant. Pour remarque, si la dynamique du régime moteur est suffisamment rapide et garantie par le contrôleur PI dans la pratique, il est possible de s'en passer dans la synthèse du contrôle en position puisque la bande passante du contrôle du moteur sera bien supérieure à celle du contrôle en position. Généralement, le modèle d'un moteur DC-Brushless est approximé au premier ordre.

3.3.3.2 Servomoteurs du plateau cyclique

Deux servomoteurs pilotent chacun des bras du plateau cyclique. Nous prenons pour consigne du modèle aérodynamique la position des bras des servomoteurs. En réalité, c'est l'inclinaison du pas de la pale qu'il faudrait directement prendre en compte dans le modèle aérodynamique, cependant elle est difficilement mesurable. La figure (3.7) représente les positions angulaires d'un servomoteur Δ_s et celle du bras du plateau cyclique auquel il est relié Δ_p . Pour l'amplitude maximale du bras du plateau cyclique de 20°, celle de la pale ne dépasse pas 10°. Nous avons obtenu ces positions angulaires par une mesure optique et un algorithme de détection de coin qui est le filtre de Harris [84]. Ces informations sont a priori nécessaires pour déterminer la position angulaire du servomoteur durant les essais expérimentaux, mais également pour détecter les butées mécaniques du plateau cyclique et ainsi identifier les bornes de l'amplitude de consigne. Le modèle dynamique d'un servomoteur peut être approximé au premier ordre. Même si certains

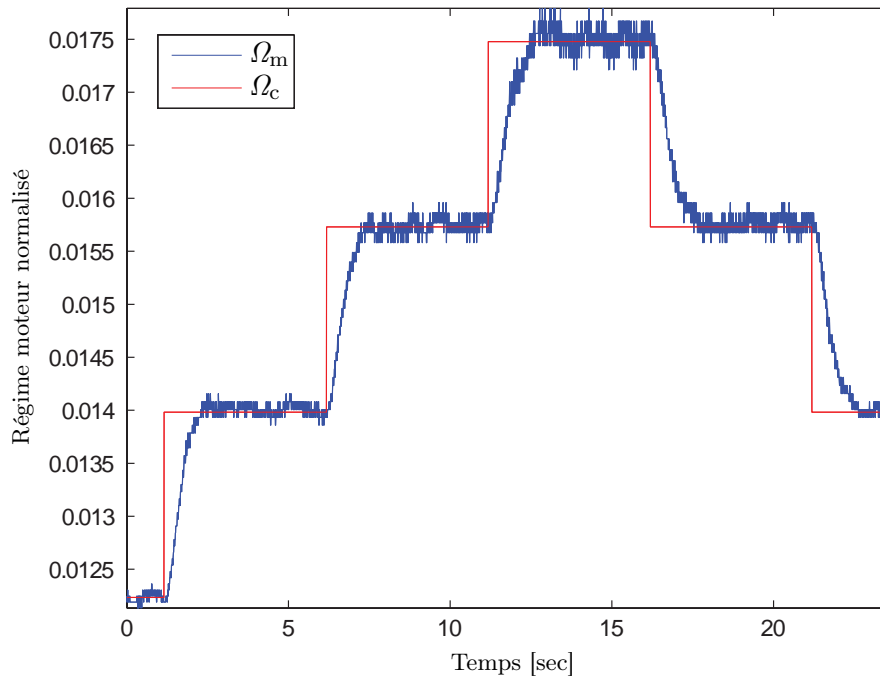


FIGURE 3.6 – Asservissement du régime moteur en charge.

servomoteurs bas coûts ne sont pas asservis en position, ils peuvent être approximés par un système du premier ordre, dès lors que l’amplitude de consigne se limite à de petites variations, ce qui pourrait être le cas dans le mode de vol quasi-stationnaire.

3.3.4 Méthode expérimentale

Nous présentons dans cette section la chaîne complète de mesure d’efforts qui intègre la balance aérodynamique et le prototype GLMAV-PC précédemment construits. Nous exposons également les problèmes liés au processus de mesure et quelques critiques concernant les signaux de la balance.

3.3.4.1 Chaîne d’acquisition et de génération des signaux

Le GLMAV-PC vu sur la figure (3.2(a)) est rigidement fixé à la balance aérodynamique, qui est elle-même rigidement fixée à son support telle qu’on peut la voir sur la figure (3.2(b)). La barre de Bell-Hiller qui apparaît sur la figure (3.2(a)) n’est pas utilisée puisqu’elle est inutile aux essais expérimentaux. Nous expliquons en détail son influence sur la dynamique globale des engins à voilures tournantes au paragraphe (2.8.2). L’objectif de l’expérimentation est de mesurer les efforts générés par le birotor et le plateau cyclique, en fonction des vitesses de rotation des moteurs et des positions angulaires des servomoteurs. La figure (3.8) illustre le processus complet d’expérimentation permettant de recueillir les données d’efforts. A chaque pas de temps les valeurs de consignes numériques sont générées pour les moteurs et les servomoteurs à travers un programme dédié et spécialement conçu, puis ces valeurs sont converties en signaux PWM (Pulse With Modulation) adaptés et transmis aux quatre actionneurs via un démultiplexeur et une interface de transmission. Dans un même temps, les données d’efforts provenant de la

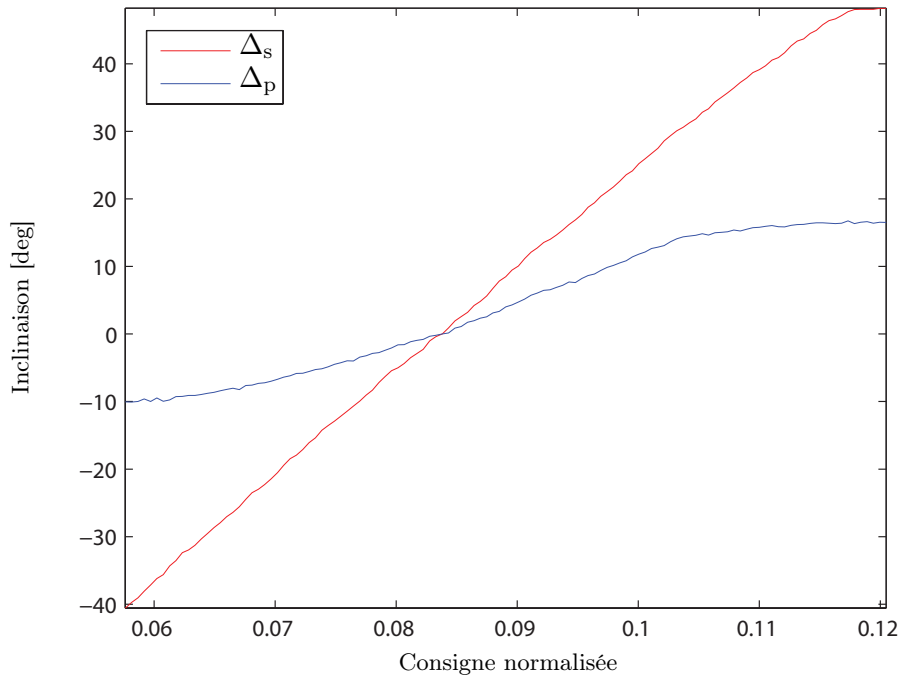


FIGURE 3.7 – Angles d’inclinaison d’un servomoteur et d’un bras du plateau cyclique.

balance aérodynamique sont numérisées et sauvegardées à travers une électronique dédiée au traitements des signaux de la balance. Sachant que la dynamique des capteurs à jauges de contraintes est bien supérieure à la dynamique des actionneurs, on suppose que la réponse de la balance aérodynamique est instantanée pour une variation de consigne envoyée aux actionneurs. De plus, chaque point de mesure d’effort correspond à un état stable des actionneurs afin de négliger les efforts induits par la transitions dans les consignes.

3.3.4.2 Limites de L’identification au sol

Notre démarche expérimentale engendre certaines contraintes du fait que l’ensemble balance aérodynamique-GLMAV est rigidement lié au sol. Les contraintes les plus importantes et pour lesquelles il faut être particulièrement vigilant concernent :

- une distance suffisante entre le prototype et toutes parois verticales ou horizontales qui pourraient perturber l’écoulement d’air du birotor ;
- le « tracking » qui impose que chacune des pales soient parfaitement alignées avec le plan du rotor au cours de leurs rotations, le « tracking » se combat en réglant le calage des pales, qui s’il n’est pas effectué peut perturber les efforts latéraux ;
- les problèmes de vibration qui peuvent définitivement endommager les jauges de contraintes ou perturber les mesures.

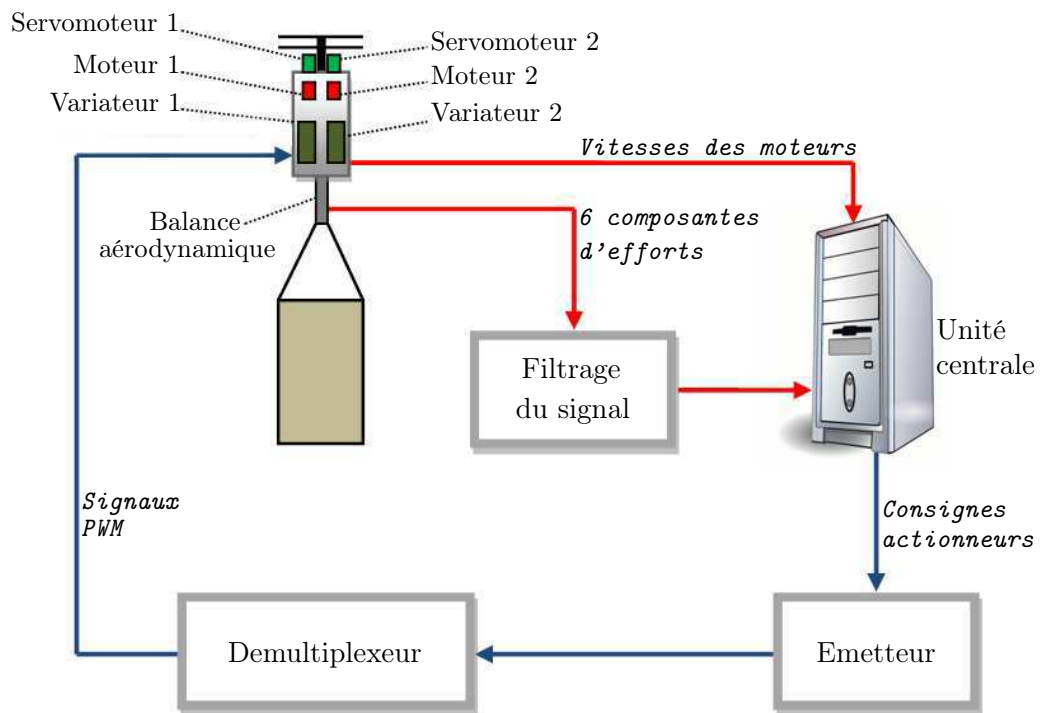


FIGURE 3.8 – Schéma d'expérimentation de mesures d'efforts.

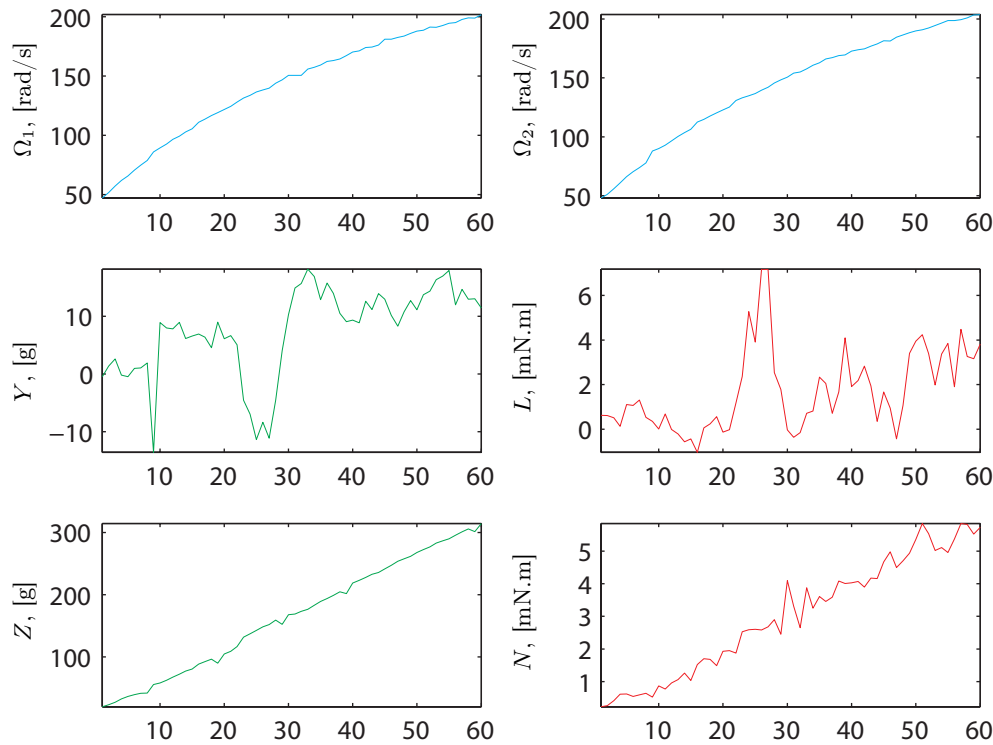
Comme l'illustre la figure (3.9), nous avons expérimenté pour certains essais l'ajout d'un vent latéral généré par une soufflerie subsonique. Malgré un vent peu important de l'ordre de 3m/s, la distorsion du rotor est importante et ne traduit pas le comportement réel du rotor en vol, puisque le prototype est rigidement lié au sol. De plus, le nombre très important de mesures nécessaires et le manque de temps pour traiter toutes ces informations ne nous ont pas permis de pousser les investigations en incluant les essais de la soufflerie dans le processus d'identification, ce qui n'est pas pour le vol quasi-stationnaire, mais devient indispensable pour identifier des configurations de vol agressives.



FIGURE 3.9 – Torsions des pales avec un vent latéral important et une incidence du plateau cyclique non nulle.

3.3.4.3 Signaux de la balance

Pour clôturer cette section, nous présentons un échantillon des signaux bruts de la balance afin d'en critiquer la qualité. Nous voulons aussi mettre en évidence les nombreux réglages mécaniques que nécessite le procédé et qui influent directement sur la qualité des mesures. Tels que le montre la figure (3.10), nous augmentons progressivement la vitesse de rotation des rotors et nous conservons les angles d'inclinaison du plateau cyclique nuls.



Les graduations des abscisses représentent le « nombre d'échantillons »

FIGURE 3.10 – Données brutes de la balance pour la mesure de la poussée totale du birotor coaxial.

La poussée² augmente linéairement et n'est quasiment pas entachée de bruit. Il est également facile d'observer que le moment de lacet N augmente linéairement, ceci puisqu'il existe un léger différentiel de vitesse constant entre les deux rotors. A l'inverse, les efforts latéraux Y et L varient beaucoup au cours des mesures, alors qu'ils devraient être constamment nuls. Nous nous sommes donc appliqués à équilibrer les rotors en vérifiant le tracking et les positions des servomoteurs pour lesquelles les efforts latéraux sont minimums, ainsi que la rigidité de la liaison entre le prototype et la balance. Pour dernière remarque, la barre de Bell n'est pas utilisée pour l'identification mais nous détaillons son utilité au paragraphe (2.8.2), où nous expliquons également à partir du phénomène de précession gyroscopique de chacun des rotors pourquoi la résultante des efforts latéraux se situe à 45° du point d'application de la consigne de pas cyclique (dont nous tenons compte dans les mesures d'efforts).

² L'unité de la poussée sur la figure (3.10) est en réalité une sous-unité du kilogramme-force [kgf], sachant que 1 kgf représente la force due à la gravité subie par une masse de 1 kg, tel que $1 \text{ kgf} = g$.

3.4 Identification linéaire du GLMAV

Dans le chapitre 2, nous avons construit un modèle mathématique du GLMAV dans le cas du vol quasi-stationnaire. Nous proposons ici d'identifier le modèle linéaire du GLMAV-PC dans la même configuration de vol, c'est-à-dire lorsque les angles d'Euler et les vitesses linéaires et angulaires sont faibles. La structure complète du modèle non linéaire du GLMAV-PC décrite en section (2.6.6) est complexe. Il est toutefois possible d'identifier les paramètres aérodynamiques à partir du modèle non linéaire (voir la section (3.5)), mais également en linéarisant le modèle aérodynamique du GLMAV-PC dans l'espace des paramètres considérés. Il faudra alors au préalable émettre des hypothèses concernant certaines variables aérodynamiques, et déterminer la cartographie de la poussée du birotor qui est nécessaire pour déterminer le coefficient de perte d'efficacité aérodynamique σ . L'identification dans le cas linéaire permet également de définir un critère algébrique d'excitabilité en fonction des variables physiques du GLMAV-PC et dont nous parlerons dans le paragraphe 3.4.3. Ce critère fait partie du processus d'identification et garantit que le système aura été suffisamment excité. Le principal avantage de l'identification au sol est de pouvoir identifier le modèle aérodynamique sans tenir compte du modèle 6-DDL décrit en section (2.4). Ainsi, nous nous affranchissons de la mesure de certaines variables d'état du modèle 6-DDL (u, v, w, p, q et r) qui nécessite un prototype apte au vol quasi-stationnaire. De plus, nous n'avons pas besoin de linéariser les équations du mouvement, ce qui allégera d'autant le temps de calcul. Cette méthode permet également de mieux comprendre le comportement aérodynamique du véhicule en confrontant des mesures d'efforts avec les résultats de simulations issus du modèle aérodynamique. Nous utiliserons le Filtre de Kalman en temps discret (FK) [85] comme algorithme d'identification sur la version continue du modèle aérodynamique, qui présente l'avantage d'inclure le bruit généré par les capteurs d'efforts. Nous donnerons à la fin de cette section les résultats d'identification basés sur le modèle linéaire du GLMAV-PC.

3.4.1 Linéarisation dans l'espace des paramètres

Pour simplifier le problème d'estimation, le modèle aérodynamique est linéarisé dans l'espace des paramètres. Nous rappelons les expressions des six composantes d'efforts déterminées au paragraphe (2.6) et qui sont :

$$\begin{aligned}
X &= -\beta \sin \delta_{c_y} \cos \delta_{c_x} \Omega_2^2 - \frac{1}{2} \rho S_c C_x \mathbf{V}_{ux} \sqrt{\mathbf{V}_{ux}^2 + \mathbf{V}_{vy}^2 + \mathbf{V}_{wz}^2} - mg \sin \theta, \\
Y &= -\beta \sin \delta_{c_x} \Omega_2^2 - \frac{1}{2} \rho S_c C_y \mathbf{V}_{vy} \sqrt{\mathbf{V}_{ux}^2 + \mathbf{V}_{vy}^2 + \mathbf{V}_{wz}^2} + mg \cos \theta \sin \phi, \\
Z &= \sigma \alpha \Omega_1^2 + \sigma \beta \cos \delta_{c_x} \cos \delta_{c_y} \Omega_2^2 + \frac{1}{2} \rho S_s C_z \mathbf{V}_{wz} \sqrt{\mathbf{V}_{ux}^2 + \mathbf{V}_{vy}^2 + \mathbf{V}_{wz}^2} + mg \cos \theta \cos \phi,
\end{aligned} \tag{3.5}$$

où

$$\begin{aligned}
\mathbf{V}_{ux} &= -u + [\mathbf{V}_{\text{wind}}]_{\mathbf{x}_b}, \\
\mathbf{V}_{vy} &= -v + [\mathbf{V}_{\text{wind}}]_{\mathbf{y}_b}, \\
\mathbf{V}_{wz} &= [\mathbf{V}_{\text{prop}}]_{\mathbf{z}_b} - w + [\mathbf{V}_{\text{wind}}]_{\mathbf{z}_b}, \\
[\mathbf{V}_{\text{prop}}]_{\mathbf{z}_b} &= \sqrt{\frac{-2\sigma(\alpha \Omega_1^2 + \beta \cos \delta_{c_x} \cos \delta_{c_y} \Omega_2^2)}{\rho S_{\text{prop}}}},
\end{aligned} \tag{3.6}$$

et les trois composantes de la résultante des moments qui interviennent dans la dynamique de rotation du modèle 6-DDL :

$$\begin{aligned} L &= -d\beta \sin \delta_{c_x} \Omega_2^2, \\ M &= d\beta \sin \delta_{c_y} \cos \delta_{c_x} \Omega_2^2, \\ N &= \gamma_1 \Omega_1^2 + \gamma_2 \Omega_2^2. \end{aligned} \quad (3.7)$$

Le modèle non linéaire décrit par les équations (3.5) et (3.6) peut être simplifié. En effet, il est d'abord évident que les vitesses en translation du centre de gravité u, v, w qui apparaissent dans l'expression de \mathbf{V}_{tot} sont nulles, puisque le GLMAV est rigidement lié à la balance aérodynamique, tel qu'on le voit sur la figure (3.8). De plus, les trois composantes du vent de perturbation \mathbf{V}_{wind} sont également nulles, ceci parce que le GLMAV n'est pas immergé dans un flux d'air extérieur qui pourrait être produit par exemple par une soufflerie subsonique. Enfin, nous savons que la vitesse du vent généré par le birotor reste strictement positive (exprimée dans le repère \mathcal{B}), c'est-à-dire $[\mathbf{V}_{\text{prop}}]_{\mathbf{z}_b} > 0$. Finalement, l'expression de $[\mathbf{f}_{\text{body}}]_{\mathbf{z}_b}$ parmi les relations (2.68) peut être réécrite, telle que :

$$\begin{aligned} [\mathbf{f}_{\text{body}}]_{\mathbf{z}_b} &= \frac{1}{2} \rho S_s C_z [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{z}_b} \|\mathbf{V}_{\text{tot}}\| \\ &= \frac{1}{2} \rho S_s C_z [\mathbf{V}_{\text{prop}}]_{\mathbf{z}_b}^2. \end{aligned} \quad (3.8)$$

Ainsi, le système d'équation (3.5) peut se réécrire comme suit :

$$\begin{aligned} X &= -\beta \sin \delta_{c_y} \cos \delta_{c_x} \Omega_2^2, \\ Y &= -\beta \sin \delta_{c_x} \Omega_2^2, \\ Z &= \sigma \alpha \Omega_1^2 + \sigma \beta \cos \delta_{c_x} \cos \delta_{c_y} \Omega_2^2 + \frac{1}{2} \rho S_s C_z \left(\frac{-2\sigma (\alpha \Omega_1^2 + \beta \cos \delta_{c_x} \cos \delta_{c_y} \Omega_2^2)}{\rho S_{\text{prop}}} \right). \end{aligned} \quad (3.9)$$

Dans les systèmes d'équations (3.7) et (3.9), qui constituent la forme simplifiée du modèle aérodynamique, seule l'expression de Z reste non linéaire dans l'espace des paramètres. Nous faisons alors l'hypothèse que :

$$\begin{aligned} C_{z\alpha} &= C_z \alpha, \\ C_{z\beta} &= C_z \beta, \end{aligned} \quad (3.10)$$

dans ce cas la troisième composante de la force s'écrit :

$$Z = \sigma \alpha \Omega_1^2 + \sigma \beta \cos \delta_{c_x} \cos \delta_{c_y} \Omega_2^2 + \frac{1}{2} \rho S_s \left(\frac{-2\sigma (C_{z\alpha} \Omega_1^2 + C_{z\beta} \cos \delta_{c_x} \cos \delta_{c_y} \Omega_2^2)}{\rho S_{\text{prop}}} \right). \quad (3.11)$$

Nous disposons à présent d'un modèle aérodynamique linéaire dans l'espace des paramètres. Le vecteur des paramètres considéré dans le cas du modèle aérodynamique non linéaire est

$$[\alpha \quad \beta \quad C_z \quad \gamma_1 \quad \gamma_2]^\top, \quad (3.12)$$

et devient dans le cas du modèle linéaire :

$$[\beta \quad C_{z\alpha} \quad C_{z\beta} \quad \gamma_1 \quad \gamma_2]^\top, \quad (3.13)$$

où α est un paramètre qui pourra être identifié a priori à partir de la poussée du birotor coaxial, c'est pourquoi il n'apparaît pas dans le vecteur (3.13). Dans ce qui suit nous allons nous intéresser à la détermination du paramètre aérodynamique σ , qui lui aussi peut être isolé du vecteur (3.13) et déterminé a priori.

3.4.2 Détermination du coefficient de perte d'efficacité aérodynamique

Avant d'estimer les paramètres aérodynamiques du GLMAV à partir de données d'efforts mesurées, nous remarquons que le coefficient de perte d'efficacité aérodynamique σ varie fortement en fonction des vitesses de rotation de chacun des rotors Ω_1 et Ω_2 . La figure (3.11) illustre cette perte d'énergie aérodynamique qui est principalement due à l'interaction des flux d'air qui trouble l'écoulement laminaire dans le tube de flux. En effet, la poussée totale mesurée T_{tot} reste inférieure à la somme des poussées individuelles de chacun des rotors T_1 et T_2 . En pratique, nous identifions que la perte d'énergie est d'environ 10% de la poussée totale mesurée. Nous voulons à présent déterminer une fonction approchée $\sigma(\Omega_1, \Omega_2)$. Pour cela, il est tout d'abord nécessaire de calculer les coefficients de poussée aérodynamique α et β à partir des poussées individuelles de chaque rotor et lorsque $\delta_{c_x} = 0$ et $\delta_{c_y} = 0$; en supposant que la valeur de C_z est connue et approximée par une valeur issue de la littérature [86], et sachant que $\sigma = 1$ lorsque $(\Omega_1 = 0, \Omega_2 \neq 0)$ ou bien lorsque $(\Omega_1 \neq 0, \Omega_2 = 0)$. Ainsi, α et β deviennent les seuls paramètres inconnus dans l'expression de \mathbf{Z} (3.11) et peuvent donc être calculés séparément en utilisant l'algorithme des moindres carrés, par exemple, et sachant que d'après le modèle de poussée générique d'une voilure tournante (2.43), il vient :

$$\begin{aligned} T_1 &= \alpha \Omega_1^2, \\ T_2 &= \beta \Omega_2^2. \end{aligned} \quad (3.14)$$

Les valeurs de α et β sont calculées à partir des mesures de T_1 et T_2 de la figure (3.11) pour des angles nuls d'inclinaison du plateau cyclique. Dans le paragraphe (3.4.4), ces deux paramètres seront donc identifiés en considérant toute l'amplitude de variation de δ_{c_x} , δ_{c_y} , Ω_1 et Ω_2 .

Connaissant les valeurs de α et de β , et connaissant la cartographie de la poussée du birotor (3.12), σ peut être calculé pour une certaine région de $\{\Omega_1, \Omega_2\}$ à partir de l'expression de Z du système d'équation (3.9), c'est-à-dire :

$$\sigma = \frac{Z}{(\alpha \Omega_1^2 + \beta \Omega_2^2) \left(\frac{S_s}{S_{\text{prop}}} + 1 \right)}. \quad (3.15)$$

Nous avons ensuite cherché une fonction qui pouvait correspondre à la géométrie formée par l'ensemble des valeurs expérimentales de σ . Cette fonction est :

$$\sigma = S_{\Omega_1} \sin \left(\frac{\frac{2\Omega_1}{\Omega_1 + \Omega_2} - 1 - S_{\Omega_2}}{S_{\Omega_3}} \right) - S_{\Omega_4} \Omega_1 + S_{\Omega_5} \Omega_2 + S_{\Omega_6}, \quad (3.16)$$

où S_{Ω_1} , S_{Ω_2} , S_{Ω_3} , S_{Ω_4} , S_{Ω_5} et S_{Ω_6} sont des paramètres dont certains sont fixés et d'autres recherchés par itérations numériques à travers l'algorithme des moindres carrés linéaires.

Nous montrons sur la figure (3.12) la fonction approchée des valeurs expérimentales de σ . Nous observons bien que le coefficient de perte aérodynamique est le plus faible lorsque $\Omega_1 = \Omega_2$, ce qui correspond approximativement à une perte de 10% de la poussée théorique maximale du birotor. Nous devons toutefois respecter la contrainte $\Omega_1 = \Omega_2$ pour que les moments générés par chacun des rotors s'annulent (solution anticouple). En pratique, la portance générée par le birotor coaxial est optimale lorsque les portances individuelles sont quasiment égales, c'est-à-dire lorsque le rotor inférieur tourne un peu plus rapidement que le rotor supérieur, ce qui est confirmé par [48] et [49]. Dans ce cas, le différentiel de vitesse entre les rotors n'est pas suffisamment grand pour perturber le lacet et σ augmente légèrement, par conséquent l'efficacité aérodynamique du birotor augmente. Toujours d'après la figure (3.13), le coefficient σ aura toujours une valeur proche de 0,9. Dans le cas du vol quasi stationnaire, l'influence de δ_{c_x} et δ_{c_y} est supposée négligeable. C'est pourquoi la fonction de σ décrite par la relation (3.16) sera utilisée par la suite.

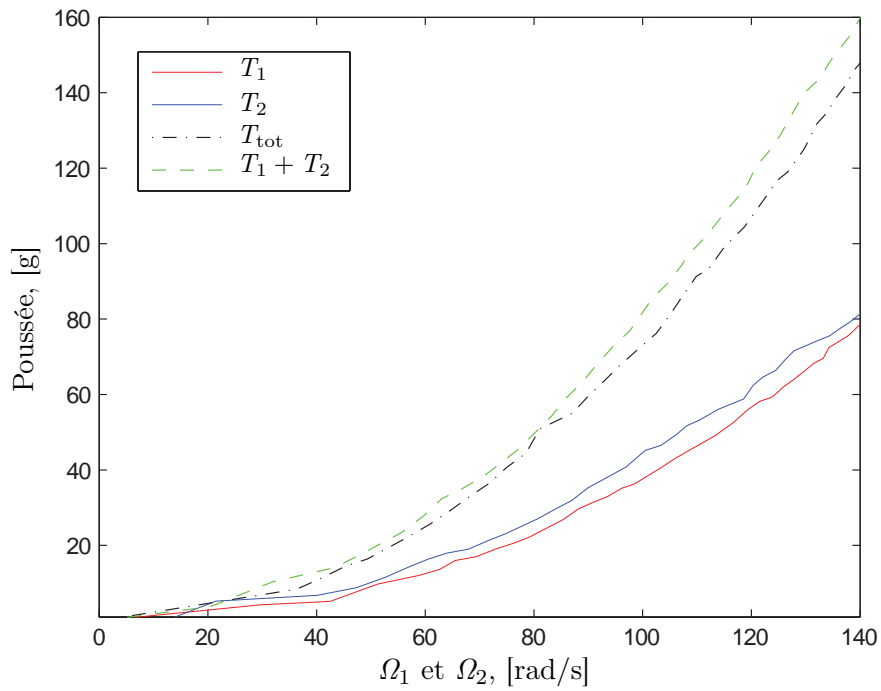


FIGURE 3.11 – Tracés des poussées individuelles et totales du birotor coaxial.

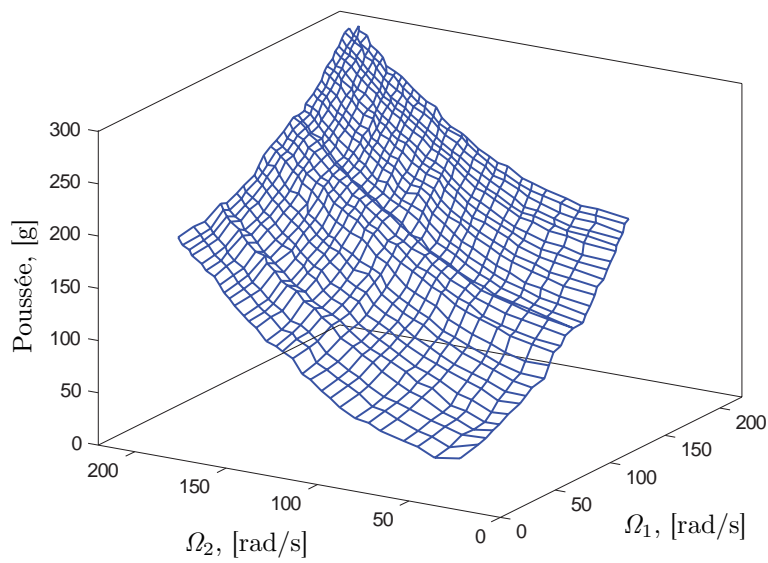
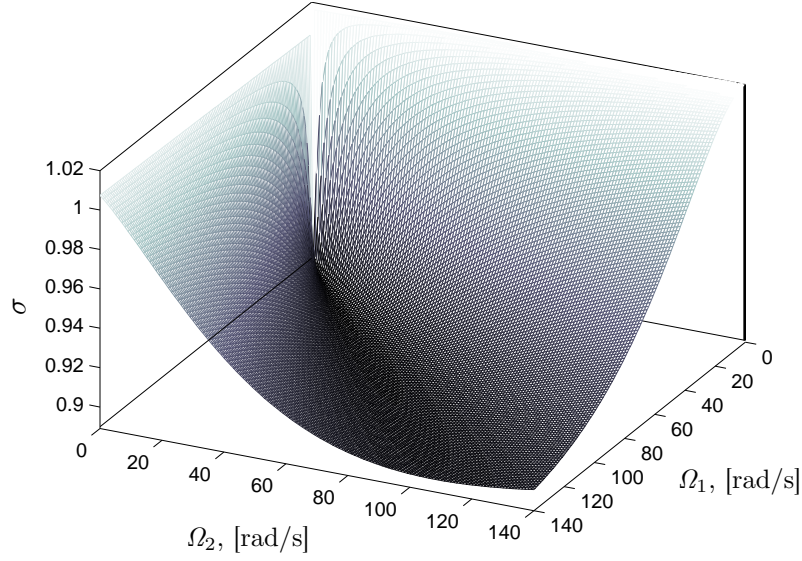


FIGURE 3.12 – Cartographie de la poussée du birotor coaxial.


 FIGURE 3.13 – Approximation de la fonction σ .

3.4.3 Condition algébrique d'excitabilité

Maintenant que le paramètre σ est connu, nous avons besoin de quantifier le nombre de mesures nécessaires afin d'exciter suffisamment le système. Pour cela, nous posons

$$\bar{Z} = Z - \sigma \alpha \Omega_1^2, \quad (3.17)$$

où le paramètre α est connu, puisqu'il a été déterminé pour construire la cartographie du birotor coaxial au paragraphe (3.4.2), sous les conditions $\delta_{c_x} = 0$ et $\delta_{c_y} = 0$. Nous remarquons, tout comme pour le paramètre σ , que les faibles variations angulaires des angles d'inclinaison du plateau cyclique ont peu d'influence sur les valeurs de α et β .

Sous les hypothèses :

- u, v, w et $[\mathbf{V}_{\text{wind}}]$ sont nuls ;
- $[\mathbf{f}_{\text{body}}]_{\mathbf{z}_b} > 0$;
- $C_{z\alpha} = C_z \alpha$, $C_{z\beta} = C_z \beta$ et σ sont connus ;

le modèle aérodynamique linéaire peut s'écrire localement dans l'espace des paramètres, où k est la variable de temps discret, Θ_k est le vecteur des paramètres aérodynamiques, \mathbf{w}_k est le bruit du processus qui est supposé nul, \mathbf{z}_k est le vecteur des variables d'efforts, \mathbf{X}_k la matrice de sortie, et \mathbf{v}_k le vecteur du bruit de mesure, tels que :

$$\Theta_{k+1} = \Theta_k + \mathbf{w}_k, \quad (3.18)$$

et

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{X}_k \Theta_k + \mathbf{v}_k. \quad (3.19)$$

Les relations (3.14) et (3.15) une fois développées s'écrivent :

$$(\beta \ C_{z\alpha} \ C_{z\beta} \ \gamma_1 \ \gamma_2)_{k+1}^\top = (\beta \ C_{z\alpha} \ C_{z\beta} \ \gamma_1 \ \gamma_2)_k^\top + \mathbf{w}_k^\top \quad (3.20)$$

et

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ \bar{Z} \\ L \\ M \\ N \end{pmatrix}_k = \begin{pmatrix} X_{11} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ X_{21} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ X_{31} & X_{32} & X_{33} & 0 & 0 \\ X_{41} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ X_{51} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & X_{64} & X_{65} \end{pmatrix}_k \begin{pmatrix} \beta \\ C_{z\alpha} \\ C_{z\beta} \\ \gamma_1 \\ \gamma_2 \end{pmatrix}_k + \mathbf{v}_k \quad (3.21)$$

où

$$\begin{aligned} \bar{Z} &= Z - \sigma\alpha\Omega_1^2, \\ X_{11} &= -\sin\delta_{c_y} \cos\delta_{c_x} \Omega_2^2, \\ X_{21} &= -\sin\delta_{c_x} \Omega_2^2, \\ X_{31} &= \sigma \cos\delta_{c_y} \cos\delta_{c_x} \Omega_2^2, \\ X_{32} &= \frac{-\sigma S_s}{S_{\text{prop}}} \Omega_1^2, \\ X_{33} &= \frac{-\sigma S_s}{S_{\text{prop}}} \cos\delta_{c_y} \cos\delta_{c_x} \Omega_2^2, \\ X_{41} &= -d \sin\delta_{c_x} \Omega_2^2, \\ X_{51} &= d \sin\delta_{c_y} \cos\delta_{c_x} \Omega_2^2, \\ X_{64} &= \Omega_1^2, \\ X_{65} &= \Omega_2^2. \end{aligned} \quad (3.22)$$

Voici le lemme (3.4.1) qui donne les conditions algébriques d'excitabilité en fonction des variables physiques du GLMAV-PC. La preuve suit le lemme (3.4.1).

Lemme 3.4.1 *Supposons qu'il existe $\xi \neq \zeta \leq N_s$ et $\lambda \neq \nu \leq N_s$ tels que les conditions suivantes sont vérifiées :*

$$\Omega_1^2(\xi)\Omega_2^2(\zeta) \cos\delta_{c_y}(\zeta) \cos\delta_{c_x}(\zeta) \neq \Omega_1^2(\zeta)\Omega_2^2(\xi) \cos\delta_{c_y}(\xi) \cos\delta_{c_x}(\xi) \quad (3.23)$$

et

$$\Omega_1^2(\lambda)\Omega_2^2(\nu) \neq \Omega_1^2(\nu)\Omega_2^2(\lambda) \quad (3.24)$$

où N_s est le nombre total de mesures et $\Omega_1(k)$, $\Omega_2(k)$, $\delta_{c_x}(k)$ et $\delta_{c_y}(k)$ sont les valeurs de Ω_1 , Ω_2 , δ_{c_x} et δ_{c_y} en fonction de la variable de temps discret k . Alors le modèle aérodynamique composé des équations (3.19) et (3.20) est suffisamment excité pour identifier les paramètres du modèle aérodynamique.

Afin d'assurer un nombre suffisant de mesures dans le processus d'identification, la condition d'excitabilité persistante doit être préalablement vérifiée, c'est-à-dire :

$$\epsilon \mathbf{I} \leq \sum_{k=1}^{N_s} \mathbf{Y}_k^\top \mathbf{Y}_k \leq \mu \mathbf{I} \quad (3.25)$$

où $\epsilon \in \mathbb{R}^+$ et $\mu \in \mathbb{R}^+$, et \mathbf{I} est la matrice identité. La condition d'excitabilité persistente (3.24) peut être réécrite comme suit :

$$\epsilon \mathbf{I} \leq \sum_{k=1}^{N_s} \mathbf{X}_k^\top \mathbf{X}_k = \mathbf{Y}^\top \mathbf{Y} \leq \mu \mathbf{I} \quad (3.26)$$

avec $\mathbf{Y}^\top = [\mathbf{X}_1^\top \ \dots \ \mathbf{X}_k^\top \ \mathbf{X}_{k+1}^\top \ \dots \ \mathbf{X}_N^\top] \in \mathbb{R}^{5 \times 6N_s}$.

La condition (3.25) est remplie si et seulement si \mathbf{Y}^\top est de rang pleine ligne. Soit \mathbf{L}_i indique la $i^{\text{ème}}$ ligne de \mathbf{Y}^\top . Les lignes \mathbf{L}_1 , et le groupement de lignes $\mathbf{L}_2 - \mathbf{L}_3$ et $\mathbf{L}_4 - \mathbf{L}_5$ sont linéairement indépendants les uns des autres. Les lignes \mathbf{L}_2 et \mathbf{L}_3 sont linéairement indépendantes s'il existe deux variables de temps discret $\xi \leq N_s$ et $\zeta \leq N_s$ avec $\xi \neq \zeta$ tels que :

$$\det \begin{bmatrix} \zeta_1 & \xi_1 \\ \zeta_2 & \xi_2 \end{bmatrix} \neq 0 \quad (3.27)$$

où

$$\begin{aligned} \zeta_1 &= \frac{-\sigma S_s}{S_{\text{prop}}} \Omega_1^2(\zeta), \\ \xi_1 &= \frac{-\sigma S_s}{S_{\text{prop}}} \Omega_1^2(\xi), \\ \zeta_2 &= \frac{-\sigma S_s}{S_{\text{prop}}} \cos \delta_{c_y}(\zeta) \cos \delta_{c_x}(\zeta) \Omega_2^2(\zeta), \\ \xi_2 &= \frac{-\sigma S_s}{S_{\text{prop}}} \cos \delta_{c_y}(\xi) \cos \delta_{c_x}(\xi) \Omega_2^2(\xi), \end{aligned} \quad (3.28)$$

ce qui mène à

$$\Omega_1^2(\xi) \Omega_2^2(\zeta) \cos \delta_{c_y}(\zeta) \cos \delta_{c_x}(\zeta) \neq \Omega_1^2(\zeta) \Omega_2^2(\xi) \cos \delta_{c_y}(\xi) \cos \delta_{c_x}(\xi). \quad (3.29)$$

Les colonnes \mathbf{L}_4 et \mathbf{L}_5 sont linéairement indépendantes si $\lambda \leq N_s$ et $\nu \leq N_s$ avec $\lambda \neq \nu$ tels que :

$$\det \begin{bmatrix} \Omega_1^2(\nu) & \Omega_1^2(\lambda) \\ \Omega_2^2(\nu) & \Omega_2^2(\lambda) \end{bmatrix} \neq 0, \quad (3.30)$$

ce qui est équivalent à

$$\Omega_1^2(\nu) \Omega_2^2(\lambda) \neq \Omega_1^2(\lambda) \Omega_2^2(\nu). \quad (3.31)$$

Le système peut donc être identifié si les conditions (3.28) et (3.30) sont vérifiées. Ceci termine la preuve du lemme (3.4.1). Pour conclure ce paragraphe, nous ajoutons que les conditions d'excitabilité sont vérifiées pour une certaine valeur de N_s qu'il est difficile de prédéterminer si les entrées de commandes sont aléatoires.

3.4.4 Résultats d'identification

Nous utilisons le filtre de Kalman [85] comme algorithme d'identification puisqu'il présente l'avantage de prendre en compte les bruits du système et les bruits de mesure. Le filtre de Kalman est basé sur la connaissance des modèles dynamiques et de sortie du procédé mais également sur la connaissance statistique a priori des bruits de l'état et de la sortie du système. Nous rappelons tout d'abord la version discrète de l'algorithme du filtre de Kalman qui comprend quatre étapes et qui est fonction de la variable de temps discret k , du gain de Kalman \mathbf{K}_k , de l'estimée des paramètres aérodynamiques $\hat{\Theta}_k$ et de la matrice de variance-covariance de l'estimée \mathbf{P}_k :

- 1. Initialisation :

$$\mathbb{E}[\Theta_0] = \hat{\Theta}_0 \quad \text{et} \quad \mathbf{P}_0 = \mathbb{E}[\tilde{\Theta}_0 \tilde{\Theta}_0^\top] \quad (3.32)$$

où

$$\tilde{\Theta}_0 = \Theta_0 - \hat{\Theta}_0 \quad (3.33)$$

et \mathbb{E} représente l'espérance mathématique ;

- **2. Estimation de l'état :**

$$\hat{\Theta}_k = \hat{\Theta}_{k-1} + \mathbf{K}_k [\mathbf{z}_k - \mathbf{X}_k \hat{\Theta}_{k-1}]; \quad (3.34)$$

- **3. Propagation de la variance-covariance de l'erreur :**

$$\mathbf{P}_k = \mathbf{P}_{k-1} - \mathbf{K}_k \mathbf{X}_k \mathbf{P}_{k-1} + \mathbf{S}_k; \quad (3.35)$$

- **3. Calcul du gain de Kalman :**

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_k \mathbf{X}_k^\top [\mathbf{X}_k \mathbf{P}_k \mathbf{X}_k^\top + \mathbf{R}_k]^{-1}. \quad (3.36)$$

On notera que \mathbf{S}_k et \mathbf{R}_k sont respectivement les matrices de variance-covariance des bruits du système et de mesure définies comme suit :

$$\mathbf{S}_k \triangleq \mathbb{E}[\mathbf{w}_k \mathbf{w}_k^\top] \quad \text{and} \quad \mathbf{R}_k \triangleq \mathbb{E}[\mathbf{v}_k \mathbf{v}_k^\top]. \quad (3.37)$$

Remarque 3.4.1 *Le filtre de Kalman fournit la matrice de variance-covariance des estimées en plus de l'estimée. C'est pour cela qu'il est plus approprié à notre problème d'identification par rapport à un observateur de Luenberger [87] par exemple.*

La principale difficulté du filtre de Kalman réside dans l'initialisation de la matrice \mathbf{P}_k mais également aux réglages des matrices \mathbf{S}_k et \mathbf{R}_k . Dans notre cas, nous avons initialisé \mathbf{P}_k et $\hat{\Theta}_0$ par :

$$\mathbf{P}_0 = \mathbf{I}_{5 \times 5} \quad (3.38)$$

et

$$\hat{\Theta}_0 = [1 \quad 1 \quad 1 \quad 1 \quad 1]^\top. \quad (3.39)$$

Les valeurs de \mathbf{S}_k et \mathbf{R}_k sont invariantes au cours du temps. Nous supposons que le bruit généré par le procédé, c'est-à-dire par le GLMAV-PC est négligeable, d'autant plus qu'il est très difficile à quantifier. Nous pouvons par contre plus facilement quantifier le bruit de mesure grâce aux signaux de la balance et une fois sa calibration effectuée. Ainsi, pour un effort constant appliqué par une masse étalon sur la balance, nous récupérons un signal quasiment constant dont la valeur correspond à l'effort appliqué, à l'erreur de mesure près. Nous supposons que le bruit de mesure est blanc avec une moyenne est nulle, il est décorrélé et de variance constante. Les principales causes du bruit de mesure sont les suivantes :

- les vibrations sur l'ensemble de la structure GLMAV-balance aérodynamique générées par les rotors en rotation ;
- l'électronique de la chaîne d'acquisition ;
- les capteurs à jauges de contrainte.

Pour obtenir les bruits blancs issus de chacun des signaux de la balance, nous calculons :

$$\mathbf{B}_k = \mathbf{\Gamma}_k - \mathbb{E}[\mathbf{\Gamma}_k] \quad (3.40)$$

où \mathbf{B}_k correspond au bruit de mesure et $\mathbf{\Gamma}_k$ au signal de la balance aérodynamique auquel a été soustrait l'erreur de mesure. Il s'agit ensuite de calculer la variance du bruit blanc comme suit :

$$\mathbf{V}_k = \mathbb{E} \left[\left(\mathbf{B}_k - \mathbb{E}[\mathbf{B}_k] \right)^2 \right]. \quad (3.41)$$

Les éléments diagonaux de la covariance de l'erreur de mesure de \mathbf{R}_k que nous avons calculés sont :

$$\text{diag}(\mathbf{R}_k) = [0,0148 \quad 0,0621 \quad 0,02308 \quad 0,0981 \quad 0,0883 \quad 0,02204]. \quad (3.42)$$

Sur la figure (3.14) apparaissent les consignes aux actionneurs qui ont été utilisées pour identifier le modèle linéarisé du GLMAV-PC. Les allures des entrées de commande du GLMAV-PC sont volontairement régulières afin de facilement vérifier les signes et les variations des efforts mesurés en fonction des entrées du modèle. Nous montrons également sur la figure (3.15) les efforts mesurés en lignes bleues pointillées, comparés aux sorties du modèle en lignes continues rouges, dans lequel nous avons entré les mêmes consignes aux actionneurs que ceux de la figure (3.14) ainsi que les valeurs finales des paramètres identifiés. Puisque les valeurs des sorties du modèle restent très proches des efforts mesurés, nous pouvons affirmer que le modèle est bien identifié dans le cas linéaire.

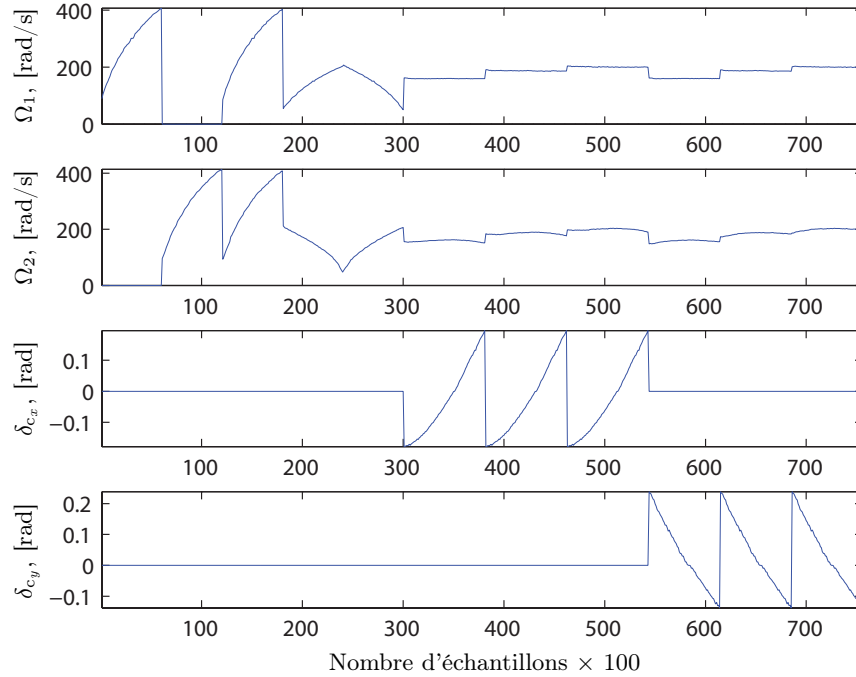


FIGURE 3.14 – Consignes aux actionneurs pour l'identification du GLMAV-PC.

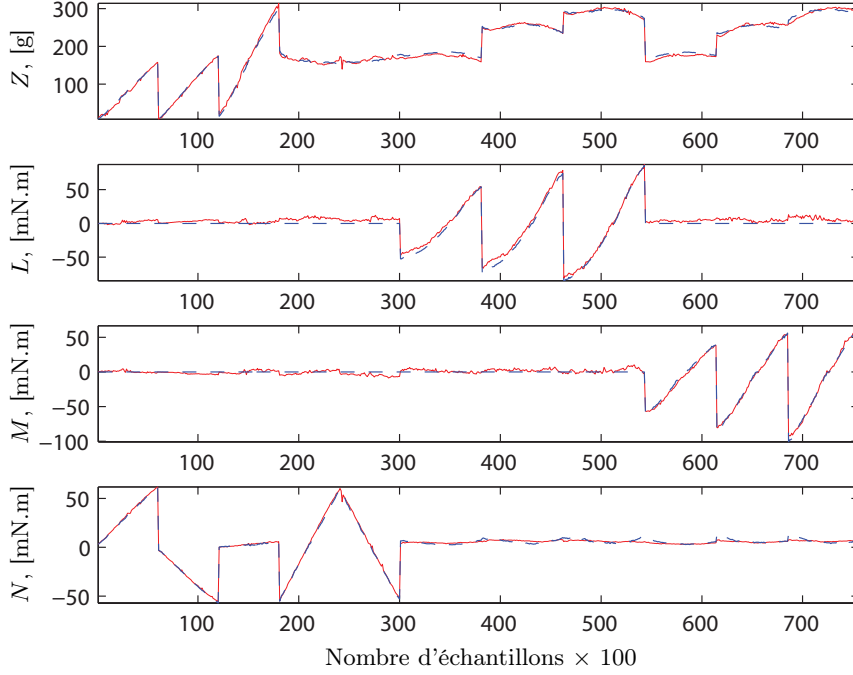


FIGURE 3.15 – Identification du GLMAV-PC - Comparaison des sorties du modèle (lignes pleines rouges) avec les efforts mesurés (lignes bleues pointillées).

3.5 Identification non linéaire du GLMAV

3.5.1 Identification par le Filtre de Kalman Etendu (FKE)

Les paramètres aérodynamiques α , β , C_z , γ_1 et γ_2 peuvent être estimés en considérant le modèle non linéaire du GLMAV-PC. Dans ce cas, il n'est pas nécessaire de modifier le vecteur des paramètres (3.12), c'est-à-dire qu'il n'est pas nécessaire de procéder au changement de variable (3.10) pour déterminer le paramètre C_z . Nous ne pouvons toutefois pas déterminer de critère algébrique qui garantisse un nombre suffisant de mesures pour identifier les paramètres, comme nous avons pu le faire dans le cas linéaire au paragraphe (3.4.3). Deux hypothèses des sections (3.4.1) et (3.4.2) restent toujours valables dans le cas non linéaire concernant :

- l'expression de $[\mathbf{f}_{\text{body}}]_{\mathbf{z}_b}$ décrite par l'équation (3.8) et qui exprime les trois composantes de la force induite par le corps immergé dans le flux d'air ;
- l'expression de la fonction $\sigma(\Omega_1, \Omega_2)$ que nous avons identifiée par l'équation (3.16).

L'expression du modèle aérodynamique non linéaire dans l'espace des paramètres s'écrit :

$$\begin{aligned}\Theta_{k+1} &= \Theta_k + \mathbf{w}_k, \\ \mathbf{z}_k &= h(\Theta_k) + \mathbf{v}_k,\end{aligned}\tag{3.43}$$

où $\Theta_k = [\alpha \ \beta \ C_z \ \gamma_1 \ \gamma_2]_k^\top$ est le vecteur des paramètres aérodynamiques, \mathbf{w}_k le vecteur de bruit du processus, \mathbf{z}_k le vecteur des données mesurées, \mathbf{v}_k le vecteur du bruit de mesure et $h(\Theta_k)$ la fonction non linéaire des sorties du modèle aérodynamique.

Le Filtre de Kalman Etendu (FKE) est l'algorithme d'identification le plus approprié dans

le cas non linéaire tout en tenant compte du bruit de mesure. Le FKE nécessite le calcul à chaque pas de temps discret k du vecteur de l'estimée des paramètres $\hat{\Theta}_k$, de la matrice de variance-covariance de l'estimée \mathbf{P}_k et du gain de Kalman \mathbf{K}_k , tels que :

$$\begin{aligned}\hat{\Theta}_k &= \hat{\Theta}_{k-1} + \mathbf{K}_k (\mathbf{z}_k - h(\hat{\Theta}_{k-1})), \\ \mathbf{P}_k &= \mathbf{P}_{k-1} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k-1} + \mathbf{S}_k, \\ \mathbf{K}_k &= \mathbf{P}_k \mathbf{H}_k^\top (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k \mathbf{H}_k^\top + \mathbf{R}_k)^{-1},\end{aligned}\tag{3.44}$$

où \mathbf{S}_k et \mathbf{R}_k sont les matrices de variance-covariance des bruits de processus et de mesures, respectivement définies à la relation (3.37). La matrice \mathbf{H}_k est la matrice jacobienne définie comme suit :

$$\mathbf{H}_k = \left. \frac{\partial h(\Theta_k)}{\partial \Theta_k} \right|_{\hat{\Theta}_k}\tag{3.45}$$

qui s'écrit en fonction des paramètres

$$\mathbf{H}_k = \begin{pmatrix} 0 & X_{12} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & X_{22} & 0 & 0 & 0 \\ X_{31} & X_{32} & X_{33} & 0 & 0 \\ 0 & X_{42} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & X_{52} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & X_{64} & X_{65} \end{pmatrix}_k\tag{3.46}$$

où

$$\begin{aligned}X_{12} &= -\sin \delta_{c_y} \cos \delta_{c_x} \Omega_2^2, \\ X_{22} &= -\sin \delta_{c_x} \Omega_2^2, \\ X_{31} &= \sigma \Omega_1^2 \left(1 - \frac{S_s C_z}{S_{\text{prop}}} \right), \\ X_{32} &= \sigma \cos \delta_{c_y} \cos \delta_{c_x} \Omega_2^2 \left(1 - \frac{S_s C_z}{S_{\text{prop}}} \right), \\ X_{33} &= -S_s \sigma \left(\frac{\alpha \Omega_1^2 + \beta \cos \delta_{c_y} \cos \delta_{c_x} \Omega_2^2}{S_{\text{prop}}} \right), \\ X_{42} &= -d \sin \delta_{c_x} \Omega_2^2, \\ X_{52} &= d \sin \delta_{c_y} \cos \delta_{c_x} \Omega_2^2, \\ X_{64} &= \Omega_1^2, \\ X_{65} &= \Omega_2^2.\end{aligned}\tag{3.47}$$

L'initialisation du FKE est donnée par des valeurs initiales de \mathbf{P}_0 , $\hat{\Theta}_0$ et \mathbf{R}_k dont les expressions sont respectivement les relations (3.38), (3.39) et (3.42). Les résultats d'identification dans le cas non linéaire restent proches des résultats obtenus dans le cas linéaire au paragraphe (3.4.3), ce que nous montrerons à travers les résultats d'identification et de validation entre les deux méthodes.

3.5.2 Comparaison des résultats entre le FK et le FKE

Les figures (3.16) et (3.17) représentent la norme euclidienne du vecteur des paramètres $\|\Theta\|_2$. Après avoir reconstruit les variables C_z et α dans le cas linéaire, nous avons considéré le même vecteur $\Theta = [\alpha \ \beta \ C_z \ \gamma_1 \ \gamma_2]^\top$ afin de comparer les méthodes utilisant le FK et le FKE.

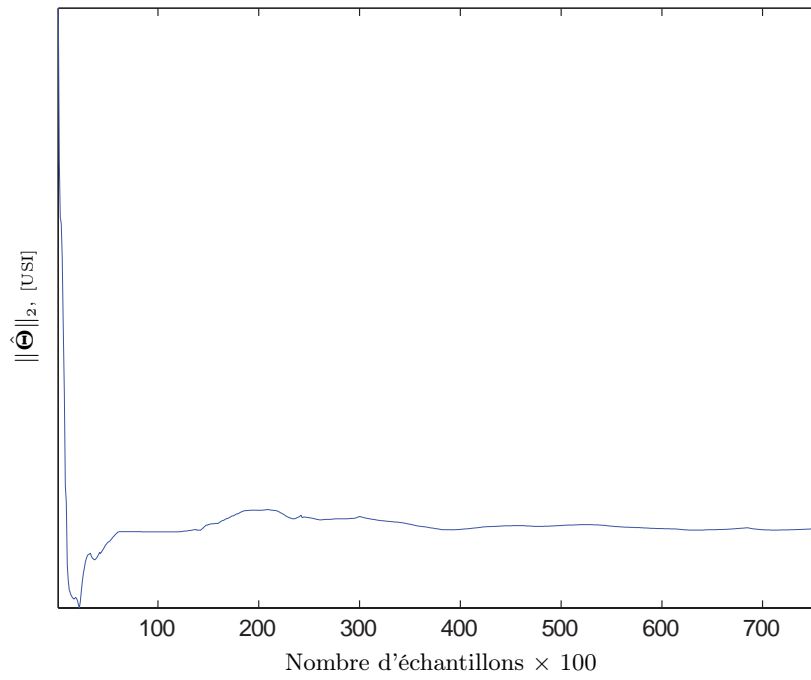


FIGURE 3.16 – $\|\hat{\Theta}\|_2$ avec l'identification par FK.

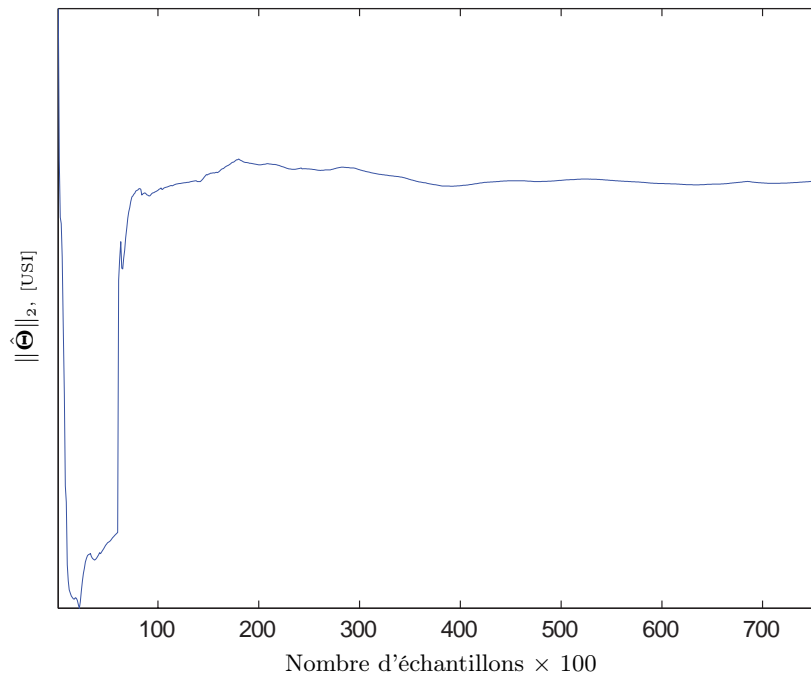


FIGURE 3.17 – $\|\hat{\Theta}\|_2$ avec l'identification par FKE.

Malgré le fait que nous masquons volontairement les graduations des axes des ordonnées (les valeurs numériques des coefficients aérodynamiques sont gardées confidentielles), nous pouvons voir que l'ensemble des paramètres converge rapidement vers une valeur constante, que ce soit en utilisant le FK ou le FKE. De plus, nous notons que les allures générales de chacun des tracés sont sensiblement similaires, ceci malgré les modifications apportées par la linéarisation du modèle aérodynamique. Nous disposons d'un jeu de paramètres aérodynamiques a priori valide, ce que nous devons à présent confirmer à travers la validation du modèle aérodynamique.

3.6 Validation expérimentale

Après avoir estimé l'ensemble des paramètres en utilisant la méthode récursive du FKE, l'étape de validation du modèle consiste à comparer les efforts générés par le modèle aérodynamique, avec d'autres données d'efforts mesurés que celles utilisées lors de l'étape d'estimation des paramètres du modèle. Il est évident que la comparaison doit se faire pour des entrées de commande identiques entre le modèle et le système physique. Nous voulons montrer à travers la validation que le modèle aérodynamique n'est pas uniquement un modèle dédié à la commande, mais également un modèle de simulation. La figure (3.18) représente le synoptique du processus de validation dont les résultats seront présentés par les figures (3.19)-(3.25). Les paramètres identifiés dans les cas linéaires et non linéaires sont injectés dans le modèle non linéaire complet du GLMAV-PC, c'est-à-dire le modèle où les approximations, notamment sur $[\mathbf{f}_{\text{body}}]_{\mathbf{z}_b}$, ne sont plus valables comme cela était le cas lors des identifications linéaire Θ_{FK} et non linéaire Θ_{FKE} . Nous comparerons par la suite les résultats d'efforts mesurés F_{mes} avec les sorties des modèles F_{FK} et F_{FKE} , suivant qu'ils intègrent les paramètres identifiés dans les cas linéaire ou non linéaire. Nous observerons également l'erreur entre F_{FK} et F_{FKE} notée \tilde{F} . Les résultats de validation tiennent compte d'entrées de commande aléatoires et non structurées, ceci afin d'éprouver le plus possible les résultats des méthodes d'identification. Des entrées structurées sont celles que nous pouvons par exemple voir sur la figure (3.14), où il est plus facile de vérifier l'évolution des efforts. Pour rappel, jusqu'au paragraphe (3.6.3) nous considérons uniquement le modèle aérodynamique, sans se soucier du modèle 6-DDL.

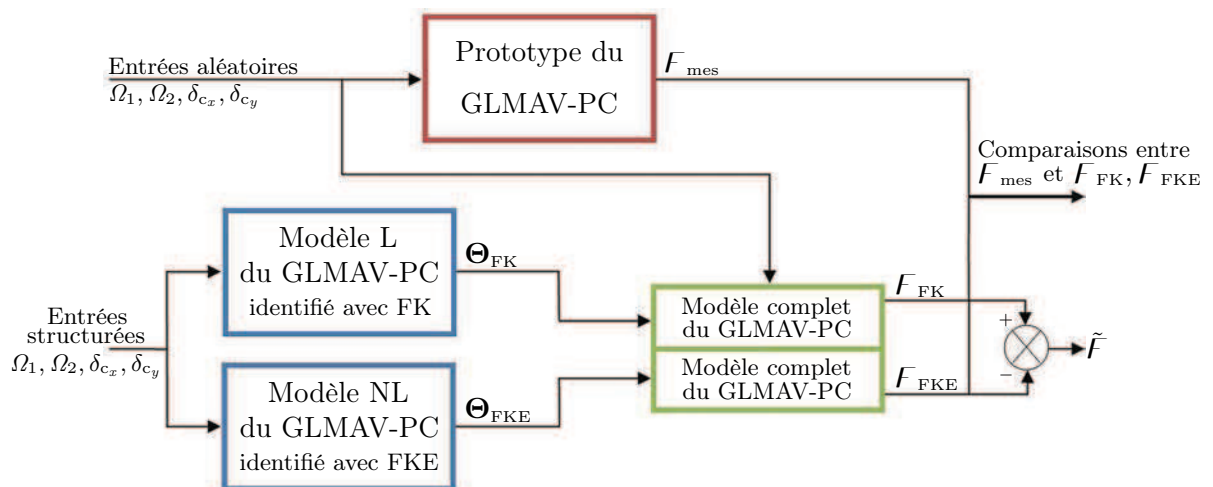


FIGURE 3.18 – Synoptique de validation du modèle aérodynamique du GLMAV-PC.

3.6.1 Validation dans le cas linéaire

Nous appliquons maintenant les entrées aléatoires visibles sur la figure (3.19) au modèle aérodynamique non linéaire complet. Ce dernier intègre les paramètres aérodynamiques trouvés à partir du modèle linéarisé dans l'espace des paramètres (voir le paragraphe (3.4)). Les résultats de validation sont visibles sur les figures (3.20) et (3.21). Le modèle est bien validé pour des conditions de vol quasi-stationnaire, puisque d'après le tableau (3.3) l'erreur moyenne de validation \bar{e}_F calculée par la relation (3.48) reste acceptable pour toutes les composantes d'efforts. De plus, les variances v_F associées aux valeurs de $|F_{FK} - F_{mes}|_k$ et $|F_{FKE} - F_{mes}|_k$ sont quasiment similaires entre elles d'après le tableau (3.4) et pour chaque composante d'effort. Les erreurs de validation portées par les axes \mathbf{x}_b et \mathbf{y}_b sont plus importantes que celles portées par l'axe \mathbf{z}_b . Ceci s'explique par le couplage entre les capteurs latéraux de la balance aérodynamique (voir figure (3.4)) et les vibrations plus importantes selon les composantes latérales de la balance aérodynamique.

$$\bar{e}_F = \frac{\sum_{k=0}^n |F_{FK} - F_{mes}|_k}{n} \quad (3.48)$$

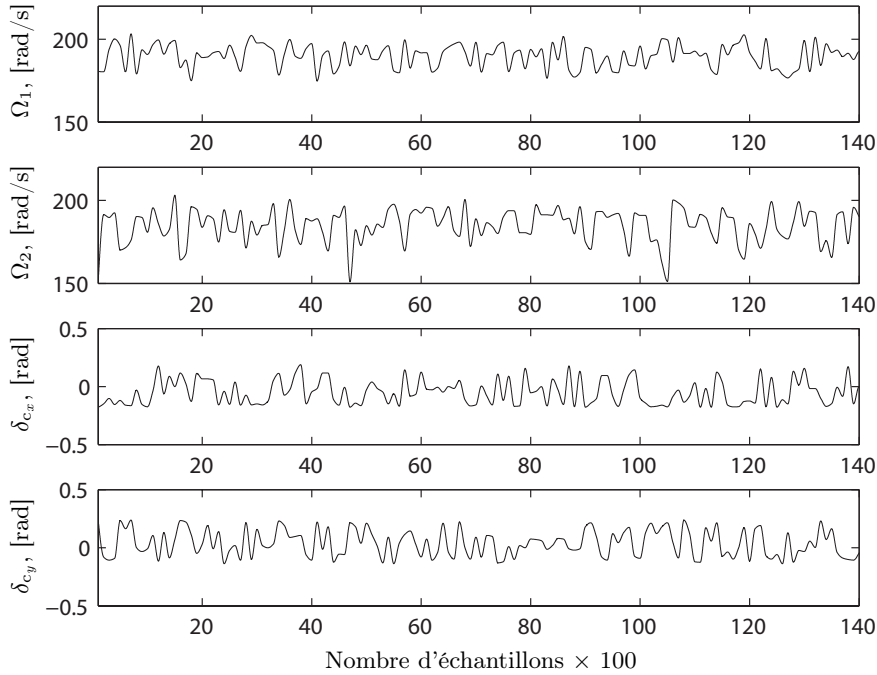


FIGURE 3.19 – Commandes aléatoires aux actionneurs pour la validation du GLMAV-PC.

3.6.2 Validation dans le cas non linéaire

Comme le montrent les résultats de validation des figures (3.22) et (3.23), le modèle aérodynamique du GLMAV est également validé dans le cas du vol quasi-stationnaire en considérant les paramètres Θ_{FKE} . Les remarques du paragraphe (3.6.1) concernant les efforts latéraux sont toujours valables. De plus, les résultats de validation sont sensiblement meilleurs que ceux utilisant Θ_{FK} , comme le montrent les résultats du tableau (3.3). L'erreur \tilde{F} entre F_{FKE} et F_{FK} représentée sur les figures (3.24) et (3.25) n'est pas négligeable. Cela montre bien qu'il faut préférer les résultats d'identification dans le cas non linéaire, ce que nous ferons dans les chapitres suivants.

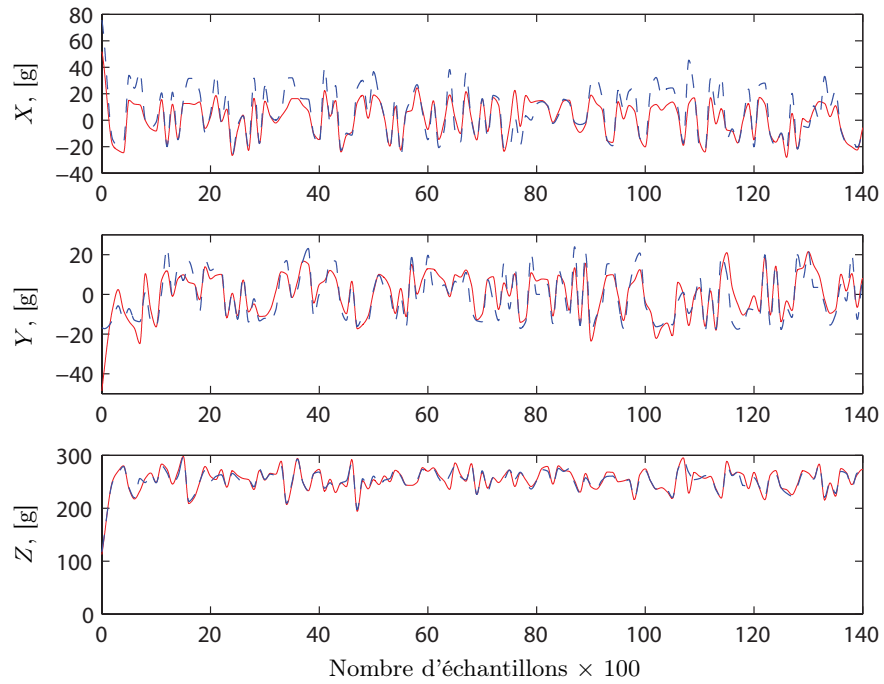


FIGURE 3.20 – Validation du GLMAV-PC avec Θ_{FK} - Comparaison entre F_f (lignes pleines rouges) et les composantes de force de F_{mes} (lignes bleues pointillées).

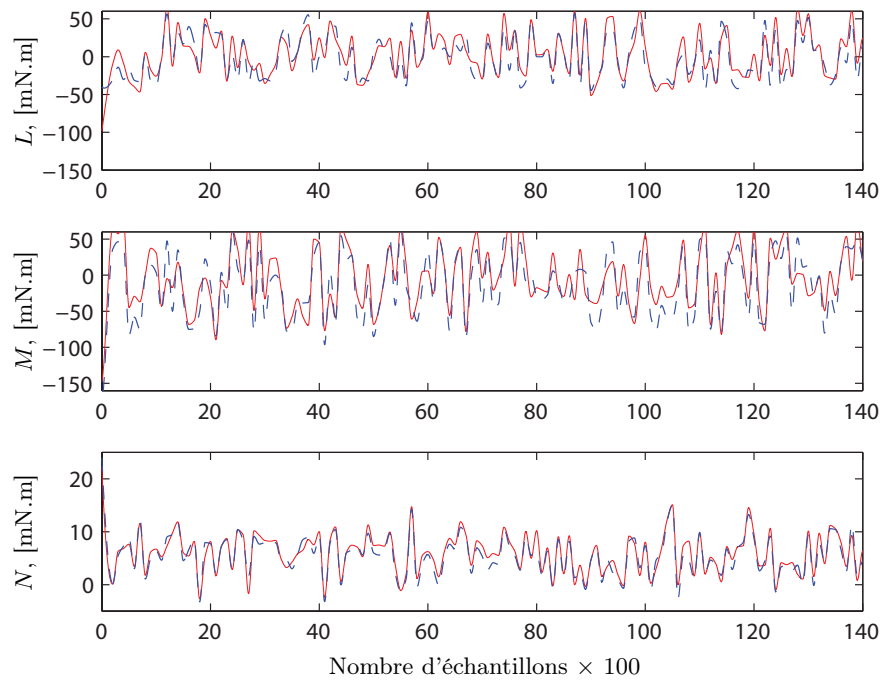


FIGURE 3.21 – Validation du GLMAV-PC avec Θ_{FK} - Comparaison entre F_m (lignes pleines rouges) et les composantes de moment de F_{mes} (lignes bleues pointillées).

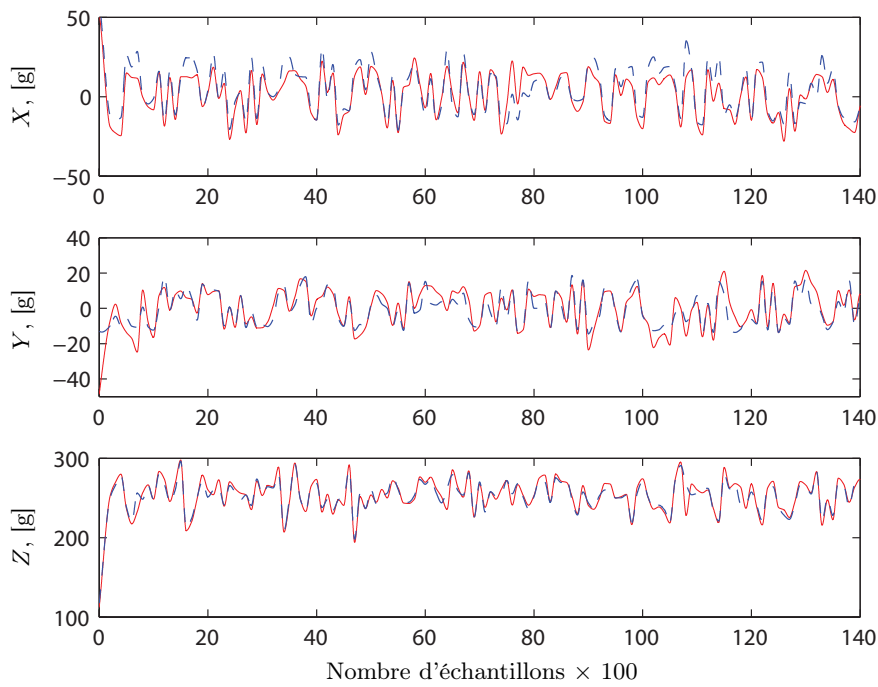


FIGURE 3.22 – Validation du GLMAV-PC avec Θ_{FKE} - Comparaison entre F_f (lignes pleines rouges) et les composantes de force de F_{mes} (lignes bleues pointillées).

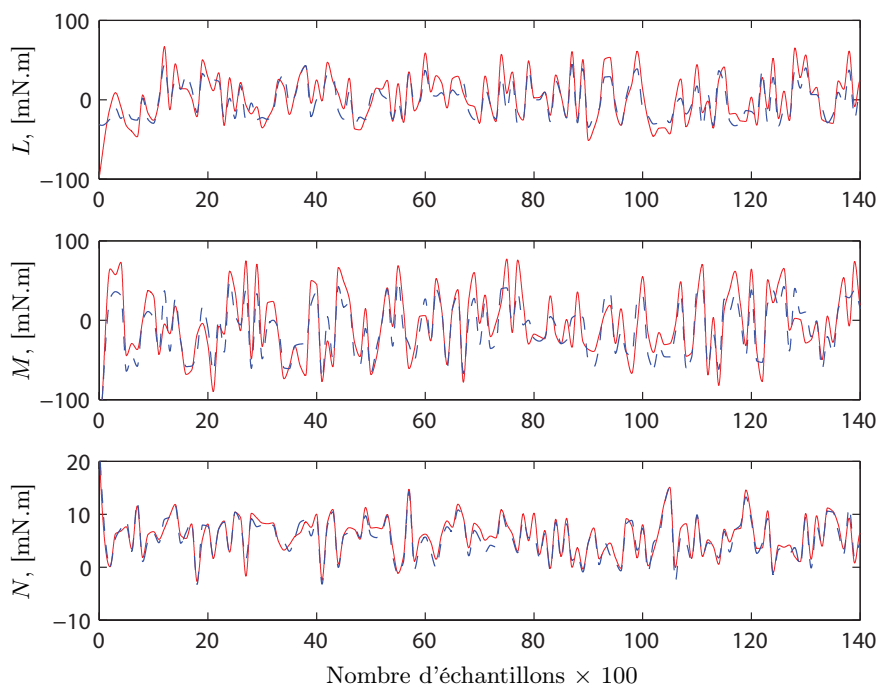


FIGURE 3.23 – Validation du GLMAV-PC avec Θ_{FKE} - Comparaison entre F_m (lignes pleines rouges) et les composantes de moment de F_{mes} (lignes bleues pointillées).

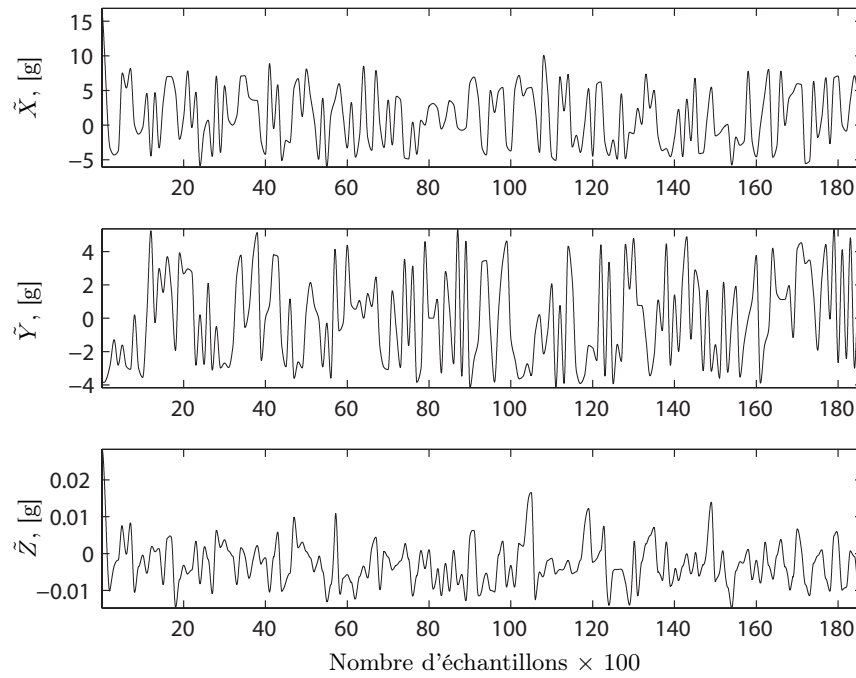


FIGURE 3.24 – Différences \tilde{F} entre les composantes de force reconstruites de F_{FK} et F_{FKE} .

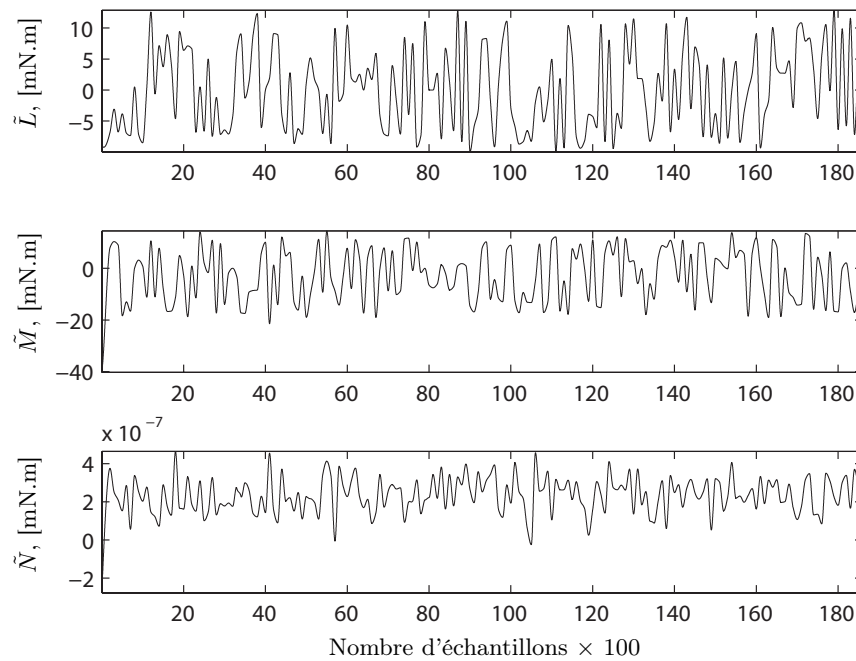


FIGURE 3.25 – Différences \tilde{F} entre les composantes de moment reconstruites de F_{FK} et F_{FKE} .

	$\bar{e}_X, [g]$	$\bar{e}_Y, [g]$	$\bar{e}_Z, [g]$	$\bar{e}_L, [mN.m]$	$\bar{e}_M, [mN.m]$	$\bar{e}_N, [mN.m]$
FK	7,0217	6,3171	3,9668	11,0370	18,1636	0,9794
FKE	5,4445	5,9371	3,9643	10,8461	16,4142	0,9794

TABLE 3.3 – Erreurs moyennes de chaque composante d’efforts entre F_{FK} , F_{FKE} et F_{mes} lors de l’identification.

	$v_X, [g^2]$	$v_Y, [g^2]$	$v_Z, [g^2]$	$v_L, [(mN.m)^2]$	$v_M, [(mN.m)^2]$	$v_N, [(mN.m)^2]$
FK	33.6998	31.2673	16.2803	57.0411	99.2980	0.4922
FKE	32.1931	34.3109	16.2848	55.5233	98.7475	0.4922

TABLE 3.4 – Variance de l’erreur de chaque composante d’efforts entre F_{FK} , F_{FKE} et F_{mes} lors de l’identification.

3.6.3 Validation à partir d’un vol manuel quasi-stationnaire

Jusqu’à présent, nous avons validé le modèle aérodynamique du GLMAV-PC sans tenir compte des dynamiques de translation ou de rotation de l’appareil. Nous avons exprimé les avantages et les inconvénients de négliger le modèle 6-DDL dans le processus d’identification au paragraphe (3.2.1). Il s’agit à présent de collecter des données de vol issues d’une Centrale Inertielle (CI) au cours d’un vol manuel quasi-stationnaire du prototype GLMAV-Lite représenté sur la figure (1.23). Pour remarque, entre l’identification réalisée à partir de la balance aérodynamique et l’identification en vol, le prototype GLMAV-PC est passé par plusieurs phases d’amélioration pour aboutir au prototype GLMAV-Lite de la figure (1.23). Ainsi, les forces simulées par le modèle aérodynamiques peuvent être comparées à des mesures d’accéléromètres, connaissant la valeur locale de la pesanteur terrestre. D’après la figure (3.26), nous comparons les données de vol χ_{mes} avec les données reconstruites par le modèle identifié du birotor coaxial χ_{sim} , où χ correspond au vecteur d’état du GLMAV-PC.

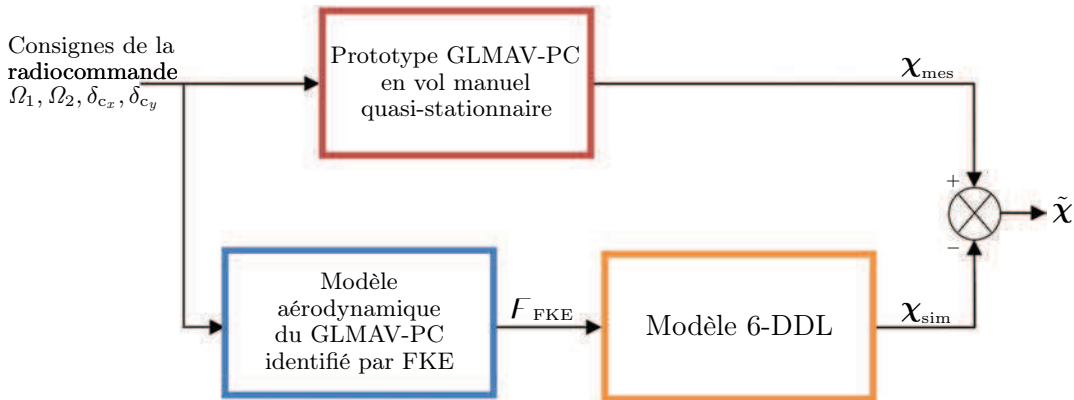


FIGURE 3.26 – Synoptique de validation du modèle aérodynamique avec prise en compte du modèle 6-DDL.

Pour remarque nous veillons à exprimer les données de la centrale inertielle dans le repère \mathcal{B} . La figure (3.27) montre les consignes envoyées aux servomoteurs, ainsi que les vitesses de rotation mesurées des deux rotors. La figure (3.28) représente les moments \tilde{L} , \tilde{M} et \tilde{N} , tous trois reconstruits à travers le modèle aérodynamique préalablement identifié. Les résultats de la figure

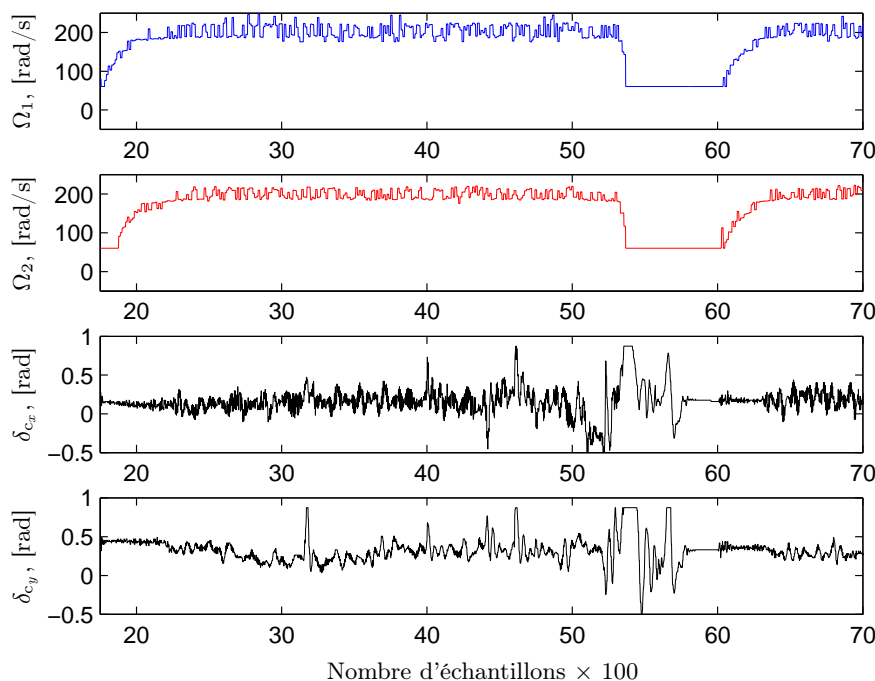


FIGURE 3.27 – Commandes générées par le pilote via la radiocommande lors d'un vol quasi-stationnaire du prototype.

(3.29) montrent bien que les accélérations mesurées concordent avec les accélérations simulées par le modèle identifié du GLAMV-PC. Le bruit des accéléromètres n'a pas été volontairement filtré, ceci afin de se rendre compte de l'ampleur du bruit de mesure par rapport à la simulation. De plus, même si l'erreur de validation semble plus importante entre les accélérations latérales et normales, on remarque globalement les sorties du modèle suivent les trois mesures d'accélérations, malgré que nous ne prenons pas en compte le modèle des accéléromètres. C'est pourquoi certaines erreurs persistent, liées aux facteurs d'échelle et au biais statique qui peuvent être séparément identifiés pour les accéléromètres, dont le modèle est décrit par l'équation (3.1).

3.7 Conclusion

Ce chapitre présente les résultats concernant l'identification et la validation expérimentale du GLMAV-PC. Le processus expérimental que nous présentons est original, puisque nous mesurons directement les efforts aérodynamiques générés par le birotor coaxial. Cela nous a permis de concentrer le travail d'identification sur le modèle aérodynamique construit au chapitre 2 en se basant sur le modèle physique du système, et sans tenir compte des dynamiques du modèle 6-DDL. Nous avons proposé une identification dans les cas non linéaire et linéaire, à partir des filtres FKE et FK. Pour ce dernier, nous avons déterminé un critère algébrique de la condition

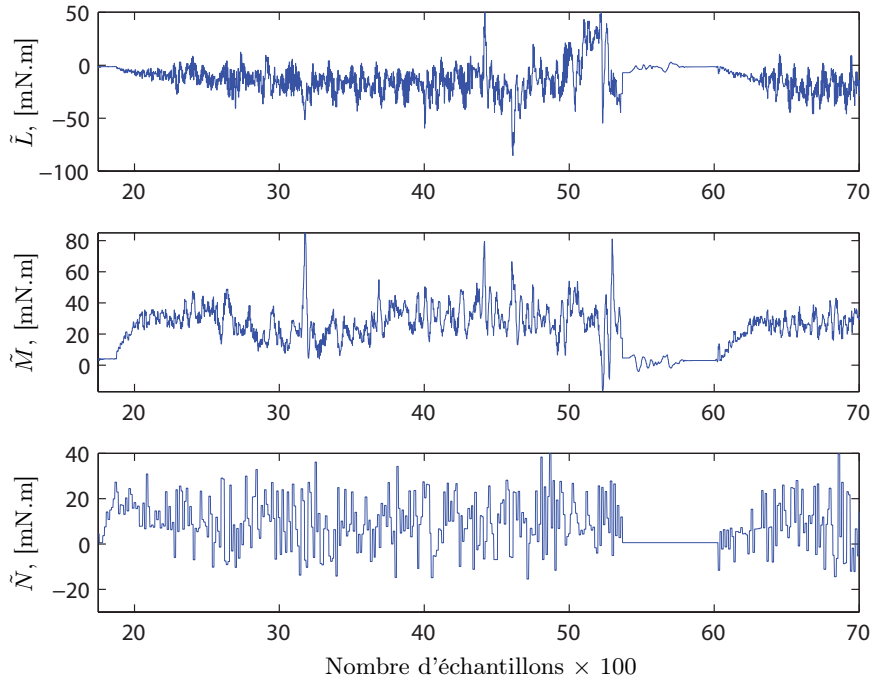


FIGURE 3.28 – Moments reconstruits à travers le modèle aérodynamique identifié lors d'un vol quasi-stationnaire et manuel du prototype.

de la persistance d'excitabilité en fonction des variables physiques du système. En effet, devant la grande variation des variables d'entrée et les durées importantes des essais expérimentaux, il était nécessaire de minimiser la quantité de données à recueillir. Les résultats très proches de ces deux méthodes confortent notre confiance dans les valeurs numériques des paramètres aérodynamiques. Cependant, nous avons choisi d'identifier séparément le coefficient de perte d'efficacité aérodynamique, dû à l'interaction des flux d'air entre les deux rotors, ceci afin de simplifier le problème d'identification. Ainsi, nous avons proposé une fonction décrivant ses variations selon les vitesses de rotation de chacun des rotors. La validation expérimentale à partir de mesures aléatoires prouve la qualité du modèle identifié dans le cas du vol quasi-stationnaire. Ajoutons que la comparaison entre de vraies mesures d'accélération linéaires et les accélérations simulées par le modèle aérodynamique identifié, renforce la preuve de la bonne qualité du modèle, simulant le drone GLMAV-PC en condition opérationnelle. De plus, l'identification fonctionne très bien sur deux modèles « identiques », à savoir les prototypes GLMAV-PC représentés sur les figures (3.2(a)) et (1.23), mais aux caractéristiques inertielles tout de même très différentes. Ce travail d'identification servira de base pour l'identification du drone GLMAV dans d'autres configurations de vol. Il s'agira alors de mesurer les dynamiques des efforts et de simuler le vent total à partir d'une soufflerie subsonique. Dans ce cas, il sera également intéressant de comparer la méthode usant de mesures d'efforts avec d'autres, nécessitant des données inertielles.

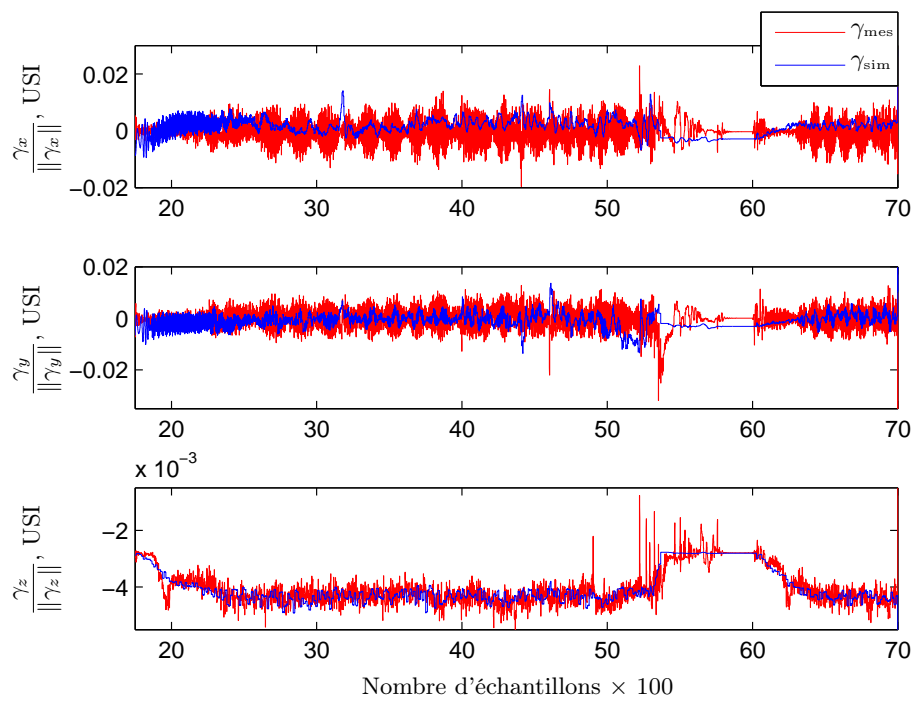


FIGURE 3.29 – Comparaisons entre les mesures des accéléromètres γ_{mes} et les accélérations simulées par le modèle identifié du GLMAV-PC γ_{sim} .

Chapitre 4

Estimation de l'état du drone

Sommaire

4.1	Introduction	114
4.2	Etat de l'art	114
4.2.1	Rappels sur les observateurs et l'observabilité	114
4.2.2	Observateurs pour les systèmes LTV	117
4.2.3	Observateurs pour les systèmes non linéaires	119
4.3	Estimation des perturbations aérodynamiques	120
4.3.1	Enoncé du problème	121
4.3.2	Synthèse du filtre FKE-FG	123
4.3.3	Analyse de la stabilité locale	127
4.3.4	Résultats de simulations numériques	130
4.4	Estimation de la vitesse linéaire	133
4.4.1	Enoncé du problème	133
4.4.2	Synthèse de l'observateur	134
4.4.3	Relaxation de l'hypothèse (4.4.4)	138
4.4.4	Résultats de simulations numériques	138
4.5	Conclusion	139

4.1 Introduction

L'observation des systèmes est un des problèmes majeurs de l'automatique, qui conditionne les performances d'autres problèmes liés à la commande ou la détection de défauts. L'observation qui consiste à reconstruire des signaux non mesurés est nécessaire à tous systèmes physiques dont une partie de l'état n'est pas disponible pour des raisons techniques (impossibilité d'installer un capteur ou grandeur physique non mesurable) ou bien de coûts (prix des capteurs). Dans cette section, nous séparons deux problèmes liés à l'estimation de variables du GLMAV-PC. Le premier concerne l'estimation de la vitesse du vent de perturbation qui affecte les qualités de vol du GLMAV-PC. En effet, le GLMAV-PC est destiné au vol en extérieur, par conséquent il sera sujet aux perturbations atmosphériques. Il est alors essentiel de quantifier ces perturbations afin de mieux connaître l'environnement aérodynamique dans lequel il évolue, pour ensuite adapter la commande à ces perturbations de type « rafale de vent ». Le second est lié à l'estimation de la vitesse linéaire du GLMAV-PC lorsque certaines informations de la centrale inertielle ne sont pas disponibles, dues aux défauts de certains capteurs. Nous traitons ces deux problèmes d'estimation séparément afin de simplifier un problème plus global, qui consisterait alors à estimer conjointement les vitesses linéaires et les signaux exogènes inconnus (perturbations aérodynamiques) à travers un observateur à entrée inconnue et d'ordre réduit, dans le cas non linéaire. Après un rappel de certaines définitions liées à l'observation des systèmes et aux techniques d'estimations dans les cas linéaire et non linéaire, nous traitons les deux problèmes d'estimation du GLMAV-PC et pour lesquelles nous apportons une réflexion théorique quant aux analyses de la stabilité des estimateurs proposés.

4.2 Etat de l'art

Nous présentons ici le problème de l'estimation de l'état d'un système dans le cas le plus général, où nous donnons quelques principes et définitions relatifs à la synthèse d'observateurs, ainsi qu'aux conditions d'observabilité. Nous passons ensuite en revue un certain nombre d'observateurs existants en distinguant les cas linéaire et non linéaire.

4.2.1 Rappels sur les observateurs et l'observabilité

Un processus physique peut être représenté par une équation différentielle de la forme suivante :

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) &= f(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t) \\ \mathbf{y}(t) &= h(\mathbf{x}(t)) \end{cases} \quad (4.1)$$

où $\mathbf{x}(t) \in \mathbb{R}^n$ représente l'état du système, $\mathbf{u}(t) \in \mathbb{R}^m$ correspond à l'entrée du système et $\mathbf{y}(t) \in \mathbb{R}^d$ est le vecteur de sortie. On suppose en général que les fonctions f et h sont suffisamment régulières.

L'état complet du système (4.1) n'est pas toujours mesurable, soit pour des raisons intrinsèques au système ou encore pour des raisons techniques (encombrement des capteurs) ou économiques (coûts des capteurs). Par conséquent, il n'est pas possible de déduire directement le vecteur d'état $\mathbf{x}(t)$ à partir du vecteur de sortie $\mathbf{y}(t)$, dont la dimension est généralement inférieure à celle de l'état. Ainsi, l'observation consiste à reconstruire les signaux indisponibles à partir de la seule connaissance de $\mathbf{u}(t)$ et $\mathbf{y}(t)$. L'observation est un problème très important de

l'automatique puisqu'elle est souvent en amont des problèmes liés à la commande ou à la surveillance de processus (défauts de capteurs, d'actionneurs ou de système), ce qu'illustre la figure (4.1) (où $\hat{\mathbf{x}}(t)$ correspond à l'estimée). L'observateur fournit une estimation $\hat{\mathbf{x}}(t)$ de l'état $\mathbf{x}(t)$ du

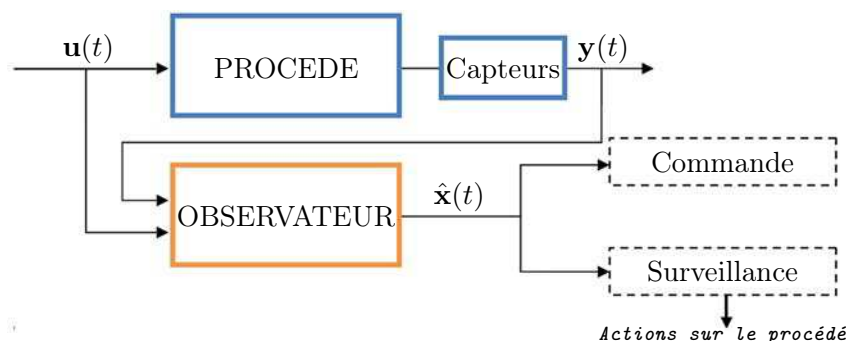


FIGURE 4.1 – Rôle de l'observateur dans le schéma de fonctionnement d'un procédé.

procédé en fonction des entrées et des sorties du système. De manière générale, un observateur du système (4.1) est un système annexe, tel que :

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}}(t) = f(\hat{\mathbf{x}}(t), \mathbf{u}(t), t) + \mathbf{K}(t)(\mathbf{y}(t) - h(\hat{\mathbf{x}}(t))) \quad (4.2)$$

où $\mathbf{K}(t)(\mathbf{y}(t) - h(\hat{\mathbf{x}}(t)), t)$ correspond au gain de l'observateur.

Nous allons à présent rappeler quelques définitions (voir par exemple [85, 88, 87]).

Définition 4.2.1 (*Indiscernabilité ou Indistinguabilité*) Deux états initiaux $\mathbf{x}(0)$ et $\mathbf{x}(0)'$ du système (4.1) sont dits indiscernables sur l'intervalle de temps $[0, t]$ si, pour toute entrée $\mathbf{u}(t)$, leurs sorties respectives sont identiques sur ce même intervalle.

La notion d'indiscernabilité sert à définir la notion d'observabilité suivante :

Définition 4.2.2 (*Observabilité*) Le système (4.1) est dit observable, s'il ne possède pas de couples d'états initiaux $\{\mathbf{x}(0), \mathbf{x}(0)'\}$ indiscernables.

Contrairement aux systèmes linéaires, l'observabilité des systèmes non linéaires dépend des entrées. En effet, il existe des entrées dites singulières pour lesquelles le système (4.1) n'est plus observable.

Définition 4.2.3 (*Universalité*) Une entrée $\mathbf{u}(t)$ est dite universelle sur $[0, t]$ pour le système (4.1) si tout couple d'états initiaux distincts $\{\mathbf{x}(0), \mathbf{x}(0)'\}$ peut être discerné par les sorties sur l'intervalle $[0, t]$, si le système est excité par $\mathbf{u}(t)$. Dans le cas contraire $\mathbf{u}(t)$ est dite singulière.

Le principe d'universalité de l'entrée n'est pas suffisant pour garantir de bonnes propriétés en présence de perturbation. Ce qui nous amène à introduire la notion de persistance régulière de l'entrée qui est une notion plus forte que l'universalité et qu'il est possible de définir pour les systèmes affines en l'état [89].

Définition 4.2.4 (*Entrée régulièrement persistante*) Une fonction d'entrée $\mathbf{u}(t)$ est dite régulièrement persistante pour le système affine en l'état

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}(\mathbf{u}(t))\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}(\mathbf{u}(t)) \\ \mathbf{y}(t) = \mathbf{C}(\mathbf{u}(t))\mathbf{x}(t) \end{cases} \quad (4.3)$$

où $\mathbf{x}(t) \in \mathbb{R}^n$, $\mathbf{u}(t) \in \mathbb{R}^m$, $\mathbf{y}(t) \in \mathbb{R}^d$ et $\mathbf{A}_{n \times n}$, $\mathbf{B}_{n \times m}$ et $\mathbf{C}_{d \times n}$ sont les matrices du système, s'il existe $T > 0$, $\alpha > 0$ et $t_0 > 0$, tels que $\gamma_u(t, t+T) \geq \alpha \forall t \geq t_0$, où $\gamma_u(t, t+T)$ est la plus petite valeur singulière du grammien d'observabilité $\Gamma_u(t, t+T)$ défini par

$$\Gamma_u(t, t+T) = \int_t^{t+T} \Phi_u^\top(\tau, t) \mathbf{C}^\top(\mathbf{u}(\tau)) \mathbf{C}(\mathbf{u}(\tau)) \Phi_u(\tau, t) d\tau \quad (4.4)$$

et où $\Phi_u(\tau, t)$ est la matrice de transition de la partie autonome du système (4.7) engendré par l'application de la fonction d'entrée \mathbf{u} au système (4.3), sans le terme $\mathbf{B}(\mathbf{u}(t))$.

Remarque 4.2.1 Une entrée $\mathbf{u}(t)$ régulièrement persistante est universelle. Sa translatée $\mathbf{u}_\delta = \mathbf{u}(t + \delta)$ reste universelle pour δ arbitrairement grand (persistance), mais elle le reste avec une grande qualité garantie (régularité).

L'universalité de l'entrée sert à définir les systèmes uniformément observables :

Définition 4.2.5 (Uniformité) Un système est dit uniformément observable si toutes ses entrées sont universelles, c'est-à-dire observable quelle que soit l'entrée.

Maintenant que nous avons rappelé quelques définitions générales sur l'observabilité, nous exposons quelques résultats classiques et directement applicables quant à l'observabilité pour les systèmes LTI et LTV.

Considérons le système LTI suivant :

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) \\ \mathbf{y}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t) \end{cases} \quad (4.5)$$

où $\mathbf{x}(t) \in \mathbb{R}^n$, $\mathbf{u}(t) \in \mathbb{R}^m$, $\mathbf{y}(t) \in \mathbb{R}^d$ et $\mathbf{A}_{n \times n}$, $\mathbf{B}_{n \times m}$ et $\mathbf{C}_{d \times n}$ sont les matrices du système. Le critère d'observabilité formulé par Kalman est le suivant :

Définition 4.2.6 (Observabilité au sens du rang pour un système LTI) Le système (4.5) est observable, si et seulement si la matrice d'observabilité $\mathcal{O}_{(\mathbf{A}, \mathbf{C})}$ définie comme suit

$$\mathcal{O}_{(\mathbf{A}, \mathbf{C})} = \begin{bmatrix} \mathbf{C} \\ \mathbf{C}\mathbf{A} \\ \vdots \\ \mathbf{C}\mathbf{A}^{n-1} \end{bmatrix} \quad (4.6)$$

est de rang n .

Pour les systèmes LTV, il est également possible d'exprimer l'observabilité en fonction des matrices $\mathbf{A}(t)$ et $\mathbf{C}(t)$ et de leurs dérivées par rapport au temps. Ce qui montre que, pour les systèmes LTI et LTV, l'observabilité est indépendante de l'entrée du système. Considérons le système LTV suivant :

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}(t)\mathbf{u}(t) \\ \mathbf{y}(t) = \mathbf{C}(t)\mathbf{x}(t). \end{cases} \quad (4.7)$$

où $\mathbf{x}(t) \in \mathbb{R}^n$, $\mathbf{u}(t) \in \mathbb{R}^m$, $\mathbf{y}(t) \in \mathbb{R}^d$ et $\mathbf{A}(t)_{n \times n}$, $\mathbf{B}(t)_{n \times m}$ et $\mathbf{C}(t)_{d \times n}$ sont les matrices du système dont les éléments varient au cours du temps. Les définitions de « complètement » ou « totalement » observable pour les systèmes LTV sont les suivantes :

Définition 4.2.7 (Système LTV complètement observable) Soit $t_f > t_0$, alors le système (4.7) est complètement observable sur $[t_0, t_f]$, si tout l'état initial $\mathbf{x}(t_0)$ peut être déterminé à partir de la sortie $\mathbf{y}(t)$ et de l'entrée $\mathbf{u}(t)$ sur $[t_0, t_f]$.

Définition 4.2.8 (Système LTV totalement observable) Soit $t_f > t_0$, alors le système (4.7) est totalement observable sur $[t_0, t_f]$, s'il est complètement observable sur chaque sous-intervalle $[t_0, t_f]$.

Théorème 4.2.1 (Observabilité au sens du rang pour les systèmes LTV) Sur l'intervalle $[t_0, t_f]$, le système (4.7) est :

- complètement observable si $\text{rang} [\mathcal{O}(t)_{(\mathbf{A}(t), \mathbf{C}(t))}] = n$ sur $[t_0, t_f]$;
- totalement observable si et seulement si $\text{rang} [\mathcal{O}(t)_{(\mathbf{A}(t), \mathbf{C}(t))}] = n$ sur chaque sous-intervalle de $[t_0, t_f]$,

où $\mathcal{O}(t)_{(\mathbf{A}(t), \mathbf{C}(t))}$ est la matrice d'observabilité définie, telle que :

$$\mathcal{O}(t)_{(\mathbf{A}(t), \mathbf{C}(t))} = \begin{bmatrix} \mathbf{O}_0(t) \\ \mathbf{O}_1(t) \\ \vdots \\ \mathbf{O}_{n-1}(t) \end{bmatrix} \quad (4.8)$$

avec

$$\begin{aligned} \mathbf{O}_0(t) &= \mathbf{C}(t), \\ \mathbf{O}_{k-1}(t) &= \mathbf{A}(t)^\top \mathbf{O}_k(t) + \dot{\mathbf{O}}_k(t) \end{aligned} \quad (4.9)$$

pour $k = 2, \dots, n$.

Dans ce qui suit, nous exposons les différents types d'observateurs selon que le système considéré soit linéaire ou non linéaire.

4.2.2 Observateurs pour les systèmes LTV

Dans le cas d'un système linéaire à temps variant (4.7), nous rappelons l'observateur de type Kalman [90], dont nous avons déjà exposé la version discrète au paragraphe (3.4.4).

Théorème 4.2.2 (Observateur de type Kalman) Soit le système LTV (4.7) complètement uniformément observable où les fonctions $\mathbf{A}(t)$ et $\mathbf{C}(t)$ sont supposées bornées. Alors, il existe un observateur de la forme :

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}} = \mathbf{A}(t)\hat{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{B}(t)\mathbf{u}(t) - \mathbf{K}(t)(\mathbf{C}(t)\hat{\mathbf{x}} - \mathbf{y}(t)) \quad (4.10)$$

où le gain de Kalman $\mathbf{K}(t)$ est donné par :

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{P}}(t) &= \mathbf{P}(t)\mathbf{A}^\top(t) + \mathbf{A}(t)\mathbf{P}(t) - \mathbf{P}(t)\mathbf{C}^\top(t)\mathbf{R}^{-1}(t)\mathbf{C}(t)\mathbf{P}(t) + \mathbf{Q}, \\ \mathbf{K}(t) &= \mathbf{P}(t)\mathbf{C}^\top(t)\mathbf{R}^{-1}(t), \\ \mathbf{x}(0) &= \mathbf{x}_e \text{ et } \mathbf{P}(0) = \mathbf{P}_0 = \mathbf{P}_0^\top > 0 \end{aligned} \quad (4.11)$$

où $\mathbf{P}(t)$, $\mathbf{R}(t)$ et \mathbf{Q} sont des matrices symétriques et définies positives.

Remarque 4.2.2 [91] L'observateur de Kalman est optimal au sens de la minimisation par rapport à \mathbf{z} de la fonction de coût suivante :

$$(\mathbf{z}_0 - \hat{\mathbf{x}}_0)^\top \mathbf{P}_0^{-1} (\mathbf{z}_0 - \hat{\mathbf{x}}_0) + \int_0^t \left[(\mathbf{C}(\tau)\mathbf{z}(\tau) - \mathbf{y}(\tau))^\top \mathbf{R}^{-1} (\mathbf{C}(\tau)\mathbf{z}(\tau) - \mathbf{y}(\tau)) + \mathbf{v}(\tau)^\top \mathbf{Q}^{-1} \mathbf{v}(\tau) \right] d\tau \quad (4.12)$$

avec

$$\dot{\mathbf{z}}(t) = \mathbf{A}(t)\mathbf{z}(t) + \mathbf{v}(t) \quad \text{et} \quad \mathbf{y}(t) = \mathbf{C}(t)\mathbf{z}(t). \quad (4.13)$$

L'observateur de Kalman apporte donc une solution basée sur l'optimisation et est optimal en terme de minimisation de l'erreur de sortie au sens des moindres carrés, pour un système affecté par des bruits blancs décorréllés entre eux sur l'état et la mesure, dont les matrices de variance-covariance sont respectivement \mathbf{Q} et \mathbf{R} . Ajoutons que le FK est particulièrement adapté aux systèmes stochastiques et se base, en plus des modèles dynamiques et de sortie du système étudié, sur la connaissance statistique a priori des bruits qui affectent la mesure et générés par le procédé.

Remarque 4.2.3 Les conditions suffisantes de la stabilité exponentielle du filtre de Kalman sont :

- les matrices $\mathbf{A}(t)$, $\mathbf{C}(t)$, $\mathbf{Q}(t)$ et $\mathbf{R}(t)$ sont bornées pour $t \geq t_0$;
- la paire $(\mathbf{A}(t), \mathbf{Q}(t))$ est uniformément complètement commandable (dual de complètement uniformément observable) ;
- la paire $(\mathbf{A}(t), \mathbf{C}(t))$ est uniformément complètement observable.

Un autre observateur asymptotique pour les systèmes LTV est donné dans [92] :

Définition 4.2.9 [92] Un observateur pour le système (4.10) est donné par un système auxiliaire

$$\begin{cases} \dot{\hat{\eta}} &= \mathbf{F}(t)\hat{\eta}(t) + \mathbf{G}(t)\mathbf{y}(t) - \mathbf{H}(t)\mathbf{u}(t) \\ \zeta(t) &= \mathbf{J}(t)\hat{\eta}(t). \end{cases} \quad (4.14)$$

où $\mathbf{F}(t)$, $\mathbf{G}(t)$ et $\mathbf{H}(t)$ et $\mathbf{J}(t)$ sont des matrices variant dans le temps ou $F(t)$, $G(t)$, $H(t)$ et $J(t)$ sont des matrices variant dans le temps de fonctions continues. Pour chaque condition initiale $\eta(0)$ et les fonctions $\mathbf{u}(t)$ et $\mathbf{y}(t)$, le système (4.14) a une solution unique et suffisamment différentiable $\hat{\eta}(\eta(0), \mathbf{u}, \mathbf{y}, t)$.

Théorème 4.2.3 [92] L'observateur (4.14) est asymptotiquement stable si et seulement s'il existe un vecteur $\mathbf{z}(t)$ de classe \mathcal{C}^1 solution de :

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{z}} &= \mathbf{F}(t)\mathbf{z}(t) - \mathbf{z}(t)\mathbf{A}(t) + \mathbf{G}(t)\mathbf{C}(t) \\ \mathbf{K}(t) &= \mathbf{J}(t)\mathbf{z}(t) \\ \mathbf{H}(t) &= \mathbf{z}(t)\mathbf{B}(t) \end{cases} \quad (4.15)$$

avec

$$\mathbf{z}(t) = \mathbf{K}(t)\mathbf{x}(t). \quad (4.16)$$

Il est intéressant d'utiliser l'observateur (4.14) puisque le calcul se limite à l'estimation des variables d'état de dimension n (gain de temps de calcul), contrairement au filtre de Kalman qui nécessite l'intégration de $\frac{n^2 + 3n}{2}$ variables puisqu'il faut résoudre l'équation de Riccati dans le processus d'estimation. L'inconvénient est qu'il faut un vecteur $\mathbf{z}(t)$ qui satisfasse les conditions (4.15).

4.2.3 Observateurs pour les systèmes non linéaires

Dans la plupart des cas, il est nécessaire et préférable de considérer le système non linéaire dans le processus d'observation, par exemple, pour améliorer la qualité de la reconstruction de l'état. Cependant, il n'existe actuellement pas de méthode systématique pour la synthèse d'observateur dans le cas des systèmes non linéaires, et les méthodes sont inévitablement plus complexes à développer et à mettre en oeuvre. Nous exposons dans ce qui suit un panel des techniques couramment utilisées pour les systèmes non linéaires.

4.2.3.1 Observateurs étendus

Il s'agit d'adapter les techniques d'observation connues pour les systèmes linéaires au cas des systèmes non linéaires. Ainsi, l'observateur de Luenberger [87] et le filtre de Kalman [85] étendus sont utilisables pour des systèmes linéarisés au voisinage d'un point ou d'une trajectoire. Dans le cas de l'observateur de Luenberger étendu, l'estimateur est de la forme :

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}}(t) = f(\hat{\mathbf{x}}(t), \mathbf{u}(t), t) + \mathbf{K}(t) (\mathbf{y}(t) - h(\hat{\mathbf{x}}(t))) \quad (4.17)$$

pour le système (4.1). Le gain $\mathbf{K}(t)$ est alors calculé en plaçant les pôles de :

$$\left. \frac{\partial f(\hat{\mathbf{x}}(t), \mathbf{u}(t), t)}{\partial \hat{\mathbf{x}}(t)} \right|_{\mathbf{x}_e} - \mathbf{K}(t) \left. \frac{\partial h(\hat{\mathbf{x}}(t), t)}{\partial \hat{\mathbf{x}}(t)} \right|_{\mathbf{x}_e} \quad (4.18)$$

où \mathbf{x}_e est un point d'équilibre du système.

Le principal désavantage de cette méthode est que, dès lors que l'état s'éloigne du point d'équilibre, l'observateur peut devenir instable. En effet, la stabilité de l'observateur n'est assurée qu'au voisinage du point d'équilibre. Dans le cas du Filtre de Kalman Étendu (FKE) que nous utilisons à la section (4.3), les modèles des dynamiques du système et de la mesure sont linéarisés à chaque instant par rapport à l'estimée. Il faut donc considérer les matrices jacobiennes suivantes :

$$\left. \frac{\partial f(\hat{\mathbf{x}}(t), \mathbf{u}(t), t)}{\partial \mathbf{x}(t)} \right|_{\mathbf{x}(t)=\hat{\mathbf{x}}(t)} \quad \text{et} \quad \left. \frac{\partial h(\hat{\mathbf{x}}(t), t)}{\partial \mathbf{x}(t)} \right|_{\mathbf{x}(t)=\hat{\mathbf{x}}(t)}, \quad (4.19)$$

pour calculer le gain du FKE. A l'évidence, les performances des observateurs étendus dépendent de la complexité des non linéarités du système considéré. Toutefois, ce sont des techniques facilement implémentables.

4.2.3.2 Méthodes de transformations linéaires

Les méthodes de transformations linéaires s'apparentent aux observateurs étendus, basées sur la linéarisation par injection de sortie, qui transforme un système non linéaire en un système LTV de la forme :

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}(t)\mathbf{x}(t) + \Gamma(\mathbf{u}(t), \mathbf{y}(t)) \\ \mathbf{y}(t) = \mathbf{C}(t)\mathbf{x}(t). \end{cases} \quad (4.20)$$

où $\Gamma(\mathbf{u}(t), \mathbf{y}(t))$ est connu. La principale difficulté consiste à trouver un changement de coordonnées, afin que la dynamique de l'erreur d'estimation devienne linéaire. Ce qui permet d'appliquer les méthodes d'observation des systèmes linéaires. L'observateur du système (4.20) est dans ce cas de la forme :

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}}(t) = \mathbf{A}(t)\hat{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{K}(t) (\mathbf{y}(t) - \mathbf{C}(t)\hat{\mathbf{x}}(t)) + \Gamma(\mathbf{u}(t), \mathbf{y}(t)). \quad (4.21)$$

Dans [93] et [94] sont présentées des conditions nécessaires et suffisantes pour transformer un système non linéaire sous forme canonique.

4.2.3.3 Observateur à grand gain

Les observateurs à grands gains ont été introduits dans [95]. L'objectif consiste à ce que le gain de l'observateur soit suffisamment grand pour réduire l'influence des non linéarités du système. Ainsi, la classe de systèmes considérée est composée d'une partie linéaire et d'une partie non linéaire que l'on suppose lipchitzienne. Considérons par exemple le système MISO (Multi Input Single Output) uniformément localement observable suivant :

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{A}\mathbf{x} + \phi(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \\ y &= \mathbf{C}\mathbf{x} \end{cases} \quad (4.22)$$

où $\phi(\mathbf{x}, \mathbf{u})$ est une application lipchitzienne. Un observateur à grand gain du système (4.22) est de la forme :

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}} = \mathbf{A}\hat{\mathbf{x}} + \phi(\hat{\mathbf{x}}, \mathbf{u}) + \mathbf{\Lambda}^{-1}(T)\mathbf{K}(y - \mathbf{C}\hat{\mathbf{x}}) \quad (4.23)$$

où $\mathbf{\Lambda}(T) = \text{diag}(T, T^2, \dots, T^n)$ avec n est l'ordre du système et $\exists T_0$ tel que $0 < T \leq T_0$. De plus, \mathbf{K} de dimension $n \times 1$ est tel que $\lambda(\mathbf{A} - \mathbf{K}\mathbf{C}) < 0$.

Le grand gain assure de bonnes performances en termes de rapidité de convergence, mais présente le principal défaut d'amplifier le bruit auquel il est très sensible du fait de son gain important.

4.2.3.4 Les méthodes de filtrage particulaire

Nous avons déjà cité les méthodes de filtrage particulaire au paragraphe (3.2.2.1), puisqu'elles ressemblent fortement au Filtre de Kalman Unscented (FKU), et où nous détaillons ces nuances à travers [76]. Rappelons qu'il s'agit de travailler à partir d'une population statistique de particules dont l'évolution est gouvernée par un algorithme d'optimisation. Les auteurs de [96] utilisent avec succès la méthode de filtrage particulaire pour l'optimisation de trajectoire spatiale. Les performances du filtrage particulaire sont conditionnées par la taille de la population, qui peut affecter le temps de calcul si elle est surdimensionnée.

4.3 Estimation des perturbations aérodynamiques

Nous nous intéressons à présent à l'estimation de la vitesse du vent de perturbation qui est par définition imprévisible. Il s'agit de décrire le champ de vitesse de la turbulence atmosphérique entourant l'hélicoptère dans les conditions de vol quasi-stationnaire. Nous connaissons l'expression du vent total relatif décrit par l'expression (2.62), où \mathbf{V}_{wind} correspond à la perturbation atmosphérique inconnue. Le manque d'information concernant cette composante aérodynamique représente un enjeu pour la sécurité en vol du GLMAV-PC. Il existe différentes techniques d'estimation de \mathbf{V}_{wind} , qui permettent ensuite d'adapter la commande à cette perturbation. Tout d'abord, il s'agit de comprendre l'influence de cette perturbation sur le comportement de l'engin, ce que nous avons réalisé au chapitre 2 lors de la modélisation aérodynamique. En effet, nous supposons que la perturbation atmosphérique agit de manière suffisamment simple sur le comportement du GLMAV-PC, c'est-à-dire sur la dynamique de translation de l'appareil en vol quasi-stationnaire, ce qui nous permet d'utiliser uniquement les mesures des accéléromètres pour l'estimation de \mathbf{V}_{wind} .

Nous utiliserons dans ce qui suit le FKE, qui est également très utilisé pour l'estimation de l'état complet des engins en vol, par exemple dans [97] pour l'hélicoptère (il s'agit de recalibrer les signaux de la centrale inertielle dont nous parlons au paragraphe (1.6.1.3)). Evidemment, la conception aéromécanique est importante pour réduire les effets de ces perturbations. Par exemple dans [6] le profil de la carène optimise le comportement de l'appareil en présence de vent de travers. Il existe des modèles de turbulence atmosphérique très sophistiqués qui décrivent entre autres le comportement aéroélastique des pales selon la forme et la pénétration d'une rafale de vent dans le disque du rotor. Cette approche complexe permet d'établir un modèle de connaissance de la perturbation et de son influence. Cependant elle nécessite des moyens de mesures importants, comme dans [98] où les auteurs proposent de déterminer la vitesse du vent de perturbation atmosphérique à partir de l'analyse du spectre des mesures d'un radar Doppler (qui pourrait alors être embarqué dans un drone). Le problème initial devient alors un problème d'identification, où il s'agit de valider un modèle de perturbation réaliste à partir de données mesurées, ce dont il est question dans [75]. Notons enfin qu'il existe une autre manière d'allier directement l'estimation de la perturbation à la commande, méthode dénommée DOBC [99] (Disturbance Observer Based Control). Dans ce cas, le modèle de l'engin incluant la perturbation est de la forme :

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) &= \mathbf{A}(t)\mathbf{x}(t) + \Gamma(\mathbf{u}(t), \mathbf{x}(t)) + \mathbf{B}(t)\mathbf{d}(t) \\ \dot{\mathbf{y}}(t) &= \mathbf{C}(t)\mathbf{x}(t). \end{cases} \quad (4.24)$$

où $\Gamma(\mathbf{u}(t), \mathbf{x}(t))$ est une fonction non linéaire, $\mathbf{d}(t)$ est un vecteur qui comprend les incertitudes de $\mathbf{A}(t)$ et de $\Gamma(\mathbf{u}(t), \mathbf{x}(t))$, et $\mathbf{B}(t)$ est la matrice des entrées de perturbation. Un observateur du système (4.24) serait alors :

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}}(t) = \mathbf{A}(t)\hat{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{K}(t) (\mathbf{y}(t) - \mathbf{C}(t)\hat{\mathbf{x}}(t)) + \Gamma(\mathbf{u}(t), \hat{\mathbf{x}}(t)) + \mathbf{B}(t)\hat{\mathbf{d}}(t) \quad (4.25)$$

où $\hat{\mathbf{d}}(t)$ est l'estimée de $\mathbf{d}(t)$, telle que :

$$\hat{\mathbf{d}}(t) = \hat{\mathbf{d}}_0(t) - \mathbf{K}_0(\hat{\mathbf{x}} - \mathbf{x}) \quad (4.26)$$

où $\hat{\mathbf{d}}_0(t)$ est l'estimée de la perturbation non corrigée et \mathbf{K}_0 et $\mathbf{K}(t)$ les gains de l'observateur. A l'évidence, il est nécessaire d'écrire le système non linéaire de départ sous une forme particulière, représentée par le système (4.24). Ajoutons que la méthode DOBC a déjà été testée sur un hélicoptère dans [100], et tient compte de toutes les perturbations affectant le vol de l'appareil, sans se limiter uniquement aux perturbations atmosphériques.

4.3.1 Enoncé du problème

Il s'agit d'estimer \mathbf{V}_{wind} en connaissant a priori la manière dont il intervient dans la dynamique de translation du GLMAV-PC, dont la structure composée des équations (2.30) et (2.75)-(2.77) est complexe et non linéaire. Nous rappelons les équations de la dynamique de translation où interviennent les trois composantes de la vitesse du vent de perturbation \mathbf{V}_{wind} ,

à savoir :

$$\begin{aligned}
 \dot{u} &= rv - qw + -\frac{\beta}{m} \sin \delta_{c_y} \cos \delta_{c_x} \Omega_2^2 \\
 &\quad - \frac{1}{2m} \rho S_c C_x [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{x}_b} \sqrt{[\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{x}_b}^2 + [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{y}_b}^2 + [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{z}_b}^2} - g \sin \theta, \\
 \dot{v} &= pw - ru + -\frac{\beta}{m} \sin \delta_{c_x} \Omega_2^2 \\
 &\quad - \frac{1}{2m} \rho S_c C_y [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{y}_b} \sqrt{[\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{x}_b}^2 + [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{y}_b}^2 + [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{z}_b}^2} + g \cos \theta \sin \phi, \\
 \dot{w} &= qu - pv + \frac{\sigma}{m} \alpha \Omega_1^2 + \frac{\sigma}{m} \beta \cos \delta_{c_x} \cos \delta_{c_y} \Omega_2^2 \\
 &\quad + \frac{1}{2m} \rho S_s C_z [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{z}_b} \sqrt{[\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{x}_b}^2 + [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{y}_b}^2 + [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{z}_b}^2} + g \cos \theta \cos \phi,
 \end{aligned} \tag{4.27}$$

où

$$\begin{aligned}
 [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{x}_b} &= -u + [\mathbf{V}_{\text{wind}}]_{\mathbf{x}_b}, \\
 [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{y}_b} &= -v + [\mathbf{V}_{\text{wind}}]_{\mathbf{y}_b}, \\
 [\mathbf{V}_{\text{tot}}]_{\mathbf{z}_b} &= [\mathbf{V}_{\text{prop}}]_{\mathbf{z}_b} - w + [\mathbf{V}_{\text{wind}}]_{\mathbf{z}_b},
 \end{aligned} \tag{4.28}$$

et

$$[\mathbf{V}_{\text{prop}}]_{\mathbf{z}_b} = \sqrt{\frac{-2\sigma(\alpha\Omega_1^2 + \beta \cos \delta_{c_x} \cos \delta_{c_y} \Omega_2^2)}{\rho S_{\text{prop}}}}. \tag{4.29}$$

L'objectif est donc d'estimer la vitesse du vent de perturbation en supposant que les vitesses linéaires du centre de gravité u , v et w sont connues. L'approche consiste à utiliser le modèle aérodynamique (2.75)-(2.77). Le filtre de Kalman Etendu (FKE) semble adapté à notre problème d'estimation. Le FKE est très utilisé en tant qu'algorithme de fusion de données pour le recalage des signaux d'une centrale inertielle, afin d'obtenir la meilleure estimée de la position angulaire ou encore de la vitesse linéaire de translation (voir le paragraphe (1.6.1.3)). Cependant, la qualité de l'estimation reste très dépendante de la qualité des signaux des capteurs. Puisque nous utilisons des accéléromètres bas-coûts qui sont par nature très bruités, nous proposons d'estimer les perturbations aérodynamiques à partir d'une récente extension du FKE qui comprend une fenêtre glissante, appelée FKE-FG. Ainsi, la mise à jour de l'estimée prendra en compte une certaine quantité des mesures passées qu'il nous appartiendra de définir. Selon [101], le FKE-FG est plus robuste que le FKE par rapport au bruit des capteurs et améliore la vitesse de convergence. En effet, les rafales de vent étant parfois très véloces, il importe que la vitesse de convergence soit tout aussi rapide que la dynamique de la perturbation. Pour remarque, les paramètres aérodynamiques du GLMAV-PC sont connus puisque le modèle a été identifié au chapitre 3. Ainsi, l'objectif consiste à estimer le vecteur Θ , tel que :

$$\Theta = [[\mathbf{V}_{\text{wind}}]_{\mathbf{x}_b} \quad [\mathbf{V}_{\text{wind}}]_{\mathbf{y}_b} \quad [\mathbf{V}_{\text{wind}}]_{\mathbf{z}_b}], \tag{4.30}$$

dans les expressions des trois composantes de force X , Y et Z des équations (2.75)-(2.77). Ces forces divisées par la masse m du GLMAV-PC correspond aux mesures des accéléromètres γ_x , γ_y et γ_z , c'est-à-dire :

$$\gamma_x = \frac{X}{m}, \quad \gamma_y = \frac{Y}{m}, \quad \gamma_z = \frac{Z}{m} \tag{4.31}$$

qui sont fonction :

- des entrées du modèle aérodynamique $\Omega_1, \Omega_2, \delta_{c_x}$ et δ_{c_y} ;
- des vitesses u, v, w et des angles d'Euler ϕ, θ, ψ .

Dans ce qui suit nous proposons de décrire la synthèse du FKE-FG et de détailler l'analyse de la stabilité locale dans le cas général. Nous terminerons par démontrer l'efficacité de la technique appliquée à notre problème d'estimation par des simulations numériques, où nous faisons alors les hypothèses suivantes :

- Θ_k est considéré constant ou variant très légèrement pour simplifier le problème, sachant le choix du modèle dynamique du vent dépend des conditions de vol ;
- $h(\Theta_k)$ est continument dérivable par rapport à Θ_k .

4.3.2 Synthèse du filtre FKE-FG

Le filtre de Kalman (ainsi que le FKE) est sans doute l'un des filtres les plus populaires depuis les années 70 [102], puisque de nombreux résultats importants quant à la stabilité du filtre ont été publiés. Ainsi, les auteurs de [103] ont montré que sous des hypothèses de contrôlabilité et d'observabilité, le filtre de Kalman pour un système linéaire à temps-variant entaché de bruits artificiels, peut être utilisé comme un observateur asymptotique global pour le système déterministe sous-jacent. [104, 105] ont apporté la preuve de convergence locale du FKE utilisé simultanément comme un observateur de l'état et des paramètres. [106, 107] ont proposé une preuve de la convergence locale de la dynamique de l'erreur du FKE. Enfin notons que les auteurs de [108], ont établi que l'erreur d'estimation pour les systèmes non linéaires stochastiques reste bornée si le système répond aux conditions d'observabilité, avec des bruits suffisamment petits. A présent, nous allons synthétiser le FKE-FG et nous considérons donc le système non linéaire discret suivant :

$$\begin{cases} \Theta_{k+1} = f(\Theta_k) + \mathbf{w}_k \\ \mathbf{z}_k = h(\Theta_k) + \mathbf{v}_k \end{cases} \quad (4.32)$$

où $\{\mathbf{v}_k\}$ et $\{\mathbf{w}_k\}$ sont des séquences de bruit blanc, telles que :

$$\mathbb{E}[\mathbf{w}_k] = \mathbb{E}[\mathbf{v}_k] = \mathbf{0} \quad (4.33)$$

et

$$\mathbf{Q} \triangleq \mathbb{E}[\mathbf{w}_k \mathbf{w}_k^\top] \quad \text{et} \quad \mathbf{R} \triangleq \mathbb{E}[\mathbf{v}_k \mathbf{v}_k^\top]. \quad (4.34)$$

où $\Theta_k \in \mathbb{R}^n$ et $\mathbf{z}_k \in \mathbb{R}^s$ représentent respectivement les vecteurs d'état et de sortie à l'instant k .

Le filtre FKE-FG utilisé comme observateur d'état est de la forme :

$$\begin{aligned} \hat{\Theta}_{k+1} &= f(\hat{\Theta}_k) + \bar{\mathbf{K}}_k \begin{pmatrix} \mathbf{z}_k - h(\hat{\Theta}_k) \\ \mathbf{z}_{k-1} - h(\hat{\Theta}_{k-1}) \\ \vdots \\ \mathbf{z}_{k-M+1} - h(\hat{\Theta}_{k-M+1}) \end{pmatrix} \\ &= f(\hat{\Theta}_k) + \sum_{i=0}^{M-1} \mathbf{K}_{k-i} \tilde{\mathbf{z}}_{k-i} \end{aligned} \quad (4.35)$$

où

$$\tilde{\mathbf{z}}_{k-i} = \mathbf{z}_{k-i} - h(\hat{\Theta}_{k-i}) \quad (4.36)$$

est l'erreur de sortie, $\hat{\Theta}_k$ représente l'estimée non biaisée de Θ_k , $M \in \mathbb{N}^*$ est la largeur de la fenêtre glissante, et $\bar{\mathbf{K}}_k$ est le gain de Kalman augmenté qui est déterminé tel que la trace de la matrice de variance-covariance de l'erreur d'estimation \mathbf{P}_{k+1}^{k+1} soit minimale, c'est-à-dire :

$$\frac{\partial \text{trace}(\mathbf{P}_{k+1}^{k+1})}{\partial \bar{\mathbf{K}}_k} = \mathbf{0}. \quad (4.37)$$

Avant de déterminer $\bar{\mathbf{K}}_k$, il est important de calculer l'expression algébrique de la matrice de variance-covariance de l'erreur d'estimation \mathbf{P}_{k+1}^{k+1} , définie telle que :

$$\mathbf{P}_{k+1}^{k+1} \triangleq \mathbb{E} \left[\tilde{\Theta}_{k+1} \tilde{\Theta}_{k+1}^\top \right] \quad (4.38)$$

où l'expression de l'erreur d'estimation $\tilde{\Theta}_{k+1}$ est :

$$\begin{aligned} \tilde{\Theta}_{k+1} &= \Theta_{k+1} - \hat{\Theta}_{k+1} \\ &= f(\Theta_k) - f(\hat{\Theta}_k) + \mathbf{w}_k - \sum_{i=0}^{M-1} \mathbf{K}_{k-i} \tilde{\mathbf{z}}_{k-i}. \end{aligned} \quad (4.39)$$

Ainsi, en combinant les équations (4.38) et (4.39) et en suposant que :

$$f(\Theta_k) - f(\hat{\Theta}_k) \approx \mathbf{A}_k \tilde{\Theta}_k \quad (4.40)$$

où

$$\mathbf{A}_k = \left. \frac{\partial f(\Theta_k)}{\partial \Theta_k} \right|_{\hat{\Theta}_k}, \quad (4.41)$$

l'expression développée de (4.38) devient :

$$\begin{aligned} \mathbf{P}_{k+1}^{k+1} &= \mathbb{E} \left[[f(\Theta_k) - f(\hat{\Theta}_k) + \mathbf{w}_k - \Phi_{k,i}] [f(\Theta_k) - f(\hat{\Theta}_k) + \mathbf{w}_k - \Phi_{k,i}]^\top \right] \\ &= \mathbb{E} \left[[\mathbf{A}_k \tilde{\Theta}_k + \mathbf{w}_k - \Phi_{k,i}] [\mathbf{A}_k \tilde{\Theta}_k + \mathbf{w}_k - \Phi_{k,i}]^\top \right] \end{aligned} \quad (4.42)$$

où

$$\Phi_{k,i} = \sum_{i=0}^{M-1} \mathbf{K}_{k-i} \tilde{\mathbf{z}}_{k-i}. \quad (4.43)$$

A partir de l'expression de l'erreur de mesure décrite par l'équation (4.36) et de l'expression de la mesure du système (4.32), c'est-à-dire :

$$\mathbf{z}_k = h(\Theta_k) + \mathbf{v}_k \quad (4.44)$$

et puisque

$$h(\Theta_k) - h(\hat{\Theta}_k) \approx \mathbf{H}_k \tilde{\Theta}_k = \left. \frac{\partial h(\Theta_k)}{\partial \Theta_k} \right|_{\hat{\Theta}_k} \tilde{\Theta}_k, \quad (4.45)$$

il s'ensuit dans l'expression de \mathbf{P}_{k+1}^{k+1} décrite par l'équation (4.42) que :

$$\Phi_{k,i} = \sum_{i=0}^{M-1} \mathbf{K}_{k-i} (\mathbf{z}_{k-i} - h(\hat{\Theta}_{k-i})) \quad (4.46)$$

et donc

$$[\mathbf{A}_k \tilde{\Theta}_k + \mathbf{w}_k - \Phi_{k,i}] = \mathbf{A}_k \tilde{\Theta}_k + \mathbf{w}_k - \sum_{i=0}^{M-1} \mathbf{K}_{k-i} \mathbf{H}_{k-i} \tilde{\Theta}_{k-i} + \sum_{i=0}^{M-1} \mathbf{K}_{k-i} \mathbf{v}_{k-i}. \quad (4.47)$$

A partir de la relation (4.34), l'expression finale de \mathbf{P}_{k+1}^{k+1} devient alors :

$$\begin{aligned} \mathbf{P}_{k+1}^{k+1} &= \mathbb{E} \left[\mathbf{A}_k \tilde{\Theta}_k \tilde{\Theta}_k^\top \mathbf{A}_k^\top + \sum_{i=0}^{M-1} \mathbf{K}_{k-i} \mathbf{H}_{k-i} \tilde{\Theta}_{k-i} \tilde{\Theta}_{k-i}^\top \mathbf{H}_{k-i}^\top \mathbf{K}_{k-i}^\top \right. \\ &\quad - \mathbf{A}_k \tilde{\Theta}_k \sum_{i=0}^{M-1} \tilde{\Theta}_{k-i}^\top \mathbf{H}_{k-i}^\top \mathbf{K}_{k-i}^\top - \sum_{i=0}^{M-1} \mathbf{K}_{k-i} \mathbf{H}_{k-i} \tilde{\Theta}_{k-i} \tilde{\Theta}_k^\top \mathbf{A}_k^\top + \\ &\quad \left. + \sum_{i=0}^{M-1} \mathbf{K}_{k-i} \mathbf{v}_{k-i} \mathbf{v}_{k-i}^\top \mathbf{K}_{k-i}^\top + \mathbf{w}_k \mathbf{w}_k^\top \right]. \end{aligned} \quad (4.48)$$

Nous pouvons facilement déduire de (4.48) une expression plus compacte de \mathbf{P}_{k+1}^{k+1} , telle que :

$$\mathbf{P}_{k+1}^{k+1} = \mathbf{A}_k \mathbf{P}_k^k \mathbf{A}_k^\top + \bar{\mathbf{K}}_k \bar{\mathbf{H}}_k \bar{\mathbf{P}}_k \bar{\mathbf{H}}_k^\top \bar{\mathbf{K}}_k^\top - \mathbf{A}_k \mathbf{S}_k^1 \bar{\mathbf{H}}_k^\top \bar{\mathbf{K}}_k^\top - \bar{\mathbf{K}}_k \bar{\mathbf{H}}_k \mathbf{S}_k^{1\top} \mathbf{A}_k^\top + \bar{\mathbf{K}}_k \bar{\mathbf{R}} \bar{\mathbf{K}}_k^\top + \bar{\mathbf{Q}} \quad (4.49)$$

où le gain de Kalman augmenté $\bar{\mathbf{K}}_k$ est de la forme :

$$\bar{\mathbf{K}}_k = [\mathbf{K}_0 \quad \mathbf{K}_1 \quad \dots \quad \mathbf{K}_{M-1}] \quad (4.50)$$

et la matrice augmentée de la variance-covariance de l'erreur d'estimation $\bar{\mathbf{P}}_k$ est :

$$\bar{\mathbf{P}}_k = \begin{pmatrix} \mathbf{P}_k^k & \mathbf{P}_k^{k-1} & \dots & \mathbf{P}_k^{k-M+1} \\ \mathbf{P}_{k-1}^k & \mathbf{P}_{k-1}^{k-1} & & \\ \vdots & & \ddots & \vdots \\ \mathbf{P}_{k-M+1}^k & & \dots & \mathbf{P}_{k-M+1}^{k-M+1} \end{pmatrix} \quad (4.51)$$

et \mathbf{S}_k^1 est la première ligne de $\bar{\mathbf{P}}_k$, et chaque élément \mathbf{P}_{k+1}^{k-i} , \mathbf{P}_{k-i}^{k+i} de $\bar{\mathbf{P}}_k$ pour $i = 0, \dots, M-1$ est calculé par :

$$\mathbf{P}_{k+1}^{k-i} = \mathbf{P}_{k-i}^{k+1} = \mathbf{A}_k \mathbf{P}_k^{k-i} - \bar{\mathbf{K}}_k \bar{\mathbf{H}}_k \begin{pmatrix} \mathbf{P}_k^{k-i} \\ \mathbf{P}_{k-1}^{k-i} \\ \vdots \\ \mathbf{P}_{k-M+1}^{k-i} \end{pmatrix}. \quad (4.52)$$

Notons que l'expression de la matrice d'observation augmentée $\bar{\mathbf{H}}_k$ est :

$$\bar{\mathbf{H}}_k = \begin{pmatrix} \left. \frac{\partial h(\Theta_k)}{\partial \Theta_k} \right|_{\hat{\Theta}_k} & & \mathbf{0} \\ & \ddots & \\ \mathbf{0} & & \left. \frac{\partial h(\Theta_k)}{\partial \Theta_k} \right|_{\hat{\Theta}_{k-M+1}} \end{pmatrix} \quad (4.53)$$

et la matrice augmentée de la variance du bruit de mesure $\bar{\mathbf{R}}$ est :

$$\bar{\mathbf{R}} = \begin{pmatrix} \mathbf{R} & & \mathbf{0} \\ & \ddots & \\ \mathbf{0} & & \mathbf{R} \end{pmatrix} > \mathbf{0}. \quad (4.54)$$

A présent, connaissant l'expression de \mathbf{P}_{k+1}^{k+1} il est possible de synthétiser le gain de Kalman augmenté $\bar{\mathbf{K}}_k$, de manière à minimiser la dérivée de la trace de \mathbf{P}_{k+1}^{k+1} par rapport à $\bar{\mathbf{K}}_k$ (voir l'équation (4.37)), ce qui mène à :

$$\bar{\mathbf{K}}_k = \mathbf{A}_k \mathbf{S}_k^1 \bar{\mathbf{H}}_k^\top [\bar{\mathbf{H}}_k \bar{\mathbf{P}}_k \bar{\mathbf{H}}_k^\top + \bar{\mathbf{R}}]^{-1}, \quad (4.55)$$

sachant que :

$$\frac{\partial \text{trace}(\bar{\mathbf{K}}_k \bar{\mathbf{H}}_k \bar{\mathbf{P}}_k \bar{\mathbf{H}}_k^\top \bar{\mathbf{K}}_k^\top)}{\partial \bar{\mathbf{K}}_k} = 2\bar{\mathbf{K}}_k [\bar{\mathbf{H}}_k \bar{\mathbf{P}}_k \bar{\mathbf{H}}_k^\top] \quad (4.56)$$

et que

$$\frac{\partial \text{trace}(\bar{\mathbf{K}}_k \bar{\mathbf{R}} \bar{\mathbf{K}}_k^\top)}{\partial \bar{\mathbf{K}}_k} = 2\bar{\mathbf{K}}_k \bar{\mathbf{R}}. \quad (4.57)$$

De plus

$$\frac{\partial \text{trace}(-\mathbf{A}_k \mathbf{S}_k^1 \bar{\mathbf{H}}_k^\top \bar{\mathbf{K}}_k^\top)}{\partial \bar{\mathbf{K}}_k} = \frac{\partial \text{trace}(-\bar{\mathbf{K}}_k \bar{\mathbf{H}}_k \mathbf{S}_k^{1\top} \mathbf{A}_k^\top)}{\partial \bar{\mathbf{K}}_k} = -\mathbf{A}_k \mathbf{S}_k^1 \bar{\mathbf{H}}_k^\top \quad (4.58)$$

et

$$\frac{\partial \text{trace}(\mathbf{A}_k \mathbf{P}_k^k \mathbf{A}_k^\top)}{\partial \bar{\mathbf{K}}_k} = \frac{\partial \text{trace}(\mathbf{Q})}{\partial \bar{\mathbf{K}}_k} = \mathbf{0}. \quad (4.59)$$

Ainsi nous pouvons alors écrire que :

$$\frac{\partial \text{trace}(\mathbf{P}_{k+1}^{k+1})}{\partial \bar{\mathbf{K}}_k} = 2\bar{\mathbf{K}}_k [\bar{\mathbf{H}}_k \bar{\mathbf{P}}_k \bar{\mathbf{H}}_k^\top] + 2\bar{\mathbf{K}}_k \bar{\mathbf{R}} - 2\mathbf{A}_k \mathbf{S}_k^1 \bar{\mathbf{H}}_k^\top = \mathbf{0} \quad (4.60)$$

ce qui mène à :

$$\bar{\mathbf{K}}_k = \mathbf{A}_k \mathbf{S}_k^1 \bar{\mathbf{H}}_k^\top [\bar{\mathbf{H}}_k \bar{\mathbf{P}}_k \bar{\mathbf{H}}_k^\top + \bar{\mathbf{R}}]^{-1}. \quad (4.61)$$

Finalement les trois étapes du filtre FKE-FG sont :

- 1. Estimation de l'état :

$$\hat{\Theta}_{k+1} = f(\hat{\Theta}_k) + \bar{\mathbf{K}}_k \begin{pmatrix} \mathbf{z}_k - h(\hat{\Theta}_k) \\ \mathbf{z}_{k-1} - h(\hat{\Theta}_{k-1}) \\ \vdots \\ \mathbf{z}_{k-M+1} - h(\hat{\Theta}_{k-M+1}) \end{pmatrix}; \quad (4.62)$$

- 2. Propagation de la variance-covariance de l'erreur d'estimation :

$$\mathbf{P}_{k+1}^{k+1} = \mathbf{A}_k \mathbf{P}_k^k \mathbf{A}_k^\top + \bar{\mathbf{K}}_k \bar{\mathbf{H}}_k \bar{\mathbf{P}}_k \bar{\mathbf{H}}_k^\top \bar{\mathbf{K}}_k^\top - \mathbf{A}_k \mathbf{S}_k^1 \bar{\mathbf{H}}_k^\top \bar{\mathbf{K}}_k^\top - \bar{\mathbf{K}}_k \bar{\mathbf{H}}_k \mathbf{S}_k^{1\top} \mathbf{A}_k^\top + \bar{\mathbf{K}}_k \bar{\mathbf{R}} \bar{\mathbf{K}}_k^\top + \bar{\mathbf{Q}}; \quad (4.63)$$

- 3. Calcul du gain de Kalman augmenté :

$$\bar{\mathbf{K}}_k = \mathbf{A}_k \mathbf{S}_k^1 \bar{\mathbf{H}}_k^\top [\bar{\mathbf{H}}_k \bar{\mathbf{P}}_k \bar{\mathbf{H}}_k^\top + \bar{\mathbf{R}}]^{-1}. \quad (4.64)$$

L'initialisation du filtre FKE-FG pour $k = \mathbf{0}, \dots, M$ est donnée par le filtre FKE standard (décrit au paragraphe (3.4.4)), ce qui permet de construire la matrice d'initialisation augmentée de la variance-covariance de l'erreur d'estimation, telle que :

$$\bar{\mathbf{P}}_0 = \text{diag}[\mathbf{P}_M \quad \mathbf{P}_{M-1} \quad \dots \quad \mathbf{P}_0]. \quad (4.65)$$

Le FKE-FG peut être vu comme une généralisation du filtre de Kalman Etendu standard, puisque si la largeur de la fenêtre glissante est unitaire ($M = 1$), la synthèse du FKE-FG revient à la synthèse du FKE. Autrement, le calcul du gain de Kalman augmenté $\bar{\mathbf{K}}_k$ diffère du FKE puisqu'il prend en compte les mesures précédentes lors de la mise à jour du gain à chaque itération. Dans ce qui suit, nous analysons la stabilité locale du FKE-FG, avant de l'appliquer à notre problème d'estimation et de commenter ses performances.

4.3.3 Analyse de la stabilité locale

L'objectif de ce paragraphe est de montrer la stabilité locale du FKE-FG dans le cas général.

Hypothèse 4.3.1 • le système (4.32) linéarisé le long de la trajectoire de l'estimée du FKE-FG est uniformément observable, c'est-à-dire que la paire $(\mathbf{A}_k, \mathbf{C}_k)$ est uniformément observable et où \mathbf{A}_k et \mathbf{H}_k sont définies par (4.41) et (4.45) ;

• \mathbf{Z}_k est définie positive.

Remarque 4.3.1 [109] Si la paire $(\mathbf{A}_k, \mathbf{C}_k)$ est observable, alors

$$\mathbf{0} < \alpha_1 \mathbf{I} \leq \bar{\mathbf{P}}_k \leq \alpha_2 \mathbf{I}. \quad (4.66)$$

où α_1 et α_2 sont deux scalaires positifs.

Théorème 4.3.1 Considérons le système suivant :

$$\begin{cases} \Theta_{k+1} = f(\Theta_k) \\ \mathbf{z}_k = h(\Theta_k) \end{cases} \quad (4.67)$$

et le filtre de Kalman à fenêtre glissante (FKE-FG) défini par les relations (4.62)-(4.64) pour le système associé suivant :

$$\begin{cases} \Theta_{k+1} = f(\Theta_k) + \mathbf{w}_k \\ \mathbf{z}_k = h(\Theta_k) + \mathbf{v}_k \end{cases} \quad (4.68)$$

Supposons que l'hypothèse (4.3.1) est vraie, alors le FKE-FG pour le système bruité (4.68) est un observateur localement uniformément asymptotiquement stable pour le système déterministe (4.67) et assure la convergence asymptotique locale de l'estimée $\hat{\Theta}_k$.

Démonstration

Afin de démontrer le théorème (4.3.1), nous considérons le vecteur de l'erreur d'estimation $\tilde{\Theta}_{k+1}$ entre la vraie valeur de l'état Θ et le vecteur de l'estimée sur la fenêtre glissante

$$[\Theta_{k+1} \quad \Theta_k \quad \cdots \quad \Theta_{k-M+2}]^\top, \quad (4.69)$$

c'est-à-dire :

$$\begin{aligned}
 \tilde{\Theta}_{k+1} &= \begin{bmatrix} \Theta \\ \Theta \\ \Theta \\ \vdots \\ \Theta \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \hat{\Theta}_{k+1} \\ \hat{\Theta}_k \\ \hat{\Theta}_{k-1} \\ \vdots \\ \hat{\Theta}_{k-M+2} \end{bmatrix} \\
 &\approx \begin{bmatrix} \Theta - \hat{\Theta}_k - \bar{\mathbf{K}}_k \begin{pmatrix} \mathbf{H}_k \tilde{\Theta}_k \\ \mathbf{H}_{k-1} \tilde{\Theta}_{k-1} \\ \vdots \\ \mathbf{H}_{k-M+1} \tilde{\Theta}_{k-M+1} \end{pmatrix} \\ \Theta - \hat{\Theta}_k \\ \Theta - \hat{\Theta}_{k-1} \\ \vdots \\ \Theta - \hat{\Theta}_{k-M+2} \end{bmatrix}, \tag{4.70}
 \end{aligned}$$

cette dernière expression est vraie sous les hypothèses suivantes :

- nous savons que $f(\Theta_k) - f(\hat{\Theta}_k) \approx \mathbf{A}_k \tilde{\Theta}_k$, cependant dans notre cas $\mathbf{A}_k = \mathbf{I}$, donc $f(\Theta_k) = \Theta_k$ et $f(\hat{\Theta}_k) = \hat{\Theta}_k$;
- nous supposons que $\mathbf{y}_k \approx \mathbf{z}_k$ en négligeant le bruit de mesure \mathbf{v}_k , et sachant que $\mathbf{y}_k = h(\Theta_k)$,

ce qui mène à :

$$\begin{aligned}
 \hat{\Theta}_{k+1} &= \hat{\Theta}_k + \bar{\mathbf{K}}_k \begin{pmatrix} \mathbf{y}_k - h(\hat{\Theta}_k) \\ \mathbf{y}_{k-1} - h(\hat{\Theta}_{k-1}) \\ \vdots \\ \mathbf{y}_{k-M+1} - h(\hat{\Theta}_{k-M+1}) \end{pmatrix} \\
 &= \hat{\Theta}_k + \bar{\mathbf{K}}_k \begin{pmatrix} \mathbf{H}_k \tilde{\Theta}_k \\ \mathbf{H}_{k-1} \tilde{\Theta}_{k-1} \\ \vdots \\ \mathbf{H}_{k-M+1} \tilde{\Theta}_{k-M+1} \end{pmatrix}. \tag{4.71}
 \end{aligned}$$

L'expression de $\tilde{\Theta}_{k+1}$ décrite par l'équation (4.70) peut alors être réécrite de la manière suivante :

$$\begin{aligned}
 \tilde{\Theta}_{k+1} &= \begin{bmatrix} \Theta - \hat{\Theta}_k \\ \Theta - \hat{\Theta}_k \\ \Theta - \hat{\Theta}_{k-1} \\ \vdots \\ \Theta - \hat{\Theta}_{k-M+1} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \bar{\mathbf{K}}_k \\ \mathbf{0} \\ \mathbf{0} \\ \vdots \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \mathbf{H}_k \tilde{\Theta}_k \\ \mathbf{H}_{k-1} \tilde{\Theta}_{k-1} \\ \vdots \\ \mathbf{H}_{k-M+1} \tilde{\Theta}_{k-M+1} \end{pmatrix} \\
 &= \mathbf{\Gamma}_k \tilde{\Theta}_k. \tag{4.72}
 \end{aligned}$$

où

$$\mathbf{\Gamma}_k = \mathbf{E} - \mathbf{G}_k \bar{\mathbf{H}}_k \tag{4.73}$$

avec

$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} \mathbf{I} & \mathbf{0} & \cdots & \mathbf{0} \\ \mathbf{I} & \mathbf{0} & \cdots & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{I} & \cdots & \mathbf{0} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \cdots & \mathbf{I} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{G}_k = \begin{bmatrix} \bar{\mathbf{K}}_k \\ \mathbf{0} \\ \mathbf{0} \\ \vdots \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} \quad \text{et} \quad \bar{\mathbf{H}}_k = \begin{pmatrix} \mathbf{H}_k & & \mathbf{0} \\ & \ddots & \\ \mathbf{0} & & \mathbf{H}_{k-M+1} \end{pmatrix}. \quad (4.74)$$

ou \mathbf{I} représente ici la matrice identité.

Par analogie avec l'équation (4.64), l'expression du gain \mathbf{G}_k de (4.74) est de la forme :

$$\mathbf{G}_k = \mathbf{F}\mathbf{E}\bar{\mathbf{P}}_k\bar{\mathbf{H}}_k^\top [\bar{\mathbf{H}}_k\bar{\mathbf{P}}_k\bar{\mathbf{H}}_k^\top + \bar{\mathbf{R}}]^{-1} \quad (4.75)$$

avec

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} \mathbf{I} & \mathbf{0} & \cdots & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \cdots & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \cdots & \mathbf{0} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \cdots & \mathbf{0} \end{bmatrix} \quad (4.76)$$

et où le produit $\mathbf{F}\mathbf{E}$ sélectionne la première ligne de $\bar{\mathbf{P}}_k$, comme le fait le produit $\mathbf{A}_k\mathbf{S}_k^1$ de l'équation (4.64), c'est-à-dire :

$$\mathbf{F}\mathbf{E}\bar{\mathbf{P}}_k = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_k\mathbf{S}_k^1 \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (4.77)$$

Si nous ajoutons les bruits \mathbf{v}_k et \mathbf{w}_k à l'expression de $\tilde{\Theta}_{k+1}$, il s'ensuit que :

$$\tilde{\Theta}_{k+1} = \Gamma_k \tilde{\Theta}_k + \mathbf{G}_k \mathbf{v}_k + \mathbf{w}_k. \quad (4.78)$$

La matrice de variance covariance de l'erreur d'estimation $\bar{\mathbf{P}}_{k+1}$ devient alors :

$$\begin{aligned} \bar{\mathbf{P}}_{k+1} &= \mathbb{E} \left[\tilde{\Theta}_{k+1} \tilde{\Theta}_{k+1}^\top \right] \\ &= \mathbb{E} \left[\Gamma_k \tilde{\Theta}_k \tilde{\Theta}_k^\top \Gamma_k^\top + \Gamma_k \tilde{\Theta}_k \mathbf{v}_k^\top \mathbf{G}_k^\top + \Gamma_k \tilde{\Theta}_k \mathbf{w}_k^\top + \mathbf{G}_k \mathbf{v}_k \tilde{\Theta}_k^\top \Gamma_k^\top + \mathbf{G}_k \mathbf{v}_k \mathbf{v}_k^\top \mathbf{G}_k^\top + \mathbf{G}_k \mathbf{v}_k \mathbf{w}_k^\top \right. \\ &\quad \left. + \mathbf{w}_k \tilde{\Theta}_k^\top \Gamma_k^\top + \mathbf{w}_k \mathbf{v}_k^\top \mathbf{G}_k^\top + \mathbf{w}_k \mathbf{w}_k^\top \right], \end{aligned} \quad (4.79)$$

puis en considérant l'hypothèse (4.33) sur les bruits, l'équation (4.79) se réécrit :

$$\begin{aligned} \bar{\mathbf{P}}_{k+1} &= \mathbb{E} \left[\Gamma_k \tilde{\Theta}_k \tilde{\Theta}_k^\top \Gamma_k^\top + \mathbf{G}_k \mathbf{v}_k \mathbf{v}_k^\top \mathbf{G}_k^\top + \mathbf{w}_k \mathbf{w}_k^\top \right] \\ &= \mathbb{E} \left[\Gamma_k \bar{\mathbf{P}}_k \Gamma_k^\top + \mathbf{G}_k \bar{\mathbf{R}} \mathbf{G}_k^\top + \bar{\mathbf{Q}} \right] \end{aligned} \quad (4.80)$$

où $\bar{\mathbf{Q}} = \lambda \mathbf{I}$ et λ est un scalaire positif aussi petit que possible.

Pour l'analyse de la stabilité asymptotique de l'erreur d'estimation, nous considérons la fonction de Lyapunov suivante :

$$V_{k+1} = \tilde{\Theta}_{k+1}^\top \bar{\mathbf{P}}_{k+1}^{-1} \tilde{\Theta}_{k+1}. \quad (4.81)$$

Il s'ensuit que :

$$\begin{aligned}
 V_{k+1} - V_k &= \tilde{\Theta}_{k+1}^\top \bar{\mathbf{P}}_{k+1}^{-1} \tilde{\Theta}_{k+1} - \tilde{\Theta}_k^\top \bar{\mathbf{P}}_k^{-1} \tilde{\Theta}_k \\
 &= \tilde{\Theta}_k^\top \mathbf{\Gamma}_k^\top \bar{\mathbf{P}}_{k+1}^{-1} \mathbf{\Gamma}_k \tilde{\Theta}_k - \tilde{\Theta}_k^\top \bar{\mathbf{P}}_k^{-1} \tilde{\Theta}_k \\
 &= -\tilde{\Theta}_k^\top [\bar{\mathbf{P}}_k^{-1} - \mathbf{\Gamma}_k^\top \bar{\mathbf{P}}_{k+1}^{-1} \mathbf{\Gamma}_k] \tilde{\Theta}_k.
 \end{aligned} \tag{4.82}$$

En utilisant $\bar{\mathbf{P}}_k^{-1}$ de l'expression entre crochets de l'équation (4.82), nous obtenons :

$$V_{k+1} - V_k = -\tilde{\Theta}_k^\top \bar{\mathbf{P}}_k^{-1} [\bar{\mathbf{P}}_k - \bar{\mathbf{P}}_k \mathbf{\Gamma}_k^\top \bar{\mathbf{P}}_{k+1}^{-1} \mathbf{\Gamma}_k \bar{\mathbf{P}}_k] \bar{\mathbf{P}}_k^{-1} \tilde{\Theta}_k. \tag{4.83}$$

En appliquant le lemme d'inversion matricielle (voir annexe (A.8)), on obtient :

$$[\bar{\mathbf{P}}_k - \bar{\mathbf{P}}_k \mathbf{\Gamma}_k^\top \bar{\mathbf{P}}_{k+1}^{-1} \mathbf{\Gamma}_k \bar{\mathbf{P}}_k] = [\bar{\mathbf{P}}_k + \mathbf{\Gamma}_k^\top \mathbf{Z}_k^{-1} \mathbf{\Gamma}_k]. \tag{4.84}$$

avec

$$\bar{\mathbf{P}}_{k+1}^{-1} = [\mathbf{\Gamma}_k \bar{\mathbf{P}}_k \mathbf{\Gamma}_k^\top + \mathbf{Z}_k]^{-1} \tag{4.85}$$

où

$$\mathbf{Z}_k = \mathbf{G}_k \bar{\mathbf{R}} \mathbf{G}_k^\top + \bar{\mathbf{Q}}, \tag{4.86}$$

et

$$\mathbf{C} = \mathbf{Z}_k^{-1}. \tag{4.87}$$

Finalement, $V_{k+1} - V_k$ peut s'écrire de la manière suivante :

$$V_{k+1} - V_k = -\tilde{\Theta}_k^\top \bar{\mathbf{P}}_k^{-1} [\bar{\mathbf{P}}_k + \mathbf{\Gamma}_k^\top \mathbf{Z}_k^{-1} \mathbf{\Gamma}_k] \bar{\mathbf{P}}_k^{-1} \tilde{\Theta}_k. \tag{4.88}$$

En utilisant l'hypothèse (4.3.1) et le fait que $\mathbf{\Gamma}_k^\top$ soit de rang pleine ligne et que $\bar{\mathbf{P}}_k > 0$, il est aisé de montrer que

$$\bar{\mathbf{P}}_k + \mathbf{\Gamma}_k^\top \mathbf{Z}_k^{-1} \mathbf{\Gamma}_k > 0. \tag{4.89}$$

ce qui implique que $V_{k+1} - V_k < 0$. Il s'ensuit que d'après le théorème de Lyapunov (voir annexe (B.2)), l'état d'équilibre $\tilde{\Theta}_{k+1} = 0$ est localement uniformément asymptotiquement stable, ce qui est équivalent à $\tilde{\Theta}_{k+1} \rightarrow 0$ lorsque $k \rightarrow +\infty$, sachant que \mathbf{Z}_k est définie positive et sous la condition que la matrice de variance-covariance de l'erreur d'estimation $\bar{\mathbf{P}}_k$ soit bornée et définie positive. Le théorème (4.3.1) est démontré.

4.3.4 Résultats de simulations numériques

Maintenant que le filtre FKE-FG a été synthétisé et que la preuve de la convergence asymptotique locale a été démontrée dans le cas général, nous l'appliquons à notre problème d'estimation des trois composantes de la vitesse du vent de perturbation \mathbf{V}_{wind} . Dans notre cas, nous générons puis nous injectons des consignes aux actionneurs ainsi que le vent de perturbations dans le modèle non linéaire du GLMAV-PC, validé au chapitre précédent. Nous supposons que tout le vecteur d'état du GLMAV-PC est disponible, c'est-à-dire toutes les vitesses et les accélérations linéaires et angulaires. Ainsi toutes les entrées nécessaires sont disponibles pour le FKE-FG et la mesure correspond aux signaux des accéléromètres simulés. Il s'agit alors de comparer \mathbf{V}_{wind} donné en entrée du modèle avec l'estimation du FKE-FG. Le processus est discrétisé à partir de la méthode d'intégration de Runge-Kutta d'ordre 2 et avec un pas d'échantillonnage de 10^{-3} seconde. Les initialisations des paramètres inertiels, mécaniques et aérodynamiques sont toutes

connues et ont été données au chapitre précédent. L'initialisation du modèle 6-DDL est donnée par :

$$[x_0 \ y_0 \ z_0 \ u_0 \ v_0 \ w_0 \ \phi_0 \ \theta_0 \ \psi_0 \ p_0 \ q_0 \ r_0]^\top = \mathbf{0}_{12 \times 1}. \quad (4.90)$$

Les initialisations des deux filtres (FKE & FKE-FG) sont identiques ($\mathbf{I}_{n \times n}$ est la matrice identité de dimensions $n \times n$) :

$$P_0 = 10^2 \mathbf{I}_{6 \times 6}, \quad Q_0 = 10^{-10} \mathbf{I}_{6 \times 6} \quad R_0 = 10^{-1} \mathbf{I}_{3 \times 3}, \quad (4.91)$$

et l'initialisation de l'estimée est :

$$\hat{\Theta}_0 = \mathbf{I}_{6 \times 1}. \quad (4.92)$$

Nous proposons de simuler deux cas : le premier avec un bruit de 5% et le second avec un bruit atteignant 15% de l'amplitude maximale des signaux d'accélération simulés (γ_x , γ_y and γ_z). Nous simulons alors ces deux cas plusieurs centaines de fois. Les figures (4.2) et (4.3) représentent la norme euclidienne des centaines d'évaluations de $\hat{\Theta}_k$, c'est-à-dire la moyenne de $\|\hat{\Theta}_k\|_2$. Ces résultats montrent une meilleure vitesse de convergence pour le filtre FKE-FG comparé au FKE classique, même avec un bruit de mesures bien plus important sur les signaux des accéléromètres. Toutefois, nous remarquons que lorsque la dimension de la fenêtre glissante est supérieure à 5, il n'y a pas d'amélioration significative de la vitesse de convergence.

Pour conclure cette section, nous présentons les derniers résultats à travers les tableaux (4.1) et (4.2), où nous représentons les valeurs numériques de $\mathbb{E}[(\Theta_k - \hat{\Theta}_k)(\Theta_k - \hat{\Theta}_k)^\top]$ selon l'amplitude du bruit sur les signaux des accéléromètres et la dimension de la fenêtre glissante. Nous remarquons que l'erreur d'estimation dans le cas du FKE-FG est toujours inférieure à celle du FKE. Aussi, le FKE-FG semble plus robuste au bruit de la mesure comparé au FKE.

	V_{wind_x}	V_{wind_y}	V_{wind_z}
FKE	0.033	0.089	0.452
FKESW ₅	0.027	0.033	0.126
FKESW ₂₀	0.020	0.016	0.088

TABLE 4.1 – $\mathbb{E}[(\Theta_k - \hat{\Theta}_k)(\Theta_k - \hat{\Theta}_k)^\top]$ avec un bruit de 5 %

	V_{wind_x}	V_{wind_y}	V_{wind_z}
FKE	0.136	0.104	0.605
FKESW ₅	0.094	0.076	0.517
FKESW ₂₀	0.049	0.041	0.317

TABLE 4.2 – $\mathbb{E}[(\Theta_k - \hat{\Theta}_k)(\Theta_k - \hat{\Theta}_k)^\top]$ avec un bruit de 15 %

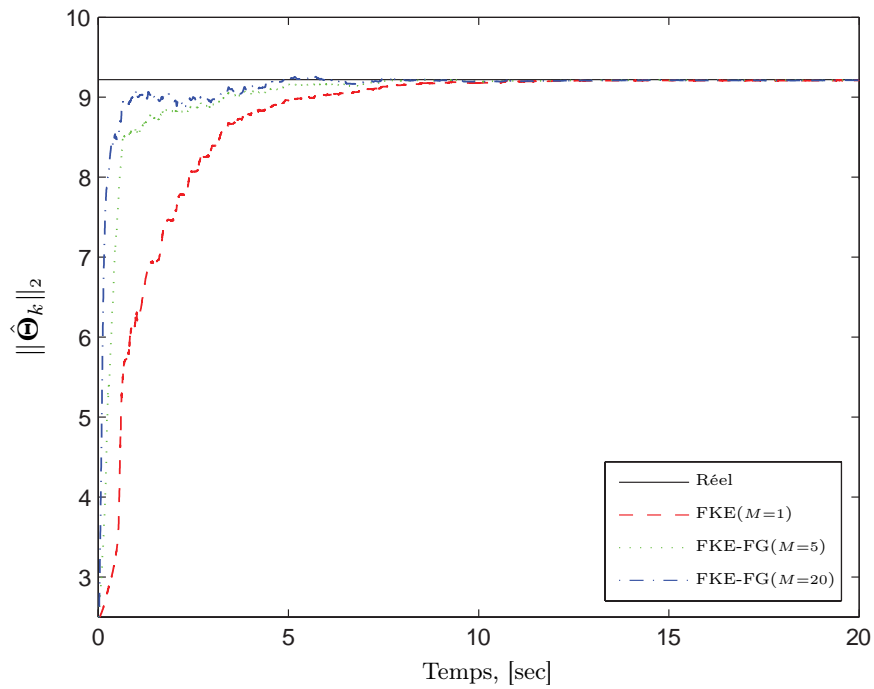


FIGURE 4.2 – Valeurs moyennes de $\|\hat{\Theta}_k\|_2$ avec un bruit_{5%}.

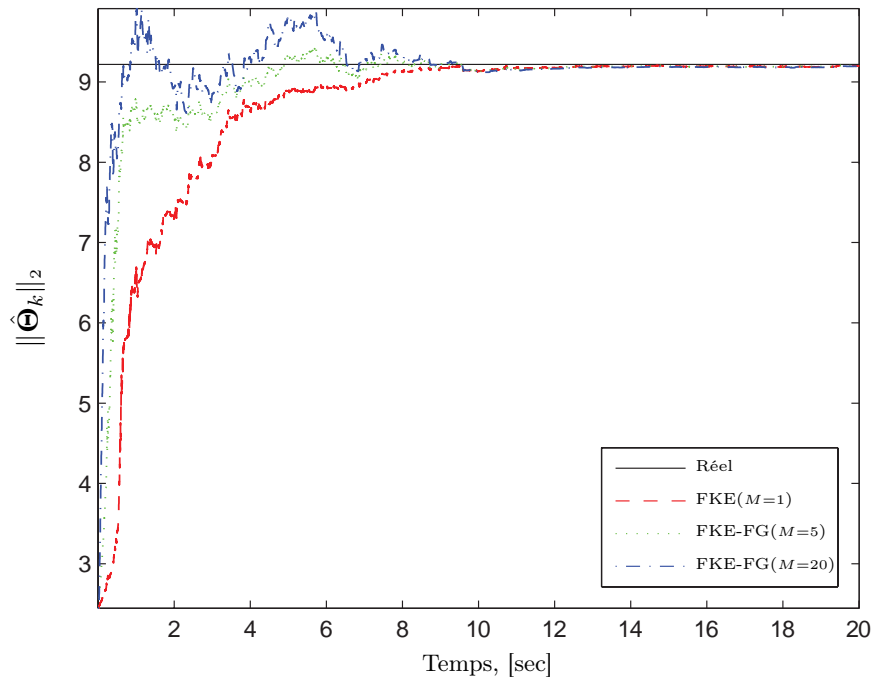


FIGURE 4.3 – Valeurs moyennes de $\|\hat{\Theta}_k\|_2$ avec un bruit_{15%}.

Dans ce qui suit, nous nous intéressons à l'estimation de la vitesse linéaire du drone où se pose un problème relatif au concept GLMAV-PC.

4.4 Estimation de la vitesse linéaire

Le problème posé dans cette section est de conserver une information précise de la vitesse linéaire du GLMAV, même si certains capteurs de la centrale inertielle venaient à être en défaut. La vitesse linéaire du GLMAV est une information vitale de l'état de l'appareil. Nous avons décrit aux sections (1.5) et (1.6) la manière dont la vitesse linéaire est mesurée à travers une centrale inertielle. Rappelons qu'il s'agit d'intégrer les signaux des accéléromètres et de les recalibrer à travers le signal d'un GPS par exemple, puisqu'en pratique l'intégration numérique du bruit des accéléromètres amplifie l'erreur de mesure. Ce problème de fusion de capteurs peut être résolu par d'autres filtres que le FKE classique, par exemple dans [110] par un filtre d'estimation non linéaire adaptatif de la vitesse de translation. Ajoutons que l'estimation de l'état du modèle 6-DDL est un domaine de recherche très actif. Citons par exemple [111, 112, 113, 114] qui s'intéressent principalement à l'estimation de l'attitude, ou encore dans [115] où il est question de détecter et d'identifier les défauts d'une centrale inertielle. Dans le cas général, les techniques d'estimation doivent s'adapter aux conditions de vol de l'appareil, comme dans [116] où les auteurs utilisent un FKU afin d'estimer l'état complet d'un hélicoptère transportant des charges lourdes suspendues à un filin.

4.4.1 Enoncé du problème

Au cours des essais de tirs du projectile dans lequel est conditionné le birotor coaxial, nous avons constaté qu'un accéléromètre venait souvent à être défaillant, ne supportant pas l'accélération du coup de canon. Les accéléromètres sont des capteurs vitaux de la centrale inertielle embarquée par le GLMAV, qui permettent entre autres de déduire la vitesse de translation de l'engin. La défaillance d'un capteur ne permettrait pas de conserver une bonne information de toutes les composantes de la vitesse de translation, c'est pourquoi nous proposons d'utiliser un estimateur de l'état afin de palier à ce problème. De plus, étant donné que le GLMAV doit être aussi léger que possible, autant pour des raisons de coûts de fabrication que de consommation d'énergie, il devient naturel d'utiliser un estimateur d'état afin de déterminer numériquement toutes les variables nécessaires au contrôleur. Nous proposons donc dans cette section un estimateur de type Luenberger à temps-variant pour estimer la vitesse linéaire du GLMAV, en utilisant uniquement les données partielles d'une centrale inertielle embarquée. La synthèse du gain de l'observateur est réalisée à partir du modèle identifié et validé du GLMAV.

Rappelons que les variables d'état du GLMAV sont les angles d'Euler (ϕ, θ, ψ) , la position du centre de gravité (x, y, z) exprimés dans le repère terrestre, les vitesses angulaires (p, q, r) , et la vitesse de translation (u, v, w) exprimées dans le repère du corps. Puisque le GLMAV est équipé d'une centrale inertielle, les variables mesurées sont (ϕ, θ, ψ) , (p, q, r) et $(\dot{x}, \dot{y}, \dot{z})$. La synthèse de l'observateur est réalisée à partir d'un modèle Linéaire à Temps Variant (LTV) du GLMAV qui correspond à la dynamique de translation pour l'équation du système (2.30) et la cinématique de translation pour l'équation de mesure (2.28).

Hypothèse 4.4.1 *Les angles d'Euler sont petits dans les cas des vols stationnaire et de croisière, c'est-à-dire qu'ils sont bornés par l'intervalle $[-0.18\text{rad}, +0.18\text{rad}]$.*

Compte tenu de l'hypothèse (4.4.1), les mesures de la vitesse linéaire peuvent être approximées de la manière suivante :

$$\mathbf{y}(t) = \begin{bmatrix} 1 & \phi\theta - \psi & \theta + \phi\psi \\ \psi & \phi\theta\psi + 1 & \theta\psi - \phi \\ -\theta & \phi & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}. \quad (4.93)$$

Pour tenir compte de la défaillance éventuelle d'un accéléromètre, le système considéré est le suivant :

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{\Gamma}(t) \\ \mathbf{y}_i(t) = \mathbf{C}_i\mathbf{E}(t)\mathbf{x}(t) \end{cases} \quad (4.94)$$

avec

$$\mathbf{A}(t) = \begin{bmatrix} 0 & r & -q \\ -r & 0 & p \\ q & -p & 0 \end{bmatrix}, \quad (4.95)$$

$$\mathbf{E}(t) = \begin{bmatrix} 1 & \phi\theta - \psi & \theta + \phi\psi \\ \psi & \phi\theta\psi + 1 & \theta\psi - \phi \\ -\theta & \phi & 1 \end{bmatrix}, \quad (4.96)$$

$$\mathbf{\Gamma}(t) = [\mathbf{X}/m \quad \mathbf{Y}/m \quad \mathbf{Z}/m]^\top, \quad (4.97)$$

$$\mathbf{x}(t) = [u \quad v \quad w]^\top \quad (4.98)$$

et les matrices de sélection des mesures sont

$$\mathbf{C}_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{C}_2 = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{C}_3 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.99)$$

où $\mathbf{\Gamma}(t)$ correspond à l'accélération du centre de gravité du GLMAV mesurée par la centrale inertielle.

Remarque 4.4.1 Contrairement à [117] qui a déjà utilisé un observateur linéaire pour l'estimation de vitesse, les mesures ne correspondent pas aux dérivées de l'état, en considérant le modèle du GLMAV.

Les conditions d'existence de l'observateur sont données dans ce qui suit en termes de variables physiques du système. La stabilité asymptotique de l'erreur d'estimation de l'observateur proposé est établie à travers l'approche de Lyapunov et du lemme de Barbalat. Les résultats d'estimation de la vitesse linéaire sont présentés à travers des simulations numériques à la fin de cette section.

4.4.2 Synthèse de l'observateur

Pour estimer la vitesse de translation du GLMAV-PC, en utilisant deux composantes de la mesure de l'accélération, nous proposons un observateur de type Luenberger [87] de la forme suivante :

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}}_i(t) = \mathbf{N}_i(t)\hat{\mathbf{x}}_i(t) + \mathbf{M}_i(t)\mathbf{\Gamma}(t) + \mathbf{K}_i(t)\mathbf{y}_i(t) \quad (4.100)$$

où $\hat{\mathbf{x}}_i(t) \in \mathbb{R}^3$ est l'estimée de l'état, $\mathbf{y}_i(t) \in \mathbb{R}^2$ le vecteur de mesure de la vitesse et $\mathbf{K}_i(t)$ est le gain de l'observateur.

Pour la synthèse de l'observateur (4.100) nous utilisons les hypothèses suivantes :

Hypothèse 4.4.2 Les fonctions $\phi(t), \theta(t), \psi(t)$ sont de classe \mathcal{C}^2 et $\phi(t), \theta(t), \psi(t)$ et $\dot{\phi}(t), \dot{\theta}(t), \dot{\psi}(t)$ et $\ddot{\phi}(t), \ddot{\theta}(t), \ddot{\psi}(t)$ sont bornées. En conséquence, $\mathbf{E}(t), \dot{\mathbf{E}}(t)$ et $\ddot{\mathbf{E}}(t)$ sont également bornées.

Hypothèse 4.4.3 La condition $\text{rang} [\boldsymbol{\Omega}_i(t)] = 3$ est vraie $\forall \mathbf{C}_i$ pour $i = 1, \dots, 3$ et $\forall t \geq 0$ avec

$$\boldsymbol{\Omega}_i(t) = \begin{pmatrix} \mathbf{C}_i \mathbf{E}(t) \\ \mathbf{C}_i \dot{\mathbf{E}}(t) \end{pmatrix} \quad (4.101)$$

Remarque 4.4.2 Le critère d'observabilité du système (4.94) est donné par :

$$\text{rang} [\mathcal{O}_i(t)] = \text{rang} \begin{bmatrix} \mathbf{C}_i \mathbf{E}(t) \\ \mathbf{C}_i \dot{\mathbf{E}}(t) + \mathbf{C}_i \mathbf{E}(t) \mathbf{A}(t) \end{bmatrix} = 3. \quad (4.102)$$

En effet, d'après le théorème (4.2.1), où chaque élément de la matrice d'observabilité $\mathcal{O}_i(t)$ est constitué des dérivées successives de l'équation de mesure jusqu'à l'ordre $(n - 1)$ si n est l'ordre du système, on peut alors réécrire (4.102) avec :

$$\mathcal{O}_i(t) = \begin{pmatrix} \mathbf{I}_3 & 0 \\ \mathbf{A}(t) & \mathbf{I}_3 \end{pmatrix} \boldsymbol{\Omega}_i(t) \quad (4.103)$$

où \mathbf{I}_3 est la matrice identité de dimension 3, il s'ensuit que :

$$\text{rang} [\mathcal{O}_i(t)] = \text{rang} [\boldsymbol{\Omega}_i(t)] \quad \forall t \geq 0. \quad (4.104)$$

Hypothèse 4.4.4 La condition de rang suivante :

$$\text{rang} [\mathbf{C}_i \mathbf{E}(t)] = \text{rang} \begin{bmatrix} \mathbf{C}_i \mathbf{E}(t) \\ \mathbf{A}(t) \end{bmatrix}, \quad (4.105)$$

est vérifiée $\forall \mathbf{C}_i$ pour $i = 1, \dots, 3$ et $\forall t \geq 0$

Lemme 4.4.1 Si les hypothèses (4.4.2), (4.4.3) et (4.4.4) sont vérifiées, alors le système (4.100) est un observateur asymptotique pour le système (4.94) si les matrices de l'observateur sont choisies telles que :

$$\mathbf{M}_i(t) = \mathbf{I}, \quad (4.106)$$

$$\mathbf{K}_i(t) = \mathbf{L}_i(t) + \gamma \mathbf{E}(t)^\top \mathbf{C}_i^\top, \quad (4.107)$$

$$\mathbf{L}_i(t) = \mathbf{A}(t) \mathbf{Q}_i^+(t), \quad (4.108)$$

$$\mathbf{N}_i(t) = \mathbf{A}(t) - \mathbf{K}_i(t) \mathbf{C}_i \mathbf{E}(t) \quad (4.109)$$

où $\mathbf{Q}_i(t) = \mathbf{C}_i \mathbf{E}(t)$ et $\mathbf{Q}_i^+(t)$ est l'inverse généralisé de $\mathbf{Q}_i(t)$ (voir (A.1.2)) et γ est un paramètre de réglage strictement positif de la vitesse de convergence de l'erreur d'estimation.

Démonstration

Soit $\mathbf{e}_i(t) = \mathbf{x}(t) - \hat{\mathbf{x}}(t)$ l'erreur d'estimation, alors l'expression de la dynamique de l'erreur devient :

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{e}}_i(t) &= \dot{\mathbf{x}}(t) - \dot{\hat{\mathbf{x}}}(t) \\ &= \mathbf{A}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{\Gamma}(t) - \mathbf{N}_i(t)\hat{\mathbf{x}}_i(t) - \mathbf{M}_i(t)\mathbf{\Gamma}(t) - \mathbf{K}_i(t)\mathbf{y}_i(t) \\ &= [\mathbf{A}(t) - \mathbf{N}_i(t) - \mathbf{K}_i(t)\mathbf{C}_i\mathbf{E}(t)] \mathbf{x}(t) + [\mathbf{I} - \mathbf{M}_i(t)] \mathbf{\Gamma}(t) + \mathbf{N}_i(t)\mathbf{e}_i(t).\end{aligned}\quad (4.110)$$

A partir de l'équation (4.110), les conditions de non biais sont :

$$\begin{cases} \mathbf{A}(t) - \mathbf{N}_i(t) - \mathbf{K}_i(t)\mathbf{C}_i\mathbf{E}(t) \equiv 0 \\ \mathbf{I} - \mathbf{M}_i(t) \equiv 0 \end{cases}\quad (4.111)$$

En utilisant les relations (4.106) et (4.109), il est aisé de voir que les conditions de non biais (4.111) sont vérifiées. L'équation (4.110) de la dynamique de l'erreur d'observation est alors réduite à une équation homogène, soit :

$$\dot{\mathbf{e}}_i(t) = \mathbf{N}_i(t)\mathbf{e}_i(t)\quad (4.112)$$

En utilisant la relation (4.107), l'expression de la dynamique de l'erreur d'observation devient :

$$\dot{\mathbf{e}}_i(t) = (\mathbf{A}(t) - \mathbf{L}_i(t)\mathbf{C}_i\mathbf{E}(t) - \gamma_i\mathbf{E}(t)^\top \mathbf{C}_i^\top \mathbf{C}_i\mathbf{E}(t)) \mathbf{e}_i(t)\quad (4.113)$$

$\mathbf{L}_i(t)$ est calculée de manière à ce que la contrainte suivante :

$$\mathbf{A}(t) - \mathbf{L}_i(t)\mathbf{C}_i\mathbf{E}(t) \equiv 0.\quad (4.114)$$

soit vérifiée. La solution de la contrainte (4.114), donnée par la relation (4.108) existe si et seulement si, l'hypothèse (4.4.4) est vérifiée [118].

Finalement, l'expression de la dynamique de l'erreur d'estimation devient :

$$\dot{\mathbf{e}}_i(t) = -\gamma_i\mathbf{E}(t)^\top \mathbf{C}_i^\top \mathbf{C}_i\mathbf{E}(t)\mathbf{e}_i(t).\quad (4.115)$$

Pour analyser la stabilité asymptotique de la relation (4.115) (voir annexe (B)), nous considérons la fonction de Lyapunov candidate suivante :

$$V_i(t) = \mathbf{e}_i(t)^\top \mathbf{e}_i(t)\quad (4.116)$$

La dérivée temporelle de $V_i(t)$ le long de (4.112) est alors :

$$\dot{V}_i(t) = -2\gamma_i\|\mathbf{C}_i\mathbf{E}(t)\mathbf{e}_i(t)\|^2 \leq 0.\quad (4.117)$$

Puisque $V_i(t)$, définie sur l'intervalle $[0, +\infty[$, décroît de façon monotone, alors $V_i(t)$ est bornée et converge asymptotiquement vers une limite finie l , soit :

$$V_i(t) \rightarrow l \text{ lorsque } t \rightarrow +\infty.\quad (4.118)$$

De plus, puisque $\mathbf{E}(t) \neq 0$, alors $\mathbf{e}_i(t)$ est également bornée. La dérivée temporelle de $\dot{V}_i(t)$ le long de (4.100) donne :

$$\ddot{V}_i(t) = 4\gamma_i\mathbf{e}_i(t)^\top \mathbf{E}(t)^\top \mathbf{C}_i^\top \mathbf{C}_i\mathbf{E}(t)\mathbf{E}(t)^\top \mathbf{C}_i^\top \mathbf{C}_i\mathbf{E}(t)\mathbf{e}_i(t) - 4\gamma_i\mathbf{e}_i(t)^\top \dot{\mathbf{E}}(t)^\top \mathbf{C}_i^\top \mathbf{C}_i\mathbf{E}(t)\mathbf{e}_i(t).\quad (4.119)$$

Il est évident que $\ddot{V}_i(t)$ est bornée connaissant l'hypothèse (4.4.2), étant donné que $\mathbf{e}_i(t)$ est bornée; ceci implique que $\dot{V}_i(t)$ est Uniformément Continue (U.C.). L'utilisation du lemme de Barbalat (A.2) montre alors que :

$$\dot{V}_i(t) \rightarrow 0 \text{ lorsque } t \rightarrow +\infty. \quad (4.120)$$

Afin de prouver que :

$$\mathbf{e}_i(t) \rightarrow 0 \text{ lorsque } t \rightarrow +\infty, \quad (4.121)$$

nous considérons la fonction suivante :

$$\Phi_i(t) = \mathbf{C}_i \mathbf{E}(t) \mathbf{e}_i(t). \quad (4.122)$$

A partir des relations (4.117) et (4.120), on déduit que :

$$\Phi_i(t) \rightarrow 0 \text{ lorsque } t \rightarrow +\infty. \quad (4.123)$$

Les dérivées temporelles de $\Phi_i(t)$ sont :

$$\dot{\Phi}_i(t) = [\mathbf{C}_i \dot{\mathbf{E}}(t) - \gamma_i \mathbf{C}_i \mathbf{E}(t) \mathbf{E}(t)^\top \mathbf{C}_i^\top \mathbf{C}_i \mathbf{E}(t)] \mathbf{e}_i(t) \quad (4.124)$$

et

$$\begin{aligned} \ddot{\Phi}_i(t) &= \mathbf{C}_i \ddot{\mathbf{E}}(t) \mathbf{e}_i(t) - 2\gamma_i \mathbf{C}_i \dot{\mathbf{E}}(t) \mathbf{E}(t)^\top \mathbf{C}_i^\top \mathbf{C}_i \mathbf{E}(t) \mathbf{e}_i(t) \\ &\quad - \gamma_i^2 \mathbf{C}_i \mathbf{E}(t) \mathbf{E}(t)^\top \mathbf{C}_i^\top \mathbf{C}_i \mathbf{E}(t) \mathbf{E}(t)^\top \mathbf{C}_i^\top \mathbf{C}_i \mathbf{E}(t) \mathbf{e}_i(t) \\ &\quad - \gamma_i \mathbf{C}_i \mathbf{E}(t) \dot{\mathbf{E}}(t)^\top \mathbf{C}_i^\top \mathbf{C}_i \mathbf{E}(t) \mathbf{e}_i(t) - \gamma_i \mathbf{C}_i \mathbf{E}(t) \mathbf{E}(t)^\top \mathbf{C}_i^\top \mathbf{C}_i \dot{\mathbf{E}}(t) \mathbf{e}_i(t). \end{aligned} \quad (4.125)$$

L'hypothèse (4.4.2) et le fait que $\mathbf{e}_i(t)$ soit bornée impliquent que $\ddot{\Phi}_i(t)$ est bornée. Puisque $\dot{\Phi}_i(t)$ est bornée, il s'ensuit que $\dot{\Phi}_i(t)$ est Uniformément Continue (U.C.). En utilisant de nouveau le lemme de Barbalat (A.2) il est aisé de montrer que $\dot{\Phi}_i(t)$ tend vers zéro lorsque t tend vers l'infini, sachant que $\Phi_i(t)$ tend vers zéro lorsque t tend vers l'infini, c'est-à-dire :

$$\left\{ \begin{array}{l} \Phi_i(t) \rightarrow 0 \text{ lorsque } t \rightarrow +\infty \\ \dot{\Phi}_i(t) \text{ est U.C.} \end{array} \right\} \Rightarrow \dot{\Phi}_i(t) \rightarrow 0 \quad (4.126)$$

lorsque $t \rightarrow +\infty$.

A partir des relations (4.124) et (4.126), il vient :

$$\left\{ \begin{array}{l} \Phi_i(t) \rightarrow 0 \text{ lorsque } t \rightarrow +\infty \\ \dot{\Phi}_i(t) \rightarrow 0 \text{ lorsque } t \rightarrow +\infty \end{array} \right\} \Rightarrow \mathbf{C}_i \dot{\mathbf{E}}(t) \mathbf{e}_i(t) \rightarrow 0 \quad (4.127)$$

lorsque $t \rightarrow +\infty$.

En combinant les relations (4.126) et (4.127), il vient que :

$$\left\{ \begin{array}{l} \mathbf{C}_i \mathbf{E}(t) \mathbf{e}_i(t) \rightarrow 0 \text{ lorsque } t \rightarrow +\infty \\ \mathbf{C}_i \dot{\mathbf{E}}(t) \mathbf{e}_i(t) \rightarrow 0 \text{ lorsque } t \rightarrow +\infty \end{array} \right\} \Rightarrow \mathbf{\Omega}(t) \mathbf{e}_i(t) \rightarrow 0 \quad (4.128)$$

lorsque $t \rightarrow +\infty$ où

$$\mathbf{\Omega}_i(t) = \begin{pmatrix} \mathbf{C}_i \mathbf{E}(t) \\ \mathbf{C}_i \dot{\mathbf{E}}(t) \end{pmatrix}. \quad (4.129)$$

En utilisant l'hypothèse (4.4.3), la relation (4.128) implique que :

$$\mathbf{e}_i(t) \rightarrow 0 \text{ lorsque } t \rightarrow +\infty, \quad (4.130)$$

ce qui démontre le lemme (4.4.1).

4.4.3 Relaxation de l'hypothèse (4.4.4)

Nous pouvons constater, d'après la relation (4.115), que la dynamique de l'erreur d'observation est proportionnelle à la valeur du paramètre γ_i . La relation (4.115) est obtenue en supposant que la contrainte (4.114) est solvable, c'est-à-dire sous l'hypothèse (4.4.4). Cette hypothèse n'est pas nécessaire et dans ce qui suit nous proposons un observateur où le rôle du paramètre γ_i est moins important par rapport à la vitesse de convergence de l'observateur.

Lemme 4.4.2 *Si les hypothèses (4.4.2) et (4.4.3) sont vérifiées, alors le système (4.100) est un observateur asymptotique pour le système (4.94) si les matrices de l'observateur sont choisies telles que :*

$$\mathbf{M}_i(t) = \mathbf{I}, \quad (4.131)$$

$$\mathbf{K}_i(t) = \gamma \mathbf{E}(t)^\top \mathbf{C}_i^\top, \quad (4.132)$$

$$\mathbf{N}_i(t) = \mathbf{A}(t) - \mathbf{K}_i(t) \mathbf{C}_i \mathbf{E}(t) \quad (4.133)$$

où γ_i est un paramètre de réglage strictement positif.

Démonstration

Si les hypothèses (4.4.2) et (4.4.3) sont vérifiées et en utilisant les relations (4.131)-(4.133), la dynamique de l'erreur d'estimation devient :

$$\dot{\mathbf{e}}_i(t) = (\mathbf{A}(t) - \gamma_i \mathbf{E}(t)^\top \mathbf{C}_i^\top \mathbf{C}_i \mathbf{E}(t)) \mathbf{e}_i(t). \quad (4.134)$$

Soit $V_i(t) = \mathbf{e}_i(t)^\top \mathbf{e}_i(t)$, une fonction de Lyapunov candidate. La dérivée de $V_i(t)$ le long de la trajectoire (4.134) donne :

$$\dot{V}_i(t) = \mathbf{e}_i(t)^\top [\mathbf{A}(t)^\top + \mathbf{A}(t) - 2\gamma_i \mathbf{E}(t)^\top \mathbf{C}_i^\top \mathbf{C}_i \mathbf{E}(t)] \mathbf{e}_i(t). \quad (4.135)$$

Compte tenu de la propriété antisymétrique de la matrice $\mathbf{A}(t)$, c'est-à-dire $\mathbf{A}(t) = \mathbf{A}(t)^\top$, la relation (4.135) devient :

$$\dot{V}_i(t) = -2\gamma_i \|\mathbf{C}_i \mathbf{E}(t) \mathbf{e}_i(t)\|^2 \leq 0. \quad (4.136)$$

La suite de la démonstration est identique à celle du lemme (4.4.1).

Remarque 4.4.3 *Les conditions d'existence de l'observateur proposé au lemme (4.4.2) sont moins restrictives, étant donné que la condition de rang de l'hypothèse (4.4.4) n'est plus nécessaire. Néanmoins, l'influence du paramètre γ_i sur la vitesse de convergence de l'observateur est moins évidente.*

Remarque 4.4.4 *Les observateurs proposés dans cette partie présentent l'avantage de ne pas requérir la résolution d'équation différentielle matricielle de type Lyapunov ou de Riccati.*

4.4.4 Résultats de simulations numériques

Les simulations numériques visent à comparer la vitesse estimée avec la vitesse générée à partir du modèle aérodynamique non linéaire et identifié du GLMAV-PC présenté à la section (2.6). Le processus est simulé en utilisant la méthode d'intégration de Runge-Kutta d'ordre quatre avec

un pas d'intégration de 10^{-4} seconde. Les paramètres inertiels, mécaniques et aérodynamiques sont connus et constants. L'initialisation du modèle 6-DDL est donnée par :

$$\begin{aligned} & [x_0 \ y_0 \ z_0 \ u_0 \ v_0 \ w_0 \ \phi_0 \ \theta_0 \ \psi_0 \ p_0 \ q_0 \ r_0] \\ = & [0 \ 1 \ 1 \ 2 \ -1.3 \ 1.3 \ 1.3 \ 0.3 \ 0.2 \ 0.1 \ 0.2 \ 0.1]. \end{aligned} \quad (4.137)$$

Le processus est simulé avec les trois observateurs à la fois, c'est-à-dire avec les trois différentes configurations de la matrice \mathbf{C}_i . Les initialisations des observateurs i à $t = 0$ s sont ${}^i u_0, {}^i v_0, {}^i w_0, {}^i \gamma$ telles que :

$$\begin{aligned} [{}^1 u_0, {}^1 v_0, {}^1 w_0, {}^1 \gamma] &= [0, 0, 0, 90], \\ [{}^2 u_0, {}^2 v_0, {}^2 w_0, {}^2 \gamma] &= [0, 0, 0, 70], \\ [{}^3 u_0, {}^3 v_0, {}^3 w_0, {}^3 \gamma] &= [0, 0, 0, 70]. \end{aligned} \quad (4.138)$$

Les résultats présentés sont ceux de l'observateur constitué de la matrice \mathbf{C}_1 , bien que les trois observateurs ont été testés avec succès pour différentes initialisations. Les figures (4.4), (4.5) et (4.6) correspondent aux cas où le gain $\mathbf{L}_i(t)$ est pris en compte dans le gain de l'observateur. La figure (4.4) représente les estimées des vitesses linéaires ${}^1 \hat{u}, {}^1 \hat{v}$ et ${}^1 \hat{w}$, comparées aux vitesses réelles ${}^1 u, {}^1 v$ et ${}^1 w$. Sur la figure (4.5) sont présentées les erreurs d'estimation ${}^1 \mathbf{e}_u = {}^1 u - {}^1 \hat{u}$, ${}^1 \mathbf{e}_v = {}^1 v - {}^1 \hat{v}$ et ${}^1 \mathbf{e}_w = {}^1 w - {}^1 \hat{w}$. Ces résultats montrent la convergence asymptotique de l'erreur d'estimation. A travers la figure (4.6), on remarque que le bruit ajouté aux mesures des accéléromètres $\mathbf{\Gamma}(t)$ n'a que peu d'influence sur l'erreur d'observation. En effet, après avoir simulé ${}^1 \hat{u}$ en utilisant $\mathbf{\Gamma}(t)$ puis ${}^1 \hat{u}_{\text{noisy}}$ à partir des signaux d'accéléromètres bruités $\mathbf{\Gamma}(t)_{\text{noisy}}$, la différence entre ${}^1 \hat{u}$ et ${}^1 \hat{u}_{\text{noisy}}$ notée ${}^1 \mathbf{e}_{\hat{u}, \hat{u}_{\text{noisy}}}$ reste très petite et négligeable par rapport aux signaux eux-mêmes. Le bruit ajouté à $\mathbf{\Gamma}(t)$ est un bruit blanc dont l'amplitude maximale est proche de 30% de l'amplitude maximale des signaux générés $\mathbf{\Gamma}_1(t), \mathbf{\Gamma}_2(t)$ et $\mathbf{\Gamma}_3(t)$.

La figure (4.7) est un exemple qui montre l'influence de la vitesse de convergence de l'estimée, selon que le gain $\mathbf{L}(t)$ soit inclut ou non dans $\mathbf{K}(t)$. A l'évidence, la vitesse de convergence est sensiblement meilleure avec $\mathbf{L}(t)$, pour les mêmes initialisations de l'observateur et du système dans les deux cas. Ajoutons que cette observation est pratiquement toujours valable. En guise de conclusion, notons qu'il y a peu de différence entre les simulations selon que l'on considère la matrice \mathbf{E} approximée ou non dans l'équation d'état de l'observateur.

4.5 Conclusion

Au cours de ce chapitre, nous avons traité les deux problèmes d'estimation initialement posés. Nous avons d'abord montré qu'il était possible d'estimer les vitesses du vent de perturbation à partir de signaux accélérométriques et d'un filtre de Kalman étendu. De plus, il est possible d'augmenter la vitesse de convergence du filtre en utilisant une fenêtre glissante et en considérant des phénomènes aérodynamiques très véloces. La stabilité locale uniforme et asymptotique du filtre de Kalman étendu à fenêtre glissante a également été montrée. Il serait intéressant à l'avenir d'intégrer un modèle dynamique de la rafale de vent. Dans le second problème, les résultats de simulations numériques montrent l'efficacité de l'observateur de type Luenberger proposé lorsqu'un accéléromètre est défaillant, afin de conserver une bonne information de la vitesse linéaire du drone. Nous avons montré la stabilité asymptotique de l'erreur d'estimation en fonction des variables physiques du système, à travers la stabilité au sens de Lyapunov et du lemme de Barbalat. Notons que les observateurs de Luenberger proposés dans ce chapitre ne requièrent pas la résolution d'une équation différentielle matricielle de type Lyapunov ou Riccati et par conséquent nécessitent moins de ressources en calculs par rapport aux approches classiques

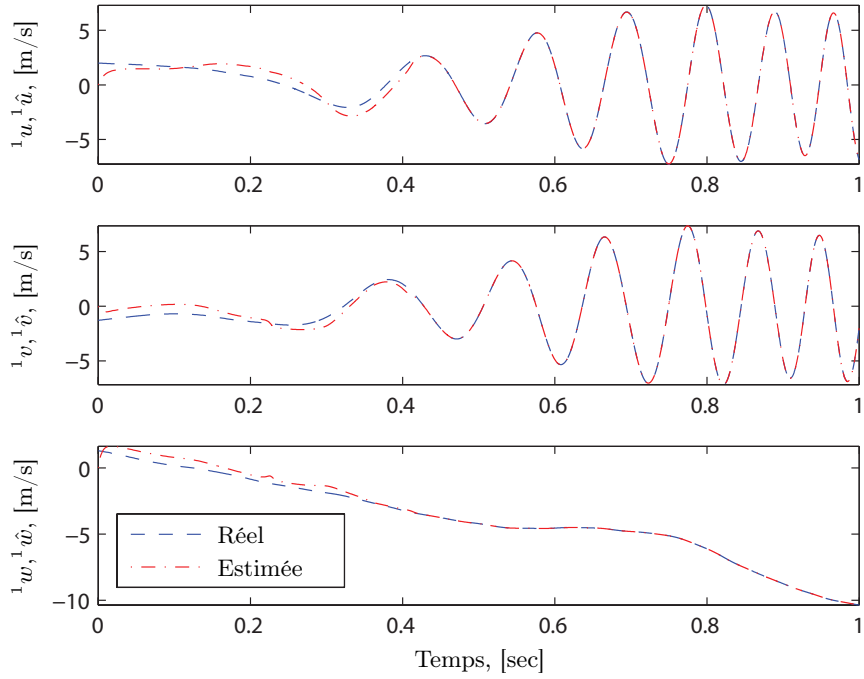


FIGURE 4.4 – Valeurs estimées et réelles des composantes de la vitesse linéaire.

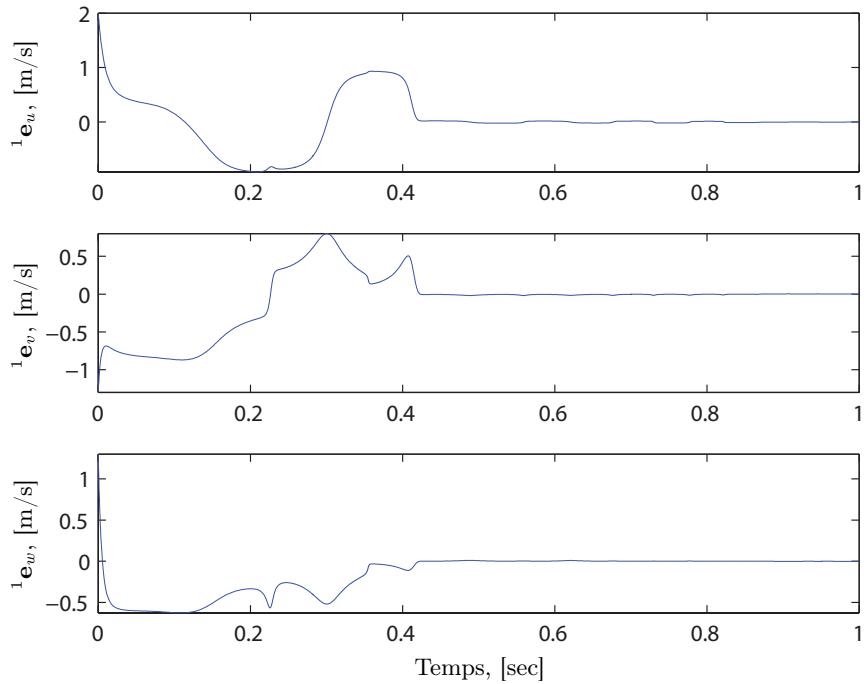


FIGURE 4.5 – Erreurs d'estimation des composantes de la vitesse linéaire.

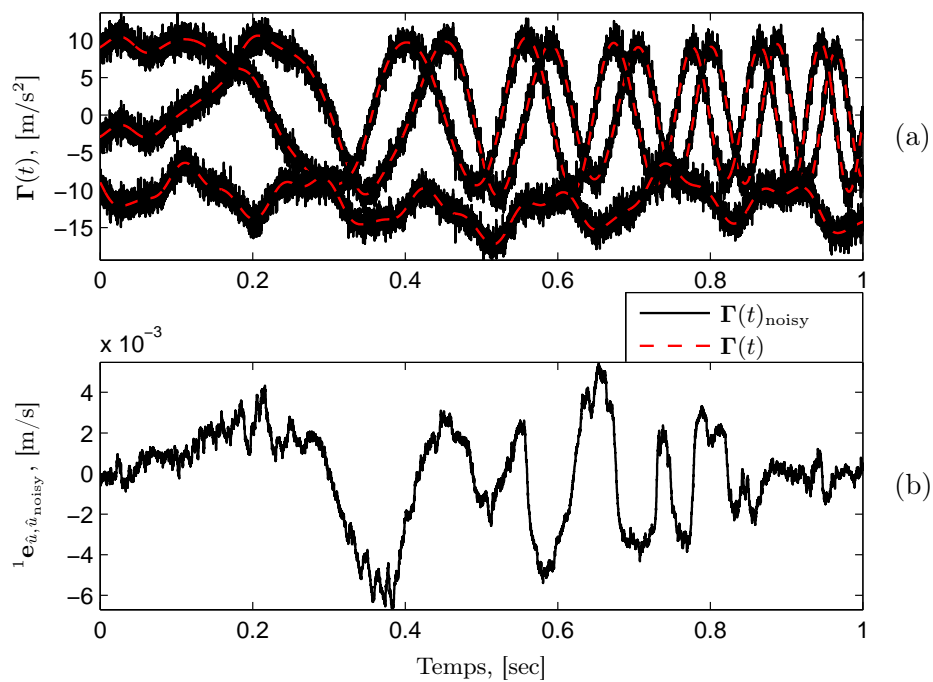


FIGURE 4.6 – (a) Signaux des accéléromètres simulés $\Gamma(t)$ - (b) Différence entre ${}^1\hat{u}$ et ${}^1\hat{u}_{\text{noisy}}$.

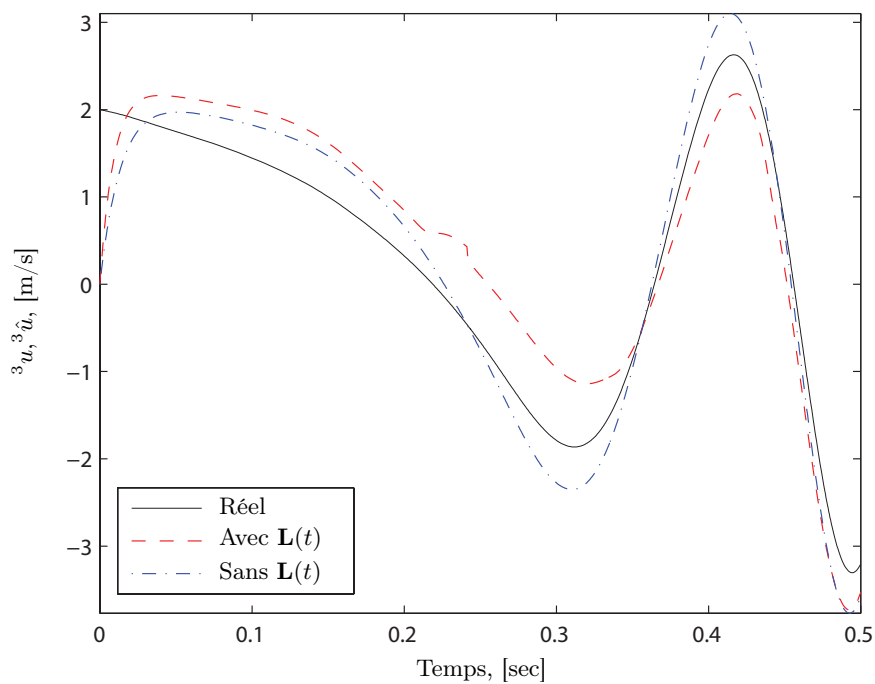


FIGURE 4.7 – Simulation de l'influence du gain $\mathbf{L}(t)$ sur la vitesse de convergence.

proposées dans la littérature. En effet, pour l'observateur de type Luenberger, le nombre de variables à intégrer se limite à la dimension de l'état. Ce qui n'est pas le cas du FKE, où en plus de l'état, il faut intégrer une équation de Riccati afin de connaître la propagation de variance-covariance de l'erreur d'estimation, ce qui affecte le temps de calcul. Ces deux méthodes d'estimation, incluant l'analyse de la stabilité, peuvent être transposées à tous les aéronefs composés d'un modèle à 6-DDL.

Chapitre 5

Commande stabilisante pour le GLMAV

Sommaire

5.1	Introduction	144
5.2	Etat de l'art	144
5.2.1	Techniques de pilotage/guidage	145
5.2.2	Techniques de navigation autonome	148
5.3	Linéarisation de la dynamique du vol quasi-stationnaire	150
5.3.1	Hypothèses sur la dynamique du vol quasi-stationnaire	150
5.3.2	Découplages des dynamiques	151
5.4	Stratégie de commande	153
5.4.1	Structure bouclée pour la commande	153
5.4.2	Formulation LLFT	154
5.4.3	Synthèse du correcteur \mathcal{H}_∞	156
5.5	Résultats de simulation numériques	157
5.6	Conclusion	157

5.1 Introduction

La commande des drones est un domaine très vaste et largement abordé à travers les différents projets de drones à voilures fixes ou à voilures tournantes. Les engins à voilures tournantes, comme l'hélicoptère, sont capables de maintenir le vol quasi-stationnaire mais sont par nature instables. L'apparition des engins capables de maintenir le vol quasi-stationnaire a nécessité de considérer de nouveaux objectifs concernant la commande. Il ne s'agit plus seulement de contrôler l'attitude qui correspond à la fonction de pilotage, mais également d'assurer le contrôle en position qui correspond à la fonction de guidage. C'est pourquoi il est indispensable de réduire la charge du pilote grâce à une solution de commande stabilisante pour le vol quasi-stationnaire. Certaines études, comme dans [119], s'intéresse à la manière dont le pilote utilise les informations disponibles, qui sont les repères visuels de l'horizon et la rotation du corps, pour stabiliser l'appareil en vol quasi-stationnaire. Les auteurs de [119] montrent que, plus il y a de repères et d'information sur l'état de l'appareil, meilleure sera la stabilisation manuelle de l'engin par le pilote. Toutefois, dans certaines conditions, les informations disponibles pour le pilote ne sont pas utilisées de manières optimales, ce qui est difficile pour un humain puisque cela requiert une expérience de pilotage importante et donc une phase d'apprentissage souvent très longue. De plus, lorsque beaucoup d'informations sont disponibles sur l'état du véhicule, un autopilote est plus efficace pour fusionner ces données et calculer une commande stabilisante. L'objectif de ce chapitre est la synthèse de lois de commande permettant le maintien en vol quasi-stationnaire du GLMAV-PC. L'objectif est de synthétiser un contrôleur par retour d'état linéaire, pour stabiliser le modèle non linéaire identifié et validé du GLMAV-PC. Ce qui est particulièrement adapté puisque les trois angles d'inclinaison de l'appareil sont suffisamment faibles. Dans ce cas, il est possible de découpler la dynamique du GLMAV en quatre chaînes SISO (Single Input Single Output). Les trois premières chaînes lient les vitesses d'avancement avec les angles d'Euler et les entrées de commande, tandis que la dernière chaîne est une fonction de l'angle de lacet. L'objectif de la synthèse du contrôleur consiste à calculer les gains des contrôleurs PI (Proportionnel-Intégrale) pour chacune des chaînes SISO et en cascade sur chacun des chaînes. C'est l'approche la plus intuitive et la plus simple à embarquer sur un ordinateur. En fin de chapitre nous présentons les résultats de simulations numériques sur le modèle non linéaire du GLMAV-PC.

5.2 Etat de l'art

Nous présentons dans cette section un état de l'art concernant les techniques de pilotage, de guidage et de navigation autonome, qui correspondent chacun à une fonction bien précise de la commande du drone. En effet, dans le domaine aéronautique le pilotage concerne le contrôle de l'attitude, le guidage le contrôle de la vitesse et la navigation le contrôle en position de l'engin. Ces trois objectifs de commande permettent à ce que le drone exécute les consignes d'un humain sans expérience de pilotage de tels engins. Ainsi, le pilotage/guidage constituent des consignes de bas niveau et la navigation autonome des consignes de haut niveau. Les techniques de commande des drones sont très abondantes, non seulement à cause d'une quantité importante de méthodes de contrôle, mais également parce qu'il est important de différencier les modes de vol et l'architecture aéromécanique du drone par rapport aux techniques de commande utilisées. Ainsi, les auteurs de [120] proposent par exemple la stabilisation d'un quadrirotor en utilisant la technique des modes glissants, où le modèle non linéaire du drone correspond au modèle de synthèse pour la commande. Les auteurs de [121] proposent une solution de commande pour l'atterrissage autonome d'un hélicoptère, en considérant les perturbations aérodynamiques liées aux effets de sol que nous

exposons au paragraphe (2.8.1). Dans [122], il est question de synthétiser un contrôleur pour rendre autonome le vol de transition d'un drone convertible vol avion/vol stationnaire. Plus classiquement, [123] propose un contrôleur robuste pour une architecture hélicoptère à partir d'un modèle identifié, ce qui correspond le mieux à notre démarche globale pour la stabilisation du GLMAV-PC que nous détaillerons plus tard. Nous décrivons dans ce qui suit quelques unes des techniques de commande existantes (voir [124], [125] et [6]).

5.2.1 Techniques de pilotage/guidage

L'enjeu de la fonction de pilotage et de guidage est de définir une loi de commande agissant sur les actionneurs du système physique et assurant le contrôle des mouvements du véhicule. Cette loi de commande s'interface entre le pilote humain et la machine, en interprétant des consignes de haut niveau (consigne en attitude ou en vitesse) pour délivrer des ordres aux actionneurs mécaniques. Elle tire parti des informations capteurs pour produire un comportement en boucle fermée rapide, stable, et robuste aux perturbations. Les méthodes de contrôle en boucle fermée relevant de l'automatique sont nombreuses. Nous décrivons ici uniquement les méthodes les plus employées dans les applications de robotique aérienne.

5.2.1.1 Retour d'état linéaire

La commande d'état linéaire est bien adaptée au vol quasi-stationnaire, pour lequel les angles d'inclinaison du véhicule sont faibles. Ce qui permet d'obtenir un modèle découplé en plusieurs chaînes SISO (Single Input Single Output) de la dynamique de l'engin, dont nous parlerons en détail au paragraphe (5.3). Parmi différentes techniques de retour d'état linéaire nous pouvons citer celles-ci :

- la méthode la plus simple consiste à d'abord contrôler l'attitude de l'appareil, qui constitue alors une boucle de commande incluse dans le contrôle en vitesse de l'appareil. Ainsi, les contrôleurs sont des PID en cascade. Cette technique a été éprouvée dans [19] sur le drone iSTAR qui est visible sur la figure (1.9(a)) ;
- la technique de commande optimale LQR (Linear Quadratic Regulator) a été utilisée pour stabiliser le drone AROD (Airborne Remote Operated Device) de Sandia National Lab ;
- la technique de commande LQG (Linear Quadratic Gaussian) réunit un contrôleur LQR et un estimateur de Kalman qui fusionne les données des capteurs, dont l'objectif est de réduire l'influence des bruits blancs dans la commande et d'éviter les pertes de robustesse par l'ajout d'un observateur dans la structure de la commande. Ainsi, la synthèse du contrôleur LQG consiste alors à réaliser des tâches de localisation et de guidage/pilotage ;
- un formalisme important du problème de commande concerne la minimisation de la norme d'une fonction de transfert. C'est à partir de 1981 que les méthodes d'optimisation \mathcal{H}_2 et \mathcal{H}_∞ sont apparues. Le correcteur doit dans ce cas stabiliser le système en minimisant la norme $\mathcal{H}_2/\mathcal{H}_\infty$ d'une fonction de transfert. Cette technique a, par exemple, été appliquée dans [126] dans le cas d'un drone de type hélicoptère.

L'inconvénient majeur des techniques de commandes linéaires concerne la perte de la preuve de convergence, si le système s'écarte du point d'équilibre pour lequel le contrôleur a été syn-

thétisé, qui correspond, par exemple, au vol quasi-stationnaire. Généralement, les conditions atmosphériques prises en compte influent sur la linéarisation du modèle. Dans le cas du vol quasi-stationnaire, le modèle devient difficilement linéarisable si on considère que le vent de perturbation n'est pas négligeable.

Il est tout à fait possible d'étendre la commande linéaire à l'ensemble du domaine de vol. Pour des applications aéronautiques, cela est réalisé à partir du « gain-scheduling » (gains tabulés) qui consiste à calculer différents contrôleurs en fonction des différents points de fonctionnement du système étudié. La difficulté consiste à transiter entre les jeux de gains sans déstabiliser le système. Notons que certaines techniques permettent de synthétiser des contrôleurs à gains tabulés (gain-scheduling) en garantissant la continuité de la commande et ceci à partir de contraintes BMI (Bilinear Matrix Inequality) [127].

5.2.1.2 Retour d'état non linéaire

Une autre manière d'élargir le contrôle du véhicule à toute l'enveloppe de vol consiste à utiliser les techniques de synthèse non linéaires. Nous citons ici deux méthodes, à savoir :

- dans [128], l'architecture de PID en cascade a été étendue au cas non linéaire en séparant les dynamique de translation et de rotation des équations du mouvement. Un contrôle linéaire est alors appliqué sur la dynamique de translation et un contrôle non linéaire sur la dynamique de rotation par « backstepping » que nous exposons au paragraphe (5.2.1.4) ;
- l'inversion dynamique est une technique non linéaire très répandue. Connaissant le système MIMO non linéaire de départ, il s'agit de trouver le retour qui convertisse le système en boucle fermée en plusieurs chaînes d'intégrateurs SISO découplées par une méthode systématique et sur tout le domaine de vol (encore appelée linéarisation entrée-sortie). Il est alors possible de commander le système par un retour d'état linéaire sur chacune des chaînes. Cette technique est utilisée pour le contrôle du drone « GTMax UAV » du GIT (Georgia Institute of Technology). Toutefois, cette méthode présente de nombreuses difficultés telles que : les singularités de commande dues à l'impossibilité d'inverser le système pour certaines configurations. L'inobservabilité d'une partie de la dynamique du système, si la somme des degrés des chaînes SISO reste inférieure au degré du système initial après le processus d'inversion dynamique. Pour palier à ce problème, il est nécessaire de réaliser d'autres approximations du modèle dynamique du véhicule. Enfin, l'inversion dynamique suppose que le modèle non linéaire de départ est fiable. Ce qui correspond à modéliser finement le modèle aérodynamique d'un drone sur toute l'enveloppe de vol, ce qui requiert d'intenses campagnes de mesures et de tests en soufflerie.

5.2.1.3 Commande prédictive

La commande prédictive MPC (Model based Predictive Control) consiste à trouver la commande à appliquer connaissant un modèle de prédiction et l'état du système. Cette technique utilise donc le modèle dynamique du processus dans le contrôleur et permet ainsi d'anticiper le comportement futur du système. L'inconvénient de cette méthode est qu'elle ne garantit pas la stabilité du processus, car le calcul de la commande est réalisé en boucle ouverte. Il est donc vital de combiner cette méthode avec une commande stabilisante issue des techniques linéaires ou non linéaires de commande. Le principal avantage concerne une amélioration significative des performances du système par rapport à l'emploi unique d'une commande stabilisante. A l'évi-

ence, la commande MPC requiert alors plus de ressources de calculs, puisqu'il s'agit de résoudre à chaque instant un problème d'optimisation. Les auteurs de [129] ont démontré qu'un élément prédictif accélère la convergence du système pour un drone à birotor coaxial caréné.

5.2.1.4 Commande non linéaire par la méthode « backstepping »

La commande non linéaire par la méthode « backstepping » est basée sur la théorie de la stabilité au sens de Lyapunov, puisque l'objectif consiste à trouver la commande qui rende la dérivée de la fonction de Lyapunov, choisie a priori, définie ou semi-définie négative (voir annexe (B)). Evidemment, le choix d'une fonction de Lyapunov adéquat est un problème pour lequel il n'y a pas de méthode systématique et qui dépend fortement de la structure du modèle non linéaire du drone. Cependant, la technique de backstepping permet de surpasser cette difficulté en construisant itérativement une fonction de Lyapunov adaptée au système, ainsi que la commande qui rende la dérivée de la fonction de Lyapunov définie négative. Les étapes de la méthode par backstepping sont les suivantes :

- on définit tout d'abord une fonction de « stockage » qui intègre l'écart entre les sorties régulées du système et les objectifs de commande ;
- il s'agit alors de construire de manière récursive l'écart entre l'état du système et le contrôle qui garantirait la fonction de Lyapunov comme étant définie ou semi-définie négative ;
- à chaque itération, la fonction de stockage est complétée par cette écart pour assurer la convergence vers 0 ;
- lorsque le vecteur de commande du système apparaît, il s'agit de la commande réelle qu'il est possible d'appliquer au système et garantissant la convergence de son état vers 0.

L'inconvénient de cette technique est qu'elle s'applique à une classe de système en cascade. Si ce n'est pas le cas du système original, il faut s'arranger pour que le système de départ soit en cascade afin de pouvoir appliquer la méthode de backstepping. Notons que la majorité des systèmes mécaniques font partie de la classe des systèmes en cascade. Les auteurs de [130] proposent, par exemple, de stabiliser l'attitude d'un quadrirotor à partir d'un contrôleur \mathcal{H}_∞ puis de réaliser la poursuite de trajectoire par la méthode du backstepping.

5.2.1.5 Asservissement visuel

La commande basée sur le retour d'état visuel est une technique très intéressante pour le pilotage et le guidage d'un drone, puisqu'elle permet de s'affranchir de la mesure de la vitesse et de la position du drone, lorsque les informations du GPS sont altérées ou indisponibles pour recalculer les signaux inertiels. Il s'agit alors de réaliser une boucle de contrôle à partir d'un motif visuel désigné comme référence. Il existe principalement deux techniques de commande par retour d'état visuel :

- la première consiste à estimer les mouvements à trois dimensions (3D) de l'engin et ainsi reconstituer sa position et sa vitesse par rapport au repère de la cible (référence visuelle) ;
- la seconde méthode consiste à exprimer les paramètres dynamiques du véhicule (position, vitesse) dans le repère du capteur visuel, on parle alors d'asservissement visuel à deux

dimensions (2D). L'objectif consiste alors à calculer le contrôleur de manière à ce que les pixels de l'image convergent vers la référence visuelle.

Un système de vision par caméra est soit directement embarqué par le drone, soit déporté, comme c'est le cas dans [131]. Un système de vision déporté comporte plusieurs avantages, à savoir :

- alléger la charge du véhicule qui ne comporte alors que des marqueurs visuels passifs, et permet alors d'augmenter l'autonomie du véhicule ;
- plusieurs drones peuvent être simultanément stabilisés et il devient possible de les utiliser ensemble dans une tâche bien précise (coopération) ;
- augmenter la précision de stabilisation de l'appareil qui peut alors devenir inférieur au millimètre concernant la position. En effet, dans [131] les auteurs utilisent un birotor coaxial avec des taux de rafraîchissement élevés de la boucle de commande qui comprend des PID.

A l'évidence, le véhicule est limité à évoluer dans un espace plus restreint lorsque le système de vision est déporté. De manière générale, la commande référencée vision est très appropriée lorsque le véhicule est amené à évoluer dans des environnements très encombrés, puisque dans ces cas il est possible d'obtenir une meilleure précision de la stabilisation du véhicule par rapport à l'utilisation d'une centrale inertielle. De plus, elle concerne une multitude d'applications de contrôle en temps-réel comme le vol quasi-stationnaire, l'atterrissage autonome ou encore le suivi de cible. Cependant, le temps de calculs lié au traitement d'image demande d'embarquer des ressources de calculs importantes et gourmandes en énergie. Ce système est également tributaire de la qualité de l'image qui peut être altérée, par exemple, si l'engin évolue dans de mauvaises conditions atmosphériques. Notons que [132, 133] utilisent la première méthode d'asservissement visuel pour l'atterrissage autonome d'un drone hélicoptère sur une plateforme immobile. La commande référencée vision est également une technique de navigation, outre le pilotage et le guidage de l'appareil. Nous allons dans ce qui suit présenter les problèmes de navigation autonomes des robots aériens.

5.2.2 Techniques de navigation autonome

La navigation autonome est un problème important de la commande des drones. Elle fait référence aux méthodes systématiques qui permettront à un drone de se déplacer afin d'exécuter l'ensemble des tâches planifiées. Les enjeux de la navigation autonome sont par conséquent importants pour le bon déroulement des missions et nous en décrivons dans ce qui suit un certain panel.

5.2.2.1 Navigation par « suivi de terrain »

Le problème du « suivi de terrain » est ancien et a motivé de nombreuses recherches militaires. Dans ce cas, le missile ou l'avion de combat embarque un radar hyperfréquence de suivi de terrain. Le terrain coupe le faisceau du radar au cours du vol (il s'agit du relevé radar) afin de :

- suivre le relief à une altitude constante grâce à une commande en accélération verticale et la trajectoire calculée est alors constituée de morceaux de droites et de segments paraboliques ;

- reconnaître un site au sol, par exemple, dans une mission de bombardement.

Les auteurs de [134] proposent une application du suivi de terrain par la méthode du retour d'état visuel. Ainsi, le radar est remplacé par une caméra embarquée dont l'information visuelle permet de réguler la distance au sol de l'engin.

5.2.2.2 Navigation par « points de passage »

La méthode par « point de passage », encore appelée navigation proportionnelle, est une méthode classique de contrôle en position des aéronefs. L'objectif consiste à atteindre un point de référence préalablement défini par l'opérateur à partir d'une consigne de vitesse portée par la droite liant le point de la cible à la position courante du véhicule, il s'agit de la ligne de vue. La loi de navigation proportionnelle consiste alors à annuler le taux de rotation de la ligne de vue définie par le critère suivant :

$$\dot{\mathbf{u}}_{\text{los}} \wedge \mathbf{u}_{\text{los}} \quad (5.1)$$

où \mathbf{u}_{los} est le vecteur directeur de la ligne de vue, tel que :

$$\mathbf{u}_{\text{los}} = \frac{\mathbf{P}_c - \mathbf{P}_v}{D_{cv}} \quad (5.2)$$

avec \mathbf{P}_c la position du point de passage, \mathbf{P}_v la position courante du véhicule et D_{cv} la distance entre la position du véhicule et celui du point de passage. La loi de navigation proportionnelle permet de calculer l'accélération du véhicule \mathbf{a}_v pour atteindre le point de passage désiré \mathbf{P}_c , telle que :

$$\mathbf{a}_v = K_n \frac{1}{D_{cv}} \mathbf{V}_v \wedge \mathbf{V}_a \quad (5.3)$$

où

$$\mathbf{V}_a = \frac{1}{D_{cv}} \mathbf{V}_v \wedge \mathbf{u}_{\text{los}}, \quad (5.4)$$

\mathbf{V}_v est la vitesse du véhicule et K_n le gain de navigation.

Une fois que le véhicule est amené au voisinage du point de passage, il peut se maintenir à poste dans le cas des engins à voilures tournantes, ou bien passer au point de passage suivant. La méthode de navigation par point de passage est simple à mettre en œuvre mais n'est efficace que lorsque la distance entre l'engin et la cible est suffisamment grande.

5.2.2.3 Evitement d'obstacle

L'évitement d'obstacle constitue un objectif de navigation autonome qui est bien plus appliqué dans le domaine de la robotique mobile, mais est un axe de recherche assez récent en robotique aérienne. On peut distinguer deux stratégies historiquement successives pour l'évitement d'obstacle issues de l'aéronautique, à savoir :

- prévenir les risques de collisions en agissant uniquement sur l'altitude de l'appareil. En effet, les avions de ligne volant à haute altitude, il n'était pas nécessaire de s'intéresser à l'évitement d'obstacle dans le plan horizontal mais uniquement de modifier le plafond de vol. Ce qui était également le cas lorsque les premiers drones HALE ou MALE sont entrés en service ;

- la navigation sûre dans le plan horizontal a été abordée lorsque les applications militaires ont commencé à s'effectuer à très basse altitude, c'est-à-dire sous la couverture radar. Il s'agissait alors encore d'éviter de pénétrer certaines zones de vol (exclusion de zones), mais pas encore de naviguer dans un environnement encombré, comme c'est le cas pour les drones évoluant dans un environnement urbain.

Les applications d'évitement d'obstacle dans le plan horizontal sont récentes. Citons, par exemple, le drone hélicoptère Yamaha R-MAX de l'ONERA, qui est équipé du système de guidage temps-réel « SNAKE » permettant d'éviter des zone convexes prédéterminées. Toutefois, la navigation en environnement urbain requiert des stratégies d'évitement d'obstacle capables de :

- détecter des obstacles inconnus et imprévus ;
- réagir en temps-réel en modifiant la trajectoire initiale.

Dans ces tâches, il existe une méthode utilisée pour la gestion du trafic aérien basée sur la notion d'espace critique, qui correspond au plus grand ensemble de l'espace initialement connu et pour lequel tout mouvement ultérieur implique une collision. Les auteurs de [135] proposent une application temps-réel de cette méthode pour un drone à aile fixe. L'inconvénient majeur reste la lourdeur de la méthode, qui est actuellement applicable pour des scénarios simplifiés d'évitement d'obstacle (environnement simplifié et faible dynamique du véhicule).

5.3 Linéarisation de la dynamique du vol quasi-stationnaire

La stabilisation du vol quasi-stationnaire est un préalable à l'élaboration de lois de commande pour d'autres configurations de vol. En effet, le point d'équilibre du vol quasi-stationnaire permet de s'affranchir des efforts aérodynamiques parasites et négligeables. Il devient alors possible de découpler la dynamique du véhicule en quatre chaînes SISO. Nous allons dans ce qui suit émettre certaines hypothèses sur la dynamique du vol quasi-stationnaire, afin de découpler la dynamique globale du drone GLMAV-PC.

5.3.1 Hypothèses sur la dynamique du vol quasi-stationnaire

Il est nécessaire d'émettre certaines hypothèses sur la dynamique du vol quasi-stationnaire du GLMAV-PC afin de linéariser le système complet, composé du modèle 6-DDL décrit par les équations (2.28)-(2.31) et du modèle aérodynamique (2.75)-(2.78). Nous rappelons que les vecteurs d'état et de commande sont respectivement :

- $\mathbf{X} = [x \ y \ z \ u \ v \ w \ \phi \ \theta \ \psi \ p \ q \ r]^T$;
- $\mathbf{U} = [\Omega_1 \ \Omega_2 \ \sin \delta_{c_x} \ \sin \delta_{c_y}]^T$.

Nous émettons les hypothèses suivantes quant à la linéarisation du modèle non linéaire du GLMAV-PC autour du vol quasi-stationnaire :

- les angles d'Euler de roulis ϕ et de tangage θ sont faibles ;

- l'angle de lacet est réglée à zéro, c'est-à-dire $r = 0$, ce qui permet de s'assurer de négliger les effets gyroscopiques qui auraient pu être initialement inclus dans le modèle non linéaire du GLMAV-PC ;
- l'atmosphère dans lequel évolue l'engin est au repos, il n'est donc pas soumis aux perturbations générées par le vent atmosphérique (et donc $\mathbf{V}_{\text{wind}} = 0$). Si ce n'est pas le cas, le système est alors difficilement linéarisable ;
- le vent de Froude engendre une traînée négligeable et puisque sa vitesse sert uniquement à définir les efforts parasites dans le modèle du GLMAV-PC, on peut alors supposer que $[\mathbf{V}_{\text{prop}}]_{\mathbf{z}_b} = 0$;
- les angles du plateau cyclique sont nuls à l'équilibre, c'est-à-dire $\delta_{c_x} = \delta_{c_y} = 0$ ce qui revient à ignorer les efforts aérodynamiques générés par les variations d'incidence du plateau cyclique ;
- les coefficients aérodynamiques de poussée sont considérés comme égaux, c'est-à-dire $\alpha \approx \beta < 0$;
- le coefficient de perte d'efficacité aérodynamique σ est supposé constant et égal à un sachant que le lacet est réglé à zéro.

5.3.2 Découplages des dynamiques

La linéarisation autour de l'équilibre en vol quasi-stationnaire du GLMAV-PC conduit au découplage en quatre chaînes SISO du modèle initial, liant les vitesses d'avancement, les angles d'Euler et les entrées de commande du GLMAV-PC. Le découplage en quatre chaînes indépendantes permet de mieux comprendre le comportement dynamique du GLMAV puisqu'après la linéarisation, les chaînes de lacet et d'altitude se réduisent à des doubles intégrateurs. On réintroduit donc arbitrairement, comme perturbation exogène, le vent dans les modèles linéarisés en tant que force décomposée F_{v_x} , F_{v_x} et F_{v_z} . Dans les quatre chaînes du modèle linéarisé tangent, nous supposons que le vent intervient donc au niveau des accélérations linéaires \dot{u} , \dot{v} et \dot{w} (dans les faits, il s'agit de la force générée par le vent de perturbation divisée par la masse m du GLMAV). Avec ces hypothèses, le vent n'intervient pas dans la chaîne de lacet qui ne possède donc pas de perturbation exogène.

Les composantes de l'entrée de commande à l'équilibre \mathbf{U}_0 sont, telles que :

- les incidences du plateau cycliques à l'équilibre sont ${}^0\delta_{c_y} = {}^0\delta_{c_x} = 0$;
- la vitesse de rotation du rotor supérieur à l'équilibre est

$${}^0\Omega_1 = \left[\frac{\frac{-mg}{\sigma\alpha}}{\left(1 - \frac{\beta\gamma_1}{\alpha\gamma_2}\right)} \right]^{\frac{1}{2}} ; \quad (5.5)$$

- la vitesse de rotation du rotor inférieur à l'équilibre est

$${}^0\Omega_2 = {}^0\Omega_1 \left[\frac{-\gamma_1}{\gamma_2} \right]^{\frac{1}{2}}. \quad (5.6)$$

Les valeurs de l'état à l'équilibre \mathbf{X}_0 sont telles que :

$$\begin{aligned}\mathbf{X}_0 &= \begin{bmatrix} x_0 & y_0 & z_0 & u_0 & v_0 & w_0 & \phi_0 & \theta_0 & \psi_0 & p_0 & q_0 & r_0 \end{bmatrix}^\top \\ &= \begin{bmatrix} x_0 & y_0 & z_0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^\top\end{aligned}\quad (5.7)$$

où x_0 , y_0 et z_0 sont des constantes.

Le modèle linéarisé au voisinage du point d'équilibre $(\mathbf{X}_0, \mathbf{U}_0)$ est composé de quatre chaînes indépendantes couplées par les entrées de commande, mais pas par les variables d'état :

- le chaîne de roulis, liant le déplacement latéral, l'inclinaison et la vitesse de roulis

$$\begin{aligned}\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{u} \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \end{bmatrix}_\delta &= \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -g & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ u \\ \theta \\ q \end{bmatrix}_\delta + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\frac{\beta^0}{m} \Omega_2^2 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{d\beta}{I_{yy}} \Omega_2^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \delta_{c_x} \\ \delta_{c_y} \end{bmatrix}_\delta + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} F_{vx} \\ &= \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -g & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ u \\ \theta \\ q \end{bmatrix}_\delta + \begin{bmatrix} 0 \\ -\frac{\beta^0}{m} \Omega_2^2 \\ 0 \\ \frac{d\beta}{I_{yy}} \Omega_2^2 \end{bmatrix} \delta_{c_y} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} F_{vx}\end{aligned}\quad ; \quad (5.8)$$

- une chaîne de tangage, liant l'avancement longitudinal, l'angle d'assiette et la vitesse de tangage

$$\begin{aligned}\begin{bmatrix} \dot{y} \\ \dot{v} \\ \dot{\phi} \\ \dot{p} \end{bmatrix}_\delta &= \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & g & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y \\ v \\ \phi \\ p \end{bmatrix}_\delta + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{\beta^0}{m} \Omega_2^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{d\beta}{I_{xx}} \Omega_2^2 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \delta_{c_x} \\ \delta_{c_y} \end{bmatrix}_\delta + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} F_{vy} \\ &= \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & g & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y \\ v \\ \phi \\ p \end{bmatrix}_\delta + \begin{bmatrix} 0 \\ -\frac{\beta^0}{m} \Omega_2^2 \\ 0 \\ -\frac{d\beta}{I_{xx}} \Omega_2^2 \end{bmatrix} \delta_{c_x} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} F_{vy}\end{aligned}\quad ; \quad (5.9)$$

- une chaîne de lacet, liant le cap et la vitesse de lacet

$$\begin{aligned}\begin{bmatrix} \dot{\psi} \\ \dot{r} \end{bmatrix}_\delta &= \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \psi \\ r \end{bmatrix}_\delta + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 2\frac{\gamma_1}{I_{zz}} \Omega_1 & 2\frac{\gamma_2}{I_{zz}} \Omega_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \end{bmatrix}_\delta + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix} F_{vz} \\ &= \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \psi \\ r \end{bmatrix}_\delta + \begin{bmatrix} 0 \\ 2 \end{bmatrix} \frac{1}{I_{zz}} \delta \left({}^0\Omega_1 \gamma_1 \delta \Omega_1 + {}^0\Omega_2 \gamma_2 \delta \Omega_2 \right) + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix} F_{vz}\end{aligned}\quad ; \quad (5.10)$$

- une chaîne d'altitude, liant l'altitude, la vitesse ascensionnelle et la poussée

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{z} \\ \dot{w} \end{bmatrix}_\delta &= \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z \\ w \end{bmatrix}_\delta + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ \frac{2}{m}\alpha^0\Omega_1 & \frac{2}{m}\beta^0\Omega_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \end{bmatrix}_\delta + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} F_{vz} \\ &= \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z \\ w \end{bmatrix}_\delta + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{2}{m} \end{bmatrix}_\delta ({}^0\Omega_1\alpha\delta\Omega_1 + {}^0\Omega_2\beta\delta\Omega_2) + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} F_{vz} \end{aligned}, \quad (5.11)$$

où les variables de commande à l'équilibre sont δ_{c_x} , δ_{c_y} , $\Omega_\psi = ({}^0\Omega_1\alpha\delta\Omega_1 + {}^0\Omega_2\beta\delta\Omega_2)$ et $\Omega_z = ({}^0\Omega_1\alpha\delta\Omega_1 + {}^0\Omega_2\beta\delta\Omega_2)$ et $\mathbf{v} = [F_{vx} \ F_{vy} \ F_{vz}]^\top$ est l'entrée de perturbation.

5.4 Stratégie de commande

Le vol quasi-stationnaire du GLMAV-PC sollicite les chaînes de roulis et de tangage pour les déplacements latéraux et la chaîne d'altitude pour le déplacement vertical. Du point de vue de la dynamique de rotation, il s'agit d'empêcher le basculement de l'appareil via les commandes du plateau cyclique. Du point de vue de la dynamique de translation, il s'agit d'empêcher l'entraînement du véhicule dans le plan et donc de maintenir sa position de consigne. Les objectifs de commande que nous définissons sont donc les suivants :

- poursuite de la référence pour les positions linéaires dans le repère inertiel x , y et z ;
- la stabilisation de x et de y entraîne celle des angles de roulis ϕ et de tangage θ ;
- stabiliser l'angle de lacet ψ .

La commande \mathcal{H}_∞ est très utilisée dans le domaine de la robotique aérienne. Les auteurs de [136] et [137] l'utilisent par exemple pour la commande d'un drone hélicoptère. Dans [50], la commande \mathcal{H}_∞ est utilisée pour commander un birotor coaxial dont le rotor inférieur est caréné et de diamètre inférieur au rotor supérieur. Les auteurs de [50] ont appliqué avec succès la technique de commande \mathcal{H}_∞ sur le modèle non linéaire du drone bien que les couplages entre les variables d'état et de commande soient plus nombreux par rapport à une architecture de type hélicoptère. Ils soulignent également qu'un choix approprié des fonctions de pondération, pour satisfaire certains objectifs de robustesse préalablement définis, nécessite une certaine intuition. Ce qui représente la principale difficulté de la méthode.

5.4.1 Structure bouclée pour la commande

D'après la figure (5.1), la structure de la commande que nous avons choisie comprend une boucle interne sur \mathbf{x}_p (contrôle d'attitude) et une boucle externe avec une action PI sur \mathbf{x}_i qui correspond à la variable de poursuite (contrôle en position). En effet, nous distinguons les variables avec poursuite \mathbf{x}_i de l'ensemble des variables \mathbf{x}_p , telles que :

$$\mathbf{x}_i = [x \ y \ z \ \psi]^\top \quad (5.12)$$

et

$$\mathbf{x}_p = [x \ y \ z \ u \ v \ w \ \phi \ \theta \ \psi \ p \ q \ r]^\top. \quad (5.13)$$

Chaque chaîne comprend un retour d'état avec intégrateur et d'éventuelles pondérations fréquentielles $\mathbf{W}_1(s)$ et $\mathbf{W}_2(s)$. D'après le synoptique de la boucle fermée représenté sur la figure (5.1), \mathbf{K}_p correspond au correcteur de la boucle interne et \mathbf{K}_i à celui de la boucle externe. Les variables de commande pour les quatre chaînes (5.8)-(5.11) sont :

- commande δ_{c_x} pour stabiliser et suivre y ;
- commande δ_{c_y} pour stabiliser et suivre x ;
- commande $\Omega_\psi = ({}^0\Omega_1\gamma_1\delta\Omega_1 + {}^0\Omega_2\gamma_2\delta\Omega_2)$ pour stabiliser le lacet ψ ;
- commande $\Omega_z = ({}^0\Omega_1\alpha\delta\Omega_1 + {}^0\Omega_2\beta\delta\Omega_2)$ pour stabiliser et suivre z .

Il faut alors recalculer les consignes physiques admissibles pour les actionneurs représentées par le bloc $\mathbf{T}_u = [1 \quad 1 \quad \delta\Omega_1 \quad \delta\Omega_2]^\top$ de la figure (5.1), telles que :

$$\delta\Omega_2 = \frac{\Omega_z - \alpha \frac{\Omega_\psi}{\gamma_1}}{{}^0\Omega_2 \left(\beta - \frac{\gamma_2}{\gamma_1} \right)} \quad (5.14)$$

et

$$\delta\Omega_1 = \frac{\Omega_\psi - \delta\Omega_2 {}^0\Omega_2 \gamma_2}{\gamma_1 {}^0\Omega_1} \quad (5.15)$$

Dans ce qui suit, nous supposons que la mesure de l'état complet est disponible pour la commande

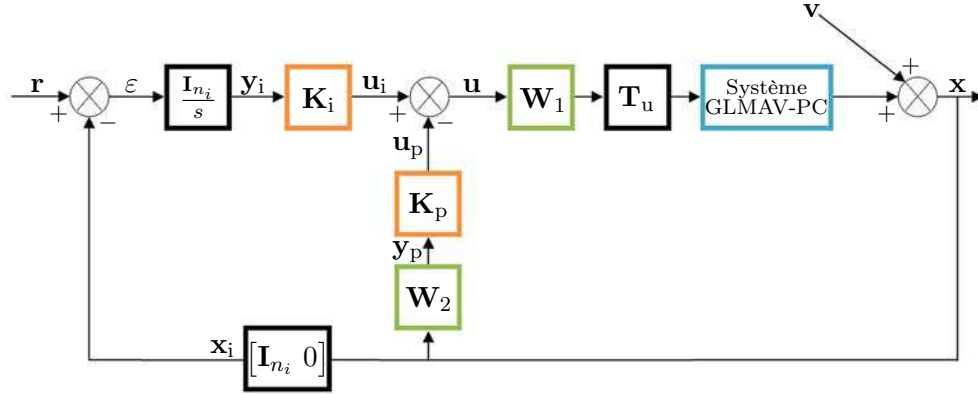


FIGURE 5.1 – Synoptique de commande des quatre chaînes indépendantes à partir de correcteurs PI par retour d'état.

en boucle fermée.

5.4.2 Formulation LLFT

Le modèle linéarisé du GLMAV-PC, composé des chaînes (5.8)-(5.11), est d'abord réécrit sous la forme d'un système augmenté par une représentation LLFT (Lower Linear Fractional Transformation) que nous détaillons en annexe (A.4). Il s'agit donc de séparer le système augmenté $\mathbf{P}(s)$ du contrôleur $\mathbf{K}(s)$ qui s'écrit sous la forme :

$$\mathbf{u} = \mathbf{K}(s)\mathbf{y}, \quad (5.16)$$

dont l'expression développée est :

$$\begin{bmatrix} \mathbf{u}_i \\ \mathbf{u}_p \end{bmatrix} = [\mathbf{K}_i(s) \quad \mathbf{K}_p(s)] \begin{bmatrix} \mathbf{y}_i \\ \mathbf{y}_p \end{bmatrix}. \quad (5.17)$$

où l'indice i désigne les variables de poursuite et l'indice p les variables sans poursuite. La représentation d'état du contrôleur $\mathbf{K}(s)$ est

$$\mathbf{K}(s) = \left[\begin{array}{c|c} \mathbf{A}_k & \mathbf{B}_k \\ \hline \mathbf{C}_k & \mathbf{D}_k \end{array} \right] = \left[\begin{array}{c|cc} \mathbf{A}_k & \mathbf{B}_{ki} & \mathbf{B}_{kp} \\ \hline \mathbf{C}_k & \mathbf{D}_{ki} & \mathbf{D}_{kp} \end{array} \right]. \quad (5.18)$$

où \mathbf{A}_k , \mathbf{B}_k , \mathbf{C}_k et \mathbf{D}_k sont les matrices de la représentation d'état du contrôleur $\mathbf{K}(s)$. Le système auxiliaire (ou augmenté) $\mathbf{P}(s)$ contient notamment :

- le modèle nominal de l'installation à commander (dans $\mathbf{P}_{yu}(s)$ et dénommé « système GLMAV-PC linéarisé » sur la figure (5.1)) ;
- les générateurs de signaux externes constitués des bruits, des perturbations et de la référence \mathbf{r} ;
- les pondérations fréquentielles $\mathbf{W}_1(s)$ et $\mathbf{W}_2(s)$.

La représentation d'état du système auxiliaire (ou augmenté) $\mathbf{P}(s)$ est notée :

$$\mathbf{P}(s) = \left[\begin{array}{c|c} \mathbf{A}_p & \mathbf{B}_p \\ \hline \mathbf{C}_p & \mathbf{D}_p \end{array} \right] = \left[\begin{array}{c|cc} \mathbf{A}_p & \mathbf{B}_{pw} & \mathbf{B}_{pu} \\ \hline \mathbf{C}_{pz} & \mathbf{D}_{pzw} & \mathbf{D}_{pzu} \\ \mathbf{C}_{py} & \mathbf{D}_{pyw} & \mathbf{D}_{pyu} \end{array} \right] = \left[\begin{array}{c|ccc} \mathbf{A}_p & \mathbf{B}_{pw1} & \mathbf{B}_{pw2} & \mathbf{B}_{pu} \\ \hline \mathbf{C}_{pz} & \mathbf{D}_{pzw1} & \mathbf{D}_{pzw2} & \mathbf{D}_{pzu} \\ \mathbf{C}_{py} & \mathbf{D}_{pyw1} & \mathbf{D}_{pyw2} & \mathbf{D}_{pyu} \end{array} \right], \quad (5.19)$$

et les signaux de la représentation LLFT sont (voir la figure (A.1) de l'annexe (A.4)) :

- l'entrée exogène $\mathbf{w} = \begin{bmatrix} \mathbf{w}_1 \\ \mathbf{w}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{r} \\ \mathbf{v} \end{bmatrix}$;
- la sortie du contrôleur $\mathbf{z} = \varepsilon$;
- la commande générique \mathbf{u} ;
- les mesures génériques $\mathbf{y} = \begin{bmatrix} \mathbf{y}_i \\ \mathbf{y}_p \end{bmatrix}$.

Le transfert en boucle fermée entre \mathbf{w} et \mathbf{z} est donné par la LLFT basse suivante :

$$\begin{aligned} \mathbf{P}(s)_{cl} &= \mathcal{F}_L(\mathbf{P}(s), \mathbf{K}(s)) \\ &= \mathbf{P}_{zw}(s) + \mathbf{P}_{zu}(s)\mathbf{K}(s) (\mathbf{I} - \mathbf{P}_{yu}(s)\mathbf{K}(s))^{-1} \mathbf{P}_{yw}(s) \end{aligned} \quad (5.20)$$

qui a pour réalisation d'état

$$\mathbf{P}_{cl}(s) = \mathcal{F}_L(\mathbf{P}(s), \mathbf{K}(s)) = \left[\begin{array}{c|c} \mathbf{A}_{pcl} & \mathbf{B}_{pcl} \\ \hline \mathbf{C}_{pcl} & \mathbf{D}_{pcl} \end{array} \right] \quad (5.21)$$

avec

$$\mathbf{A}_{pcl} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_p + \mathbf{B}_{pu}\mathbf{D}_k(\mathbf{I} - \mathbf{D}_{pyu}\mathbf{D}_k)^{-1}\mathbf{C}_{py} & \mathbf{B}_{pu}(\mathbf{I} + \mathbf{D}_k(\mathbf{I} - \mathbf{D}_{pyu}\mathbf{D}_k)^{-1}\mathbf{D}_{pyu})\mathbf{C}_k \\ \mathbf{B}_k(\mathbf{I} - \mathbf{D}_{pyu}\mathbf{D}_k)^{-1}\mathbf{C}_{py} & \mathbf{A}_k + \mathbf{B}_k(\mathbf{I} - \mathbf{D}_{pyu}\mathbf{D}_k)^{-1}\mathbf{D}_{pyu}\mathbf{C}_k \end{bmatrix}, \quad (5.22)$$

$$\mathbf{B}_{pcl} = \begin{bmatrix} \mathbf{B}_{pw} + \mathbf{B}_{pu}\mathbf{D}_k(\mathbf{I} - \mathbf{D}_{pyu}\mathbf{D}_k)^{-1}\mathbf{D}_{pyw} \\ B_k(\mathbf{I} - \mathbf{D}_{pyu}\mathbf{D}_k)^{-1}\mathbf{D}_{pyw} \end{bmatrix}, \quad (5.23)$$

$$\mathbf{C}_{pcl} = [\mathbf{C}_{pz} + \mathbf{D}_{pzu}\mathbf{D}_k(\mathbf{I} - \mathbf{D}_{pyu}\mathbf{D}_k)^{-1}\mathbf{C}_{py} \quad \mathbf{D}_{pzu}(\mathbf{I} + \mathbf{D}_k(\mathbf{I} - \mathbf{D}_{pyu}\mathbf{D}_k)^{-1}\mathbf{D}_{pyu})\mathbf{C}_k], \quad (5.24)$$

$$\mathbf{D}_{pcl} = \mathbf{D}_{pzw} + \mathbf{D}_{pzu}\mathbf{D}_k(\mathbf{I} - \mathbf{D}_{pyu}\mathbf{D}_k)^{-1}\mathbf{D}_{pyw} \quad (5.25)$$

où \mathbf{I} est la matrice identité.

5.4.3 Synthèse du correcteur \mathcal{H}_∞

Dans cette section, il s'agit de synthétiser un premier contrôleur stabilisant pour le modèle linéarisé tangent du GLMAV-PC, sans considérer l'entrée de perturbation \mathbf{v} et sans chercher à façonner les fonctions de pondération $\mathbf{W}_1(s)$ et $\mathbf{W}_2(s)$. En effet, nous ne nous préoccupons pas de la robustesse aux rafales de vent, puisqu'il s'agit de vérifier que le modèle non linéaire est stabilisable. Toutefois, le schéma de commande de la figure (5.1) intègre déjà les fonctions de pondération afin de calculer ultérieurement le contrôleur optimal en fonction de spécifications techniques liées à la robustesse (comme la tenue aux rafales de vent) ou d'incertitudes sur les coefficients aérodynamiques. Nous proposons alors d'utiliser un contrôleur basé sur la théorie de la commande \mathcal{H}_∞ .

La norme \mathcal{H}_∞ d'un système dynamique est définie de la manière suivante :

$$\|\mathbf{P}\| = \sup \frac{\|\mathbf{z}\|_2}{\|\mathbf{w}\|_2} < \gamma \quad (5.26)$$

lorsque $\mathbf{w} \neq 0$.

Calculer un contrôleur stabilisant pour le système linéarisé du GLMAV-PC au tour du vol quasi-stationnaire, consiste à conserver le système $\mathbf{P}_{cl}(s)$ (augmenté et en boucle fermée) dissipatif d'après la loi générale de conservation de l'énergie :

$$V(x(t_2)) - \int_{t_1}^{t_2} s(\mathbf{w}(t), \mathbf{z}(t))dt \leq V(x(t_1)) \quad (5.27)$$

où $V(x(t_2))$ est l'énergie du système à l'instant t_2 et $V(x(t_1))$ à l'instant t_1 et $s(\mathbf{w}(t), \mathbf{z}(t))$ l'énergie fournie au système.

Conserver le système en boucle fermée dissipatif équivaut à majorer la norme \mathcal{H}_∞ de ce même système par un paramètre γ grâce au lemme de Yakubovitch-Kalman présenté en annexe (A.6). Ainsi, d'après le lemme borné réel (voir annexe (A.7)), nous proposons de résoudre notre problème de commande par une formulation LMI (Inégalités Matricielles Linéaires) [138, 139]. Les gains du contrôleur sont déduits de la résolution du problème sous forme de LMI (voir annexe(A.5)) qui consiste à résoudre le problème suivant pour chacune des chaînes découplées du système GLMAV-PC :

$$\begin{bmatrix} ((\mathbf{A}_p\mathbf{P} - \mathbf{B}_{pu}\mathbf{Y})^\top + (\mathbf{A}_p\mathbf{P} - \mathbf{B}_{pu}\mathbf{Y})) & \mathbf{B}_{pw} & (\mathbf{C}_{pz}\mathbf{P} - \mathbf{D}_{pzu}\mathbf{Y})^\top \\ & -\gamma\mathbf{I} & \mathbf{D}_{pzw}^\top \\ (\mathbf{C}_{pz}\mathbf{P} - \mathbf{D}_{pzu}\mathbf{Y}) & \mathbf{D}_{pzw} & -\gamma\mathbf{I} \end{bmatrix} < 0, \mathbf{P} = \mathbf{P}^\top > 0. \quad (5.28)$$

Le gain \mathbf{K} qui est le contrôleur est alors calculé à partir de la relation

$$\mathbf{K} = \mathbf{Y}\mathbf{P}^{-1}. \quad (5.29)$$

Remarque 5.4.1 Nous calculons dans un premier temps le contrôleur \mathbf{K}_p à partir de la représentation *LLFT* de chacune des chaînes en boucle ouverte, puis \mathbf{K}_i est calculé à partir de la boucle interne stabilisée en boucle fermée.

5.5 Résultats de simulation numériques

A défaut d'avoir testé le contrôleur sur la maquette réelle à cause de la mauvaise qualité des signaux de la centrale inertielle, nous proposons de le tester sur le modèle non linéaire identifié et validé du GLMAV-PC. Nous simulons le processus sur les systèmes linéaire et non linéaire du GLMAV-PC. L'état initial du système non linéaire correspond aux valeurs numériques à $t = 0$ seconde sur les figures (5.2)-(5.5). Les résultats présentés sur les figures (5.2)-(5.5) montrent que le système non linéaire est stable avec le contrôleur calculé sur le modèle de synthèse linéarisé autour du vol quasi-stationnaire. Ceci même avec l'ajout d'un bruit blanc sur l'état du système non linéaire et malgré la complexité des efforts aérodynamiques du modèle non linéaire. De plus, nous nous sommes affranchis d'une modélisation fine des efforts aérodynamiques sur le modèle de synthèse linéaire. Sur les figures (5.2)-(5.6) les lignes pointillées correspondent à la consigne et les lignes continues à celle du modèle non linéaire en boucle fermée avec. Les gains des intégrateurs du correcteur \mathbf{K}_i de la boucle externe sont (voir figure (5.1)) :

$$\mathbf{K}_i = [0, 1551 \quad 0, 1551 \quad 0, 0004 \quad 0, 3400]^\top \quad (5.30)$$

où l'ordre des gains correspond à l'ordre des variables de \mathbf{x}_i de la relation (5.12).

Les gains proportionnels de la boucle interne correspondant au gain \mathbf{K}_p pour chacune des quatre chaînes est :

$$\mathbf{K}_p = [\mathbf{K}_{pa} \quad \mathbf{K}_{pl} \quad \mathbf{K}_{pr} \quad \mathbf{K}_{pt}]^\top \quad (5.31)$$

où \mathbf{K}_{pa} , \mathbf{K}_{pl} , \mathbf{K}_{pr} et \mathbf{K}_{pt} sont respectivement les gains proportionnels des chaînes d'altitude, de lacet, de roulis et de tangage, tels que :

$$\mathbf{K}_{pa} = [1, 2750 \quad 0, 4250]^\top, \quad (5.32)$$

$$\mathbf{K}_{pl} = [0, 0014 \quad 0, 0005]^\top, \quad (5.33)$$

$$\mathbf{K}_{pr} = [1, 9372 \quad 1, 1553 \quad -4, 0658 \quad -0, 3237]^\top, \quad (5.34)$$

$$\mathbf{K}_{pt} = [1, 9372 \quad 1, 1553 \quad 4, 0658 \quad 0, 3237]^\top \quad (5.35)$$

et où l'ordre des gains correspond à l'ordre de l'état de chacune des quatre chaînes.

5.6 Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons synthétisé un contrôleur pour le vol quasi-stationnaire du GLMAV-PC basé sur le retour d'état linéaire. A partir de certaines hypothèses sur les modèles mécaniques et aérodynamiques, il est possible de découpler les dynamiques du GLMAV-PC en 4 chaînes distinctes (roulis, tangage, lacet et altitude). Ce qui répond au problème de construction du modèle de synthèse pour le vol-quasi-stationnaire. Nous avons ensuite synthétisé un contrôleur \mathcal{H}_∞ que nous avons également testé avec succès sur le modèle non linéaire du drone pour

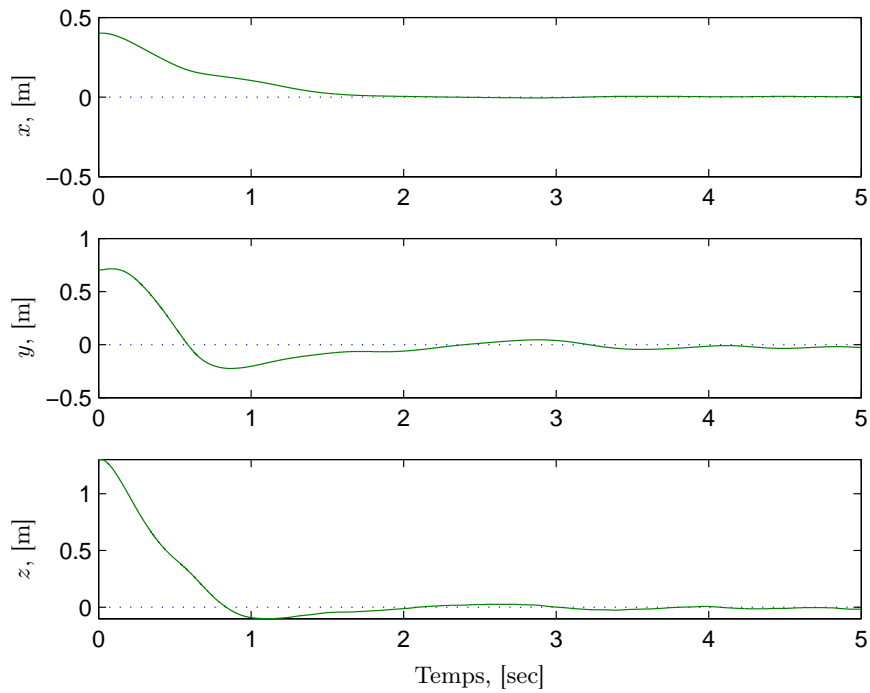


FIGURE 5.2 – Position du CG du GLMAV-PC selon les modèles linéaire non linéaire.

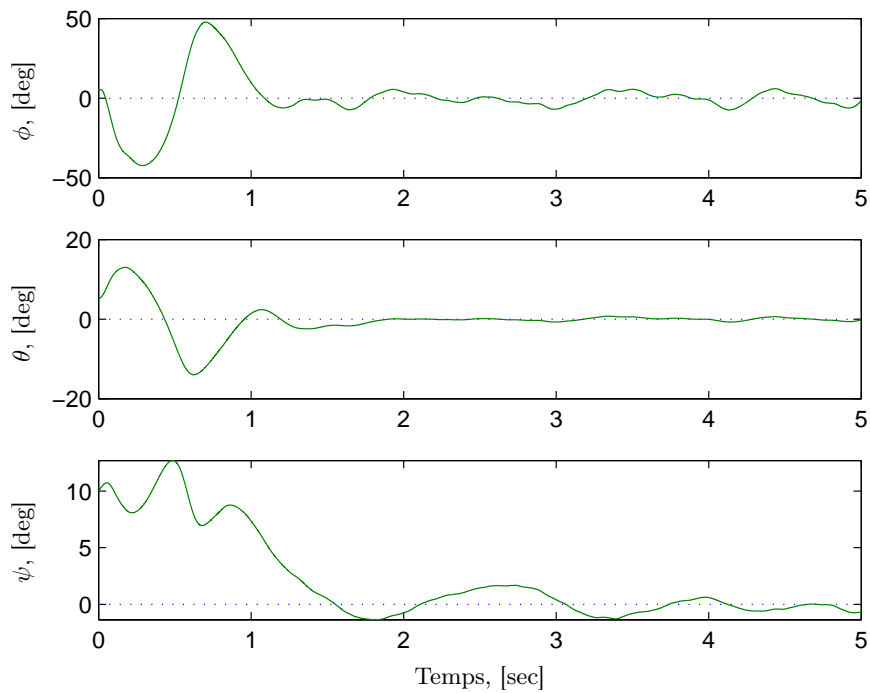


FIGURE 5.3 – Position angulaire du GLMAV-PC selon les modèles linéaire non linéaire.

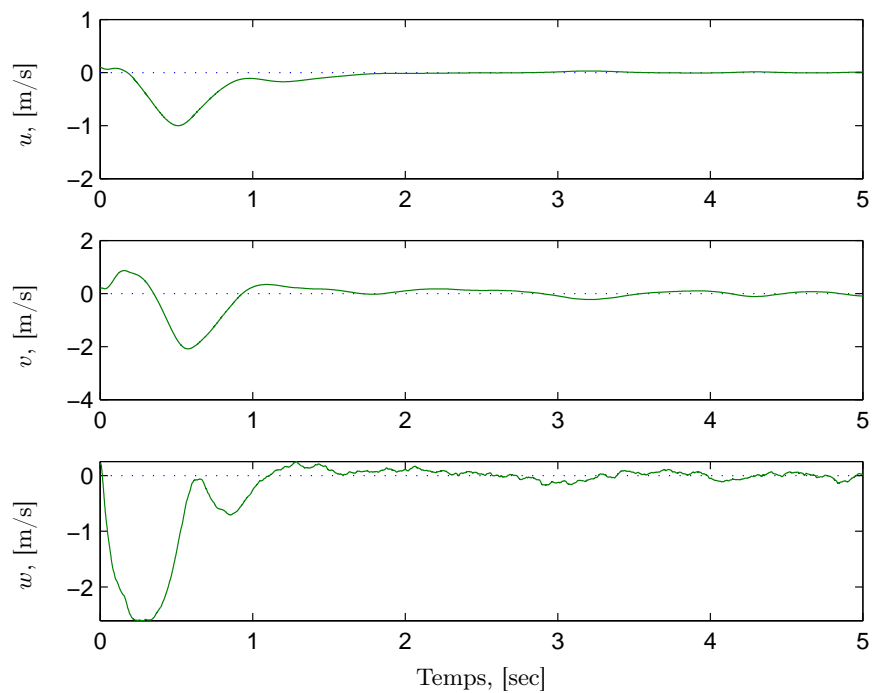


FIGURE 5.4 – Vitesses linéaires du CG du GLMAV-PC selon les modèles linéaire non linéaire.

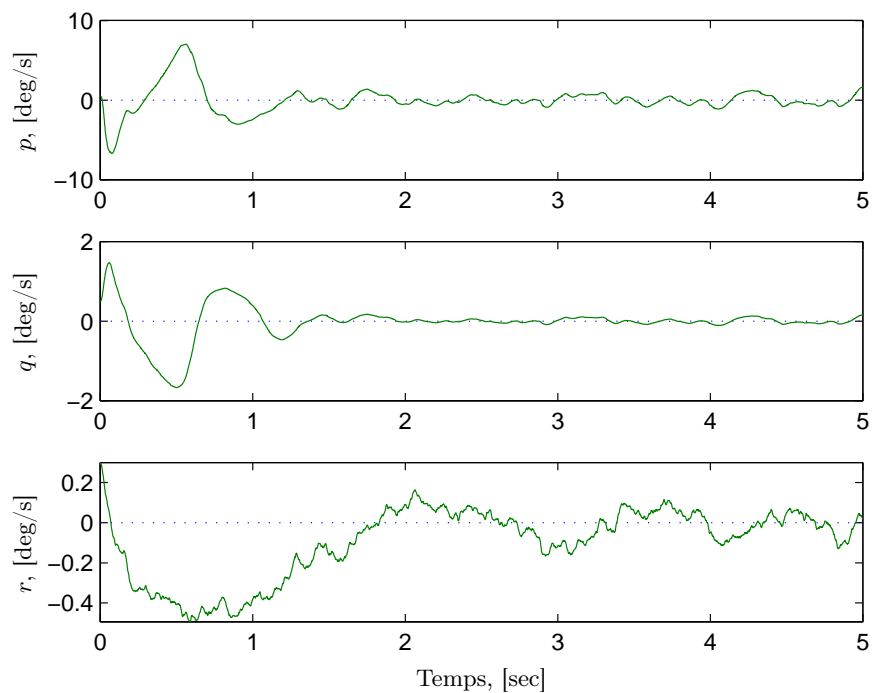


FIGURE 5.5 – Vitesses angulaires du GLMAV-PC selon les modèles linéaire non linéaire.

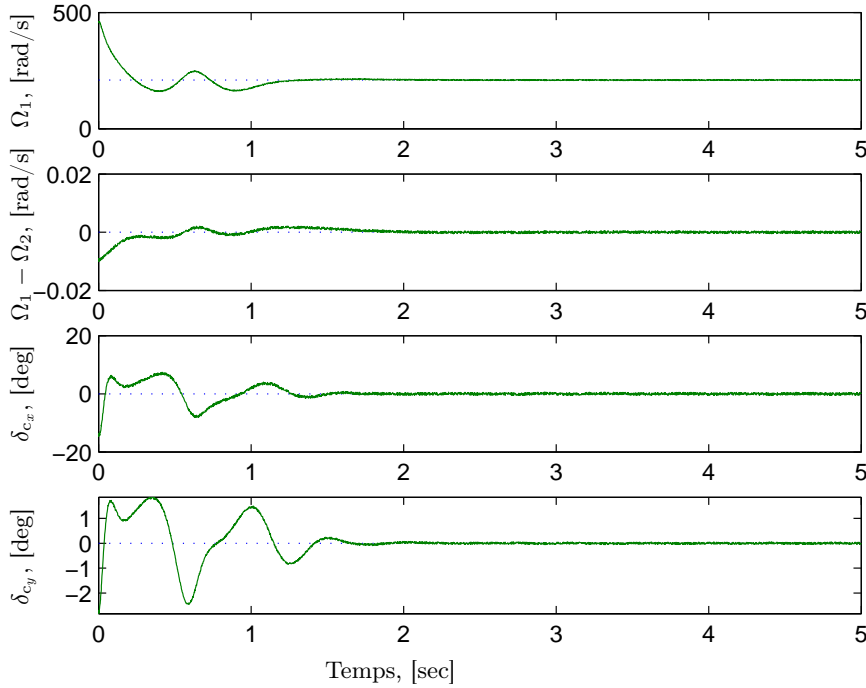


FIGURE 5.6 – Commandes au GLMAV-PC selon les modèles linéaire non linéaire.

le vol quasi-stationnaire. Il s'agit donc d'un premier résultat de commande qui représente une base de départ pour, par exemple, le maintien en vol quasi-stationnaire du véhicule en présence d'un vent de travers qu'il est possible de prendre en compte dans la formulation LMI du problème de commande, puisque la boucle de commande que nous proposons inclut les fonctions de pondération nécessaires au façonnage du contrôleur, afin d'atteindre les objectifs de robustesse vis-à-vis de ces perturbations. Ainsi, pour empêcher le véhicule d'être entraîné dans le lit du vent nous supposons que le vent agit uniquement sur la dynamique de translation du véhicule. Cependant, ce problème mérite une attention particulière quant à la modélisation de la rafale de vent et à son influence sur la dynamique globale du système. Notons que dans [140] est présenté un état de l'art intéressant par rapport à la modélisation de perturbations aérodynamiques. Dans ce cas, la synthèse du contrôleur reviendrait alors à « façonner » la fonction de transfert en boucle fermée, entre le système et le contrôleur (calculé préalablement), par rapport à une fonction de transfert désirée et intégrant les contraintes de robustesses aux rafales de vent à travers les pondérations fréquentielles prédéterminées et avec une précision donnée. Ajoutons que le fait que le véhicule soit axisymétrique peut simplifier ce problème de stabilisation sous des rafales de vent, puisque le drone aura la même prise au vent quelle que soit son orientation par rapport à la rafale. Il serait aussi intéressant d'étendre le domaine d'application au-delà du vol quasi-stationnaire en tenant également compte d'autres problèmes comme la saturation des actionneurs. Outre le maintien à poste, le décollage et l'atterrissage automatiques, le degré d'autonomie attendu du GLMAV-PC en contexte opérationnel concernera à l'avenir la navigation par points de passage et la détection et l'évitement d'obstacles dans le plan horizontal.

Conclusion

Mon travail de thèse m'a permis de me confronter à de nombreux problèmes pluridisciplinaires toujours en lien avec l'automatique. Les difficultés étaient de taille, puisque mon travail comportait, entre autres, un fort aspect pratique concernant la conception et la réalisation d'un prototype de drone GLMAV, ainsi que les essais expérimentaux nécessaires à l'identification du modèle aérodynamique. Je me suis particulièrement intéressé à mon travail de thèse, parce que les problématiques initialement posées englobent les principaux problèmes de l'automatique, c'est-à-dire successivement la modélisation, l'identification, l'estimation d'état et la commande. Aussi, la réflexion théorique était toujours en lien avec le système réel, puisque toutes les problématiques traitées sont inhérentes à la robotique aérienne et devaient aboutir aux essais expérimentaux sur le drone. Cependant, il est certain que la caractérisation aérodynamique du GLMAV aurait pu motiver plusieurs thèses à elle seule. Toutefois, le projet GLMAV a nécessité de défricher plusieurs domaines pour d'abord initier le concept, puis pour répondre aux différentes tâches imposées par le projet ANR qui débuta en 2010.

J'ajouterais que ma thèse a été une expérience personnelle formidable, bien qu'à l'évidence, elle ne s'annonçait pas comme une aventure facile. C'est une coopération fructueuse entre l'ISL et le CRAN qui m'a permis d'outrepasser beaucoup de difficultés, même s'il est vrai que le monde académique et le monde industriel cohabitent parfois dans une défiance réciproque, mais sans nuire au projet commun.

Bilan et perspectives de travail

Les contributions que j'ai pu apporter par mon travail de thèse concernent principalement la modélisation et l'identification aérodynamique des engins à birotor coaxial et doté d'un plateau cyclique, l'estimation de perturbations aérodynamiques et de variable d'état inconnues, et la stabilisation en vol quasi-stationnaire. Cependant, au bout de trois années de thèse beaucoup de problèmes subsistent qu'il faut se résigner à classer parmi les perspectives de travail. Je présente dans ce qui suit un bilan quant aux résultats et aux perspectives de travail.

✦ La caractérisation et la modélisation aérodynamique d'un drone à birotor coaxial constituait une tâche très importante. Il s'agit d'une étape indispensable à la bonne compréhension des lois physiques qui régissent de tels systèmes et indispensables à leur conception aéromécanique. Deux architectures aéromécaniques étaient initialement envisagées, pour lesquelles deux modèles suffisamment riches, ont été construits pour simuler au mieux les comportements des deux versions de drone, en incluant certains éléments comme la barre de Bell qui est très utile à la stabilisation gyroscopique. Nous nous limitons au vol quasi-stationnaire, c'est-à-dire pour de faibles vitesses et de faibles accélérations. Il serait alors intéressant, par exemple, de poursuivre les investigations à des configurations de vol plus agressives, qui dans ce cas pourrait modifier

les interactions aérodynamiques des rotors.

✦ L'identification du modèle aérodynamique a priori valide était original pour un drone de si petites dimensions, puisque nous nous basions sur la mesure directe des efforts aérodynamiques à partir d'une balance aérodynamique à jauges de contrainte. Cette méthode nous a permis de concentrer le travail d'identification sur le modèle aérodynamique construit au chapitre 2 en se basant sur le modèle physique du système, et sans tenir compte de la dynamique du modèle 6-DDL. Nous avons proposé une identification dans les cas non linéaire et linéaire, à partir des filtres FKE et FK, dont les résultats très proches confortent notre confiance dans les valeurs numériques des paramètres aérodynamiques. Nous avons également déterminé un critère algébrique de la condition de la persistance d'excitabilité en fonction des variables physiques du système, valable pour les architectures aéromécaniques similaires au GLMAV, c'est-à-dire celles constituées d'un birotor coaxial muni d'un plateau cyclique. En effet, devant la grande variation des variables d'entrée et les durées importantes des essais expérimentaux, il était nécessaire de minimiser la quantité de données à recueillir. Enfin, la validation du modèle du drone à partir de vrais signaux accélérométriques a encore prouvé la bonne qualité du modèle identifié. Néanmoins, il serait très utile d'identifier d'autres modes de vol et sans se limiter à des mesures statiques. Il s'agirait alors, par exemple, de recueillir les données d'effort au cours de la mise en incidence du drone placé dans le flux d'air d'une soufflerie subsonique. Dans tous les cas, la comparaison avec des données inertielles est une étape de validation indispensable.

✦ En l'absence de capteurs anémométriques permettant de connaître la vitesse et l'orientation du vent dans lequel l'engin évolue, nous avons estimé ces variables inconnues en se basant sur le modèle aérodynamique identifié du GLMAV. La vraie difficulté consistait à estimer le vent de perturbation avec une vitesse de convergence de l'observateur suffisamment grande pour approcher au mieux la dynamique réelle du vent perturbation, qui est par définition inconnu et imprévisible. Nous avons donc montré qu'il était possible d'estimer les vitesses du vent de perturbation à partir de signaux accélérométriques et d'un filtre de Kalman étendu en tant qu'observateur de l'état. De plus, une récente extension du filtre de Kalman, incluant une fenêtre glissante de dimension supérieure à l'unité, nous a permis d'augmenter considérablement la vitesse de convergence de l'erreur d'estimation et pour lequel nous démontrons la stabilité locale uniforme et asymptotique de l'erreur d'estimation. A l'évidence, ce gain de temps se fait au détriment d'un filtre plus gourmand en terme de quantité de calcul. En considérant de faibles vitesses de déplacement du véhicule, les résultats de simulation numériques supposaient des efforts constants ou lentement variables appliqués en un point fixe. Cependant, dans le cas de manœuvres agressives, il serait intéressant d'intégrer un modèle de la rafale de vent, qui permettrait alors de distinguer les efforts aérodynamiques engendrés par la vitesse propre du véhicule de ceux dus au vent.

✦ Le projet GLMAV est un projet ambitieux qui comporte des problèmes spécifiques, dont celui de la tenue des capteurs à l'accélération du coup de canon qui peut atteindre 2000 g . Dans ce cas, des tests grandeur nature ont montré que certains accéléromètres embarqués étaient soit inopératoires durant quelques instants après le tir ou bien totalement défectueux. Dans ces conditions, nous avons proposé un estimateur d'ordre réduit et à temps-variant de type Luenberger afin de conserver une bonne information de la vitesse linéaire du drone, et pour lequel nous avons montré la stabilité asymptotique de l'erreur de convergence en fonction des variables physiques du système, à travers la stabilité au sens de Lyapunov et du lemme de Barbalat. Ajoutons que l'observateur de type Luenberger requiert moins de ressources de calculs par rapport aux obser-

vateurs non linéaires, puisque le nombre de variables à intégrer se limite à la dimension de l'état. Ce qui n'est pas le cas du FKE, où en plus de l'état, il faut intégrer une équation de Riccati afin de connaître la propagation de variance-covariance de l'erreur d'estimation qui affecte le temps de calcul. Toutefois, même si les résultats de simulations numériques sont prometteurs, certaines singularités dans les conditions algébriques de stabilité doivent encore être résolues. De plus, la robustesse du filtre aux conditions de vol agressives doit encore être testée.

• Au terme de ce travail, nous avons élaboré un modèle de synthèse linéaire pour la stabilisation du GLMAV en vol quasi-stationnaire, à partir de certaines hypothèses sur la dynamique de vol permettant le découplage de la dynamique globale en quatre chaînes indépendantes. Nous proposons une structure de commande permettant plus tard d'intégrer les conditions de robustesse aux perturbations de type rafale de vent. Outre les bons résultats de simulations numériques, des tests sur la maquette réelle doivent démontrer l'efficacité de l'approche.

Annexe A

Rappels mathématiques

Sommaire

A.1	Généralités sur les matrices	165
A.2	Lemme de Barbalat	165
A.3	Rappel sur la convexité	166
A.4	Transformation LLFT	166
A.5	Résolution de LMI	167
A.6	Lemme de Yakubovitch-Kalman	167
A.7	Lemme borné réel	167
A.8	Lemme d'inversion matricielle	168

A.1 Généralités sur les matrices

Définition A.1.1 Soit une matrice symétrique $\mathbf{A} \in \mathbb{R}^{n \times n}$. Il est dit que \mathbf{A} est :

- définie positive ($\mathbf{A} > 0$) si et seulement si $\mathbf{x}^\top \mathbf{A} \mathbf{x} > 0, \forall \mathbf{x} \neq 0$ avec $\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n$;
- semi-définie positive ($\mathbf{A} \geq 0$) si et seulement si $\mathbf{x}^\top \mathbf{A} \mathbf{x} \geq 0, \forall \mathbf{x} \neq 0$ avec $\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n$;
- définie négative ($\mathbf{A} < 0$) si et seulement si $\mathbf{x}^\top \mathbf{A} \mathbf{x} < 0, \forall \mathbf{x} \neq 0$ avec $\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n$;
- semi-définie négative ($\mathbf{A} \leq 0$) si et seulement si $\mathbf{x}^\top \mathbf{A} \mathbf{x} \leq 0, \forall \mathbf{x} \neq 0$ avec $\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n$.

Définition A.1.2 Soit la matrice $\mathbf{A} \in \mathbb{R}^{n \times p}$. Il existe une matrice unique $\mathbf{G} \in \mathbb{R}^{p \times n}$, telle que :

- (condition générale) $\mathbf{A} \mathbf{G} \mathbf{A} = \mathbf{A}$;
- (condition de réflexivité) $\mathbf{G} \mathbf{A} \mathbf{G} = \mathbf{G}$;
- (condition de normalisation) $(\mathbf{A} \mathbf{G})^* = \mathbf{A} \mathbf{G}$;
- (condition de normalisation inversée) $(\mathbf{G} \mathbf{A})^* = \mathbf{G} \mathbf{A}$,

où on note $\mathbf{G} = \mathbf{A}^+$ l'inverse généralisée de Moore-Penrose et \mathbf{M}^* la matrice adjointe de \mathbf{M} .

A.2 Lemme de Barbalat

Lemme A.2.1 [141] Soit $\phi : \mathbb{R} \rightarrow \mathbb{R}$ une fonction uniformément continue sur $[0, \infty)$. Supposons que la limite de

$$\int_0^t \phi(\tau) d\tau \tag{A.1}$$

lorsque $t \rightarrow \infty$ existe et est finie, alors $\phi(t) \rightarrow 0$ lorsque $t \rightarrow \infty$.

A.3 Rappel sur la convexité

Définition A.3.1 (Ensemble convexe) Un ensemble $\Omega \subset \mathbb{R}^n$ est dit convexe si $\forall u, v \in \Omega$ et $\forall \alpha \in [0, 1]$ nous avons

$$x = \alpha u + (1 - \alpha)v \in \Omega. \quad (\text{A.2})$$

Ainsi, si on considère deux points $x_1 \in \Omega$ et $x_2 \in \Omega$, le segment reliant ces deux points est inclus dans l'ensemble convexe Ω .

Définition A.3.2 (Fonction convexe) Une fonction $f : \Omega \rightarrow \mathbb{R}$ avec $\Omega \subset \mathbb{R}^n$ est convexe si et seulement si $\forall x, y \in \Omega$ et $\forall \alpha \in [0, 1]$:

$$f(\alpha x + (1 - \alpha)y) \leq \alpha f(x) + (1 - \alpha)f(y). \quad (\text{A.3})$$

La fonction f est strictement convexe si et seulement si $\forall x \neq y \in \Omega$ et $\forall \alpha \in]0, 1[$:

$$f(\alpha x + (1 - \alpha)y) < \alpha f(x) + (1 - \alpha)f(y). \quad (\text{A.4})$$

A.4 Transformation LLFT

Définition A.4.1 [142] Une transformation fractionnaire linéaire basse (LLFT Lower Linear Fractional Transformation) est noté d'après la figure (A.1) :

$$\mathcal{F}(\mathbf{P}, \mathbf{K}) \triangleq \mathbf{P}_{11} + \mathbf{P}_{12}\mathbf{K}(\mathbf{I} - \mathbf{P}_{22}\mathbf{K})^{-1}\mathbf{P}_{21} \quad (\text{A.5})$$

si

$$\det((\mathbf{I} - \mathbf{P}_{22}\mathbf{K})) \neq 0 \quad (\text{A.6})$$

et sachant que le système \mathbf{P} est de la forme :

$$\begin{cases} \mathbf{z} = \mathbf{P}_{11}\mathbf{w} + \mathbf{P}_{12}\mathbf{u} \\ \mathbf{y} = \mathbf{P}_{21}\mathbf{w} + \mathbf{P}_{22}\mathbf{u} \end{cases} \quad (\text{A.7})$$

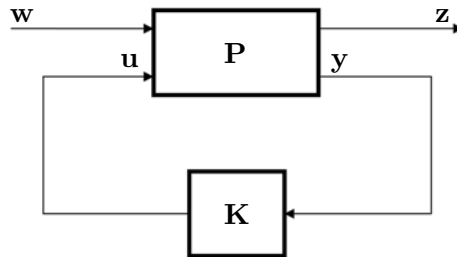


FIGURE A.1 – Transformation linéaire fractionnaire basse (LLFT).

A.5 Résolution de LMI

Trouver la matrice $\mathbf{P} = \mathbf{P}^\top$ semi-définie positive, telle que $\forall \mathbf{x}(t) \in \mathbb{R}^n$:

$$\mathbf{x}(t)^\top (\mathbf{A}^\top \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A}) \mathbf{x}(t) < 0, \quad (\text{A.8})$$

où le signe $<$ est l'opérateur d'inégalité classique entre deux scalaires. Cependant, la relation (A.8) peut se reformuler comme une LMI (Linear Matrix Inequality), c'est-à-dire par deux contraintes inégalitaires matricielles, telles que :

$$\begin{cases} \mathbf{A}^\top \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A} < 0 \\ \mathbf{P} > 0 \end{cases}. \quad (\text{A.9})$$

Il existe des solveurs comme "Yalmip" ou "SeDuMi", capables de résoudre itérativement le problème (A.9). Ces solveurs indiquent alors pour le problème (A.9) :

- la faisabilité du problème sous forme LMI (s'il existe au moins une solution) ;
- la solution optimale de la matrice \mathbf{P} par rapport à une fonction de coût.

A.6 Lemme de Yakubovitch-Kalman

Le lemme de Yakubovitch-Kalman encore appelé lemme de Yakubovich-Kalman-Popov-Anderson est le suivant :

Lemme A.6.1 [141] Soit $\mathbf{Z}(s) = \mathbf{C}(s\mathbf{I} - \mathbf{A})^{-1}\mathbf{B} + \mathbf{D}$ une matrice de fonction de transfert de dimension $p \times p$, où \mathbf{A} est Hurwitz, (\mathbf{A}, \mathbf{B}) est commandable et (\mathbf{A}, \mathbf{C}) est observable. Alors $\mathbf{Z}(s)$ est définie positive, si et seulement si, il existe une matrice \mathbf{P} symétrique définie positive, les matrices \mathbf{W} et \mathbf{L} et une constante positive ϵ , tels que :

$$\begin{aligned} \mathbf{P} \mathbf{A} + \mathbf{A}^\top \mathbf{P} &= -\mathbf{L}^\top \mathbf{L} - \epsilon \mathbf{P} \\ \mathbf{P} \mathbf{B} &= \mathbf{C}^\top - \mathbf{L}^\top \mathbf{W} \\ \mathbf{W}^\top \mathbf{W} &= \mathbf{D} + \mathbf{D}^\top \end{aligned}. \quad (\text{A.10})$$

A.7 Lemme borné réel

Lemme A.7.1 [143] Un système dynamique continu linéaire de matrices d'état \mathbf{A} , \mathbf{B} , \mathbf{C} et \mathbf{D} a une norme \mathcal{H}_∞ inférieure à γ si et seulement si $\exists \mathbf{Q} = \mathbf{Q}^\top$ définie positive telle que :

$$\begin{bmatrix} \mathbf{A}^\top \mathbf{Q} + \mathbf{Q} \mathbf{A} & \mathbf{Q} \mathbf{B} & \mathbf{C}^\top \\ \mathbf{B}^\top \mathbf{Q} & -\gamma \mathbf{I} & \mathbf{D}^\top \\ \mathbf{C} & \mathbf{D} & -\gamma \mathbf{I} \end{bmatrix} < 0 \quad (\text{A.11})$$

où \mathbf{I} est la matrice identité.

A.8 Lemme d'inversion matricielle

Le lemme d'inversion matricielle [144], encore connu sous le nom de formule de Sherman-Morrison-Woodbury ou simplement formule de Woodbury correspond à l'identité matricielle suivante :

$$[\mathbf{A} - \mathbf{U}\mathbf{C}^{-1}\mathbf{V}]^{-1} = \mathbf{A}^{-1} + \mathbf{A}^{-1}\mathbf{U} [\mathbf{C} - \mathbf{V}\mathbf{A}^{-1}\mathbf{U}]^{-1} \mathbf{V}\mathbf{A}^{-1}. \quad (\text{A.12})$$

où les matrices $\mathbf{A} \in \mathcal{R}^{n \times n}$ et $\mathbf{C} \in \mathcal{R}^{m \times m}$ sont inversibles.

La relation matricielle (A.12) peut également s'écrire, telle que :

$$[\mathbf{A} + \mathbf{U}\mathbf{C}\mathbf{V}]^{-1} = \mathbf{A}^{-1} - \mathbf{A}^{-1}\mathbf{U} [\mathbf{C}^{-1} + \mathbf{V}\mathbf{A}^{-1}\mathbf{U}]^{-1} \mathbf{V}\mathbf{A}^{-1}. \quad (\text{A.13})$$

Annexe B

Stabilité des systèmes dynamiques

Sommaire

B.1 Notions de stabilité	169
B.2 Méthode directe de Lyapunov	170

Il est question dans cette partie de définir le principe de stabilité d'un système dynamique en son point d'équilibre, écrit sous une forme générale. Les définitions qui suivent proviennent de [145]. Un système non linéaire peut être représenté par le système différentiel suivant :

$$\dot{\mathbf{x}} = f(\mathbf{x}(t), t) \text{ avec } t \geq 0, \quad (\text{B.1})$$

où $\mathbf{x}(t) \in \mathbb{R}^n$ est le vecteur d'état et $f : \mathbb{R} \times \mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R}^n$ est une fonction continue. Il est également supposé que l'équation (B.2) a une solution unique correspondant à chaque condition initiale.

B.1 Notions de stabilité

Définition B.1.1 [145] (*Point d'équilibre*) Soit $s(t, t_0, \mathbf{x}_0)$ la solution de l'équation (B.1) correspondante à la condition initiale $\mathbf{x}(t_0) = \mathbf{x}_0$, évaluée à l'instant t . En d'autres termes, s satisfait l'équation suivante :

$$\frac{d}{dt}s(t, t_0, \mathbf{x}_0) = f(t, s(t, t_0, \mathbf{x}_0)), \quad \forall t \geq t_0 \text{ avec } s(t_0, t_0, \mathbf{x}_0) = \mathbf{x}_0. \quad (\text{B.2})$$

Un vecteur $\mathbf{x}_0 \in \mathbb{R}^n$ est un point d'équilibre du système (B.1) si

$$f(t, \mathbf{x}_0) = \mathbf{0}, \quad \forall t \geq 0. \quad (\text{B.3})$$

Si la relation (B.3) est vraie, alors

$$s(t, t_0, \mathbf{x}_0) = \mathbf{0}, \quad \forall t \geq t_0 \geq 0. \quad (\text{B.4})$$

Remarque B.1.1 Pour des raisons de commodité, les définitions qui suivent quant à la stabilité du système (B.1) sont vraies pour $\mathbf{x}_0 = \mathbf{0}$. Cependant, elles traitent également le cas général puisque quel que soit le point d'équilibre ($\forall \mathbf{x}_0$), il peut être ramené à l'origine par un simple changement de variable. Ainsi si $\mathbf{x}_0 \neq \mathbf{0}$ la nouvelle variable est :

$$\mathbf{y} = \mathbf{x} - \mathbf{x}_0. \quad (\text{B.5})$$

Définition B.1.2 [145] (*Stabilité, stabilité uniforme et instabilité*) Le point d'équilibre $\mathbf{0}$ est stable, si pour chaque $\varepsilon > 0$ et chaque $t_0 \in \mathbb{R}^+$, il existe $\delta = \delta(\varepsilon, t_0)$, tel que :

$$\|\mathbf{x}_0\| < \delta(\varepsilon, t_0) \Rightarrow \|s(t, t_0, \mathbf{x}_0)\| < \varepsilon, \quad \forall t \geq t_0. \quad (\text{B.6})$$

Le point d'équilibre $\mathbf{0}$ est uniformément stable si pour chaque $\varepsilon > 0$ il existe $\delta = \delta(\varepsilon)$ tel que :

$$\|\mathbf{x}_0\| < \delta(\varepsilon), t_0 \geq 0 \Rightarrow \|s(t, t_0, \mathbf{x}_0)\| < \varepsilon, \quad \forall t \geq t_0. \quad (\text{B.7})$$

Le point d'équilibre $\mathbf{0}$ est instable s'il n'est pas stable.

Définition B.1.3 [145] (*Attractivité et attractivité uniforme*) Le point d'équilibre $\mathbf{0}$ est attractif si pour chaque $t_0 \in \mathbb{R}^+$ il existe $\eta(t_0) > 0$, tel que :

$$\|\mathbf{x}_0\| < \eta(t_0) \Rightarrow s(t_0 + t, t_0, \mathbf{x}_0) \rightarrow \mathbf{0} \quad \text{lorsque } t \rightarrow \infty. \quad (\text{B.8})$$

Le point d'équilibre $\mathbf{0}$ est uniformément attractif s'il existe un nombre $\eta > 0$ tel que :

$$\|\mathbf{x}_0\| < \eta, t_0 \geq 0 \Rightarrow s(t_0 + t, t_0, \mathbf{x}_0) \rightarrow \mathbf{0} \quad \text{lorsque } t \rightarrow \infty \quad \text{uniformément dans } \mathbf{x}_0, t_0. \quad (\text{B.9})$$

Définition B.1.4 [145] (*Stabilité asymptotique et stabilité asymptotique uniforme*) Le point d'équilibre $\mathbf{0}$ est asymptotiquement stable s'il est stable et attractif. Il est uniformément asymptotiquement stable s'il est stable et uniformément attractif.

Définition B.1.5 [145] (*Stabilité exponentielle*) Le point d'équilibre $\mathbf{0}$ est exponentiellement stable s'il existe des constantes $r, a, b > 0$, telles que :

$$\|s(t_0 + t, t_0, \mathbf{x}_0)\| \leq a\|\mathbf{x}_0\|e^{-bt}, \quad \forall t, t_0 \geq 0, \quad \forall \mathbf{x}_0 \in \mathcal{B}_r. \quad (\text{B.10})$$

B.2 Méthode directe de Lyapunov

La méthode directe de Lyapunov permet de s'affranchir de la connaissance des trajectoires du système. En effet, il s'agit d'étudier les variations d'une fonction scalaire (fonction de Lyapunov) pour pouvoir ensuite conclure quant à la stabilité du système étudié, ce qui rend la méthode très simple à utiliser. La théorie de Lyapunov pour un système non autonome (B.2) existe. Nous présentons dans ce qui suit quelques définitions de la méthode directe de Lyapunov pour les systèmes non autonomes. Dans ce cas, le principe de stabilité peut être énoncé indépendamment de l'instant initial t_0 , il s'agit du concept de stabilité uniforme.

Définition B.2.1 [145] (*Fonction localement définie positive*) Une fonction $V : \mathbb{R}^+ \times \mathbb{R} \rightarrow \mathbb{R}$ est une fonction localement définie positive si :

- elle est continue ;
- $V(t, \mathbf{0}) = 0 \quad \forall t \geq 0$;

- il existe une constante $r > 0$ et une fonction α de classe \mathcal{K} telle que :

$$\alpha(\|\mathbf{x}\|) \leq V(t, x), \quad \forall t \geq 0, \quad \forall \mathbf{x} \in \mathcal{B}_r. \quad (\text{B.11})$$

Définition B.2.2 [145] (Fonction décroissante) V est décroissante s'il existe une constante $r > 0$ et une fonction β de classe \mathcal{K} , telles que :

$$V(t, \mathbf{x}) \leq \beta(\|\mathbf{x}\|), \quad \forall t \geq 0, \quad \forall \mathbf{x} \in \mathcal{B}_r. \quad (\text{B.12})$$

Théorème B.2.1 [145] (Stabilité locale) Le point d'équilibre $\mathbf{0}$ du système (B.1) est stable s'il existe une fonction de classe \mathcal{C}^1 et localement définie positive $V : \mathbb{R}^+ \times \mathbb{R} \rightarrow \mathbb{R}$ et une constante $r > 0$, telles que :

$$\dot{V}(t, \mathbf{x}) \leq 0, \quad \forall t \geq 0, \quad \forall \mathbf{x} \in \mathcal{B}_r \quad (\text{B.13})$$

où \dot{V} est évalué le long de la trajectoire de (B.1).

Théorème B.2.2 [145] (Stabilité uniforme) Le point d'équilibre $\mathbf{0}$ du système (B.1) est uniformément stable s'il existe une fonction de classe \mathcal{C}^1 et localement définie positive $V : \mathbb{R}^+ \times \mathbb{R} \rightarrow \mathbb{R}$ et une constante $r > 0$, telles que :

$$\dot{V}(t, \mathbf{x}) \leq 0, \quad \forall t \geq 0, \quad \forall \mathbf{x} \in \mathcal{B}_r. \quad (\text{B.14})$$

Théorème B.2.3 [145] (Stabilité asymptotique uniforme) Le point d'équilibre $\mathbf{0}$ de (B.1) est uniformément asymptotiquement stable s'il existe une fonction de classe \mathcal{C}^1 , localement définie positive et décroissante V , telle que \dot{V} soit localement définie positive.

Théorème B.2.4 [145] (Stabilité asymptotique uniforme globale) Le point d'équilibre $\mathbf{0}$ est globalement uniformément asymptotiquement stable s'il existe une fonction de classe \mathcal{C}^1 , $V : \mathbb{R}^+ \times \mathbb{R} \rightarrow \mathbb{R}$, telle que :

- V est localement définie positive, décroissante et radialement non bornée ;
- \dot{V} est définie positive.

Annexe C

Liste des publications personnelles

- **Conférences internationales avec actes**

- P. Gnemmi, A. Koehl, B. Martinez, S. Changey, and S. Theodoulis. Modeling and control of two GLMAV hover-flight concepts. In *European Micro Aerial Vehicle Conference and Flight Competition, EMAV, Delft, Netherlands*, September 2009.
- A. Koehl, H. Rafaralahy, B. Martinez, and M. Boutayeb. Modeling and identification of a launched micro air vehicle: Design and experimental results. In *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, AIAA/MST, Toronto, Canada*, August 2010.
- A. Koehl, M. Boutayeb, H. Rafaralahy, and B. Martinez. Wind-disturbance and aerodynamic parameter estimation of an experimental launched micro air vehicle using an EKF-like observer. In *49th IEEE Conference on Decision and Control, CDC, Atlanta, USA*, December 2010.
- A. Koehl, H. Rafaralahy, M. Boutayeb, and B. Martinez. Time-varying observers for launched unmanned aerial vehicle. In *18th IFAC World Congress, IFAC WC, Milano, Italy*, September 2011.

- **Conférences nationales avec actes**

- P. Gnemmi, S. Changey, E. Roussel, K. Meder, A. Koehl, P. Wey, L. Bernard, C. Berner, B. Martinez, M. Boutayeb, R. Lozano, and R. Siryani. Conception et réalisation d'un démonstrateur pour un système hybride projectile/drone miniature - état des travaux après 8 mois. In *Workshop Interdisciplinaire sur la Sécurité Globale, WISG, Troyes, France*, Janvier 2011.
- A. Koehl, H. Rafaralahy, M. Boutayeb, and B. Martinez. Modélisation aérodynamique et identification d'un concept de drone à birotor coaxial. In *3e Journées Identification et Modélisation Expérimentale, JIME, Douai*, Avril 2011.
- A. Koehl, H. Rafaralahy, M. Boutayeb, and B. Martinez. Un observateur à temps-variant pour l'estimation de vitesse d'un concept drone. In *4e Journées Doctorales - Journées Nationales du GdR MACS, JD-JN-MACS, Marseille*, Juin 2011.

P. Gnemmi, S. Changey, E. Roussel, K. Meder, C. Rey, B. Grandvallet, C. Chauffaut, L. Bernard, S. Schertzer, P. Wey, M. Boutayeb, R. Lozano, R. Siryani, A. Koehl, C. Berner, and B. Martinez. Conception et réalisation d'un démonstrateur pour un système hybride projectile/drone miniature - état des travaux après 20 mois. In *Workshop Interdisciplinaire sur la Sécurité Globale, WISG, Troyes, France*, Janvier 2012.

- **Revue internationale**

A. Koehl, H. Rafaralahy, M. Boutayeb, and B. Martinez. (acceptée) Aerodynamic modelling and experimental identification of a coaxial-rotor UAV. *Journal of Intelligent & Robotic Systems, Springer Netherlands*, 2012.

A. Koehl, M. Boutayeb, H. Rafaralahy, and B. Martinez. (soumise) Wind-disturbance velocities estimation of a coaxial-rotor UAV using an EKF-like observer. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2011.

Bibliographie

- [1] L. A. Young, E. W Aiken, R. Demblewski, J. L. Johnson, J. Andrews, and J. Klem. New concepts and perspectives on micro-rotorcraft and small autonomous rotary-wing vehicles. In *20th AIAA Applied Aerodynamics Conference, St. Louis, USA*, 2002.
- [2] R. Ganguli. A survey of recent developments in rotorcraft design optimization. *Journal of Aircraft*, 41(3) :493–510, 2004.
- [3] J. Del Cerro, J. Valero, J. Vidal, and A. Barrientos. Modeling and identification of a small unmanned helicopter. In *Proc. World Automation Congress*, volume 15, pages 461–466, 2004.
- [4] P. C. Garcia, R. Lozano, and A. E. Dzul. *Modelling and Control of Mini-Flying Machines*. Springer, 1st edition. edition, 2005.
- [5] D. J. Pines and F. Bohorquez. Challenges facing future micro-air-vehicle development. *Journal of aircraft*, 43(2) :290–305, 2006.
- [6] J. M. Pffimlin. *Commande d'un minidrone à hélice carénée : de la stabilisation dans le vent à la navigation autonome*. PhD thesis, Thèse de Doctorat de l'Ecole Doctorale Systèmes de Toulouse, 2006.
- [7] T. Hamel and P. Soueres. Modélisation, estimation et contrôle des drones à voilures tournantes ; un aperçu des projets de recherche français. In *5ème Journées Nationales de la Recherche en Robotique*, 2005.
- [8] T. Mueller. On the birth of micro air vehicles. *International Journal of Micro Air Vehicles*, 1(1) :1–12, March 2009.
- [9] C. A. I. Guowei, M. Ben, and H. Tong. An overview on development of miniature unmanned rotorcraft systems. *Front. Electr. Electron. Eng.*, 2009.
- [10] K. Valavanis. *Advances in unmanned aerial vehicles : state of the art and the road to autonomy*. Springer Verlag, 2007.
- [11] G. Cai, B. M Chen, K. Peng, M. Dong, and T. H Lee. Modeling and control system design for a UAV helicopter. In *14th Mediterranean Conference on Control and Automation, 2006.*, page 1–6, 2007.
- [12] G. Cai, L. Feng, B. M Chen, and T. H Lee. Systematic design methodology and construction of UAV helicopters. *Mechatronics*, 18(10) :545–558, 2008.
- [13] J. G Leishman. Development of the autogiro : A technical perspective. *Journal of Aircraft*, 41(4), 2004.
- [14] A. R. S. Bramwell, G. T.S Done, D. Balmford, and Elsevier Science Publishers. *Bramwell's helicopter dynamics*. Butterworth-Heinemann, 2001.
- [15] B. N. Bourtsev, S. V. Selemenev, and V. P. Vagis. Coaxial helicopter rotor design and aeromechanics. In *European Rotorcraft Forum, 25 th, Rome, Italy*, 1999.

- [16] S. D. Prior. Reviewing and investigating the use of Co-Axial rotor systems in small UAVs. *International Journal of Micro Air Vehicles*, 2(1) :1–16, 2010.
- [17] W. Graf, J. Fleming, W. Ng, and P. Gelhausen. Ducted fan aerodynamics in forward flight. In *AHS International Specialists Meeting on Unmanned Rotorcraft*, 2005.
- [18] J. Fleming, T. Jones, W. Ng, P. Gelhausen, and D. Enns. Improving control system effectiveness for ducted fan VTOL UAVs operating in crosswinds. In *2nd AIAA Unmanned Unlimited Systems, Technologies, and Operations, San Diego, USA*, 2003.
- [19] L. Lipera, J. D Colbourne, M. B Tischler, M. H Mansur, M. C. Rotkowitz, and P. Patangui. The micro craft iSTAR micro air vehicle : control system design and testing. In *Annual Forum Proceedings-Aerican Helicopter Society*, volume 57, page 1998–2008, 2001.
- [20] A. I. Abrego and R. W. Bulaga. Performance study of a ducted fan system. In *AHS International Specialists Meeting on Unmanned Rotorcraft*, 2002.
- [21] E. N. Johnson and M. A. Turbe. Modeling, control, and flight testing of a small ducted fan aircraft. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 29 :769–779, 2006. Published in *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 29(4) :769-779, July, 2006.
- [22] Z. Omar, C. Bil, and R. Hill. The development of a new VTOL UAV configuration for law enforcement. In *International Conference on Mechanical & Manufacturing Engineering, ICME, Johor Bahru, Malaysia*, 2008.
- [23] R. Naldi, L. Marconi, and A. Sala. Modelling and control of a miniature ducted-fan in fast forward flight. In *American Control Conference, ACC, Washington, USA*, 2008.
- [24] R. Naldi, L. Gentili, L. Marconi, and A. Sala. Design and experimental validation of a nonlinear control law for a ducted-fan miniature aerial vehicle. *Control Engineering Practice*, 18(7) :747–760, 2010.
- [25] C. G. Schaefer and L. J. Baskett. Goldeneye : the clandestine UAV. *AIAA Unmanned Unlimited Systems, Technologies, and Operations, AIAA*, 6634 :2003, 2003.
- [26] D. J. Taylor, M. V. Ol, and T. Cord. SkyTote : an unmanned precision cargo delivery system. In *International Air and Space Symposium and Exposition : The Next 100 Years AIAA/ICAS, Dayton, USA*, 2003.
- [27] W. E. Green and P. Y. Oh. A hybrid mav for ingress and egress of urban environments. *IEEE/JRO*, 25(2) :253–263, 2009.
- [28] P. Castillo, A. Dzul, and R. Lozano. Real-time stabilization and tracking of a four-rotor mini rotorcraft. *IEEE/CST*, 12(4) :510–516, 2004.
- [29] F. Kendoul, D. Lara, I. Fantoni-Coichot, and R. Lozano. Real-time nonlinear embedded control for an autonomous quadrotor helicopter. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 30(4) :1049, 2007.
- [30] F. Kendoul, I. Fantoni, and R. Lozano. Modeling and control of a small autonomous aircraft having two tilting rotors. In *44th IEEE European Control Conference - Conference on Decision and Control, CDC-ECC '05*, pages 8144–8149, 2005.
- [31] C. P. Ellington. The novel aerodynamics of insect flight : applications to micro-air vehicles. *Journal of Experimental Biology*, 202(23) :3439, 1999.
- [32] S. P. Sane. The aerodynamics of insect flight. *Journal of experimental biology*, 206(23) :4191, 2003.

-
- [33] K. M. E. De Clercq, R. de Kat, B. Remes, B. W. van Oudheusden, and H. Bijl. Aerodynamic experiments on DelFly II : unsteady lift enhancement. *International Journal of Micro Air Vehicles*, 1(4) :255–262, 2009.
- [34] H. Hu, A.G. Kumar, G. Abate, and R. Albertani. An experimental investigation on the aerodynamic performances of flexible membrane wings in flapping flight. *Aerospace Science and Technology*, 14(8) :575–586, 2010.
- [35] K. Mazaheri and A. Ebrahimi. Experimental investigation on aerodynamic performance of a flapping wing vehicle in forward flight. *Journal of Fluids and Structures*, 2011.
- [36] C. Galinski and R. Zbikowski. Materials challenges in the design of an insect-like flapping wing mechanism based on a four-bar linkage. *Materials & design*, 28(3) :783–796, 2007.
- [37] Q. V. Nguyen, Q. T. Truong, H. C. Park, N. S. Goo, and D. Byun. Measurement of force produced by an Insect-Mimicking Flapping-Wing system. *Journal of Bionic Engineering*, 7 :S94–S102, 2010.
- [38] T. R. Smith, L. Shook, F. Uhelsky, E. McCoy, M. Krasinski, and S. Limaye. Ballute and parachute decelerators for FASM/QUICKLOOK UAV. In *AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, Monterey, USA*, 2003.
- [39] N. M. Werelsy and D. J. Pines. Feasibility study of a smart submunition : Deployment from a conventional weapon. Technical report, Army Research Laboratory, ARL-CR-0475, 2001.
- [40] B. Mettler, C. Dever, and E. Feron. Scaling effects and dynamic characteristics of miniature rotorcraft. *Journal of guidance, control, and dynamics*, 27(3) :466–478, 2004.
- [41] T. Cheviron, A. Chriette, and F. Plestan. Generic nonlinear model of reduced scale uavs. In *Proc. IEEE Int. Conf. Robotics and Automation ICRA '09*, pages 3271–3276, 2009.
- [42] P. Gnemmi and J. Haertig. Concept of a gun launched micro air vehicle. In *26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Honolulu, USA*, 2008.
- [43] P. Gnemmi, A. Koehl, B. Martinez, S. Changey, and S. Theodoulis. Modeling and control of two GLMAV hover-flight concepts. In *European Micro Aerial Vehicle Conference and Flight Competition, EMAV, Delft, Netherlands*, September 2009.
- [44] A. Koehl, H. Rafaralahy, B. Martinez, and M. Boutayeb. Modeling and identification of a launched micro air vehicle : Design and experimental results. In *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, AIAA/MST, Toronto, Canada*, August 2010.
- [45] P. Gnemmi, S. Changey, E. Roussel, K. Meder, A. Koehl, P. Wey, L. Bernard, C. Berner, B. Martinez, M. Boutayeb, R. Lozano, and R. Siryani. Conception et réalisation d’un démonstrateur pour un système hybride projectile/drone miniature - état des travaux après 8 mois. In *Workshop Interdisciplinaire sur la Sécurité Globale, WISG, Troyes, France*, Janvier 2011.
- [46] M. J. O’Rourke. Simulation model for tail rotor failure. *Journal of aircraft*, 31(1) :197–205, 1994.
- [47] J. M. Pfimlin, P. Binetti, P. Souères, T. Hamel, and D. Trouchet. Modeling and attitude control analysis of a ducted-fan micro aerial vehicle. *Control Engineering Practice*, 18(3) :209–218, 2010.
- [48] C. Thipyopas, R. Barènes, and J. M Moschetta. Aerodynamic analysis of a Multi-Mission Short-Shrouded coaxial UAV : part I–Hovering flight. In *26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 18 - 21 August 2008, Honolulu, Hawaii*, 2008.

- [49] S. Sunada, K. Tanaka, and K. Kawashima. Maximization of thrust-torque ratio of a coaxial rotor. *Journal of aircraft*, 42(2) :570–572, 2005.
- [50] H. Wang, D. Wang, X. Niu, and H. Duan. Modeling and hover control of a novel unmanned coaxial rotor/ducted-fan helicopter. In *Automation and Logistics, 2007 IEEE International Conference on*, page 1768–1773, 2007.
- [51] S. Sheng, A. A Mian, Z. Chao, and B. Jiang. Autonomous takeoff and landing control for a prototype unmanned helicopter. *Control Engineering Practice*, 2010.
- [52] R. Comolet. *Mécanique expérimentale des fluides, Tome 1 : Statique et dynamique des fluides non visqueux*. Masson, 1990, 5ème édition.
- [53] Y. Su and Y. Cao. A nonlinear inverse simulation technique applied to coaxial rotor helicopter maneuvers. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 74(6) :525–533, 2002.
- [54] A. P. K. Hall, K. C. Wong, and D. Auld. Coaxial aero-mechanical analysis of MAV rotorcraft with rotor interaction for optimisation. In *12th Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference AIAA/ISSMO, Victoria, Canada*, 2008.
- [55] M. Mekadem, N. Tounsi, S. Hanchi, L. Labraga, and R. Askovic. Performances en vol stationnaire d’un birotor coaxial. In *1ère Conférence Internationale sur l’Énergétique et la Pollution, ICEPC, Constantine, Décembre 2007*.
- [56] P. P. Friedmann and T. A. Millott. Vibration reduction in rotorcraft using active control : a comparison of various approaches. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 18(4) :664–673, 1995.
- [57] D. A. Griffiths and J. G. Leishman. A study of dual-rotor interference and ground effect using a free vortex wake model. In *American Helicopter Society 58th Annual Forum Proceedings, Montreal, Canada, June 2002*.
- [58] M. Ramasamy, T. E Lee, and J. G Leishman. Flowfield of a Rotating-Wing micro air vehicle. *Journal of aircraft*, 44(4) :1236, 2007.
- [59] T. Tsuchiya, H. Ishii, J. Uchida, H. Ikaida, H. Gomi, N. Matayoshi, and Y. Okuno. Flight trajectory optimization to minimize ground noise in helicopter landing approach. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 32(2), 2009.
- [60] J. C. Abello and A. R. George. Wake displacement modifications to reduce rotorcraft blade-vortex interaction noise. *Journal of Aircraft*, 41(2) :290–303, 2004.
- [61] R. Cunha and C. Silvestre. Dynamic modeling and stability analysis of model-scale helicopters with bell-hiller stabilizing bar. In *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2003.
- [62] S. Bhandari and R. Colgren. 6-dof dynamic model for a raptor 50 uav helicopter including stabilizer bar dynamics. In *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*, volume 2, page 1138–1154, 2006.
- [63] M. Garratt, B. Ahmed, and H. R Pota. Platform enhancements and system identification for control of an unmanned helicopter. In *9th International Conference on Control, Automation, Robotics and Vision, ICARCV’06*, page 1–6, 2007.
- [64] S. Bhandari and R. Colgren. 14-DOF linear parameter varying model of a UAV helicopter using analytical techniques. In *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, Honolulu*, page 6523–6541, 2008.

-
- [65] M. Saffarian and F. Fahimi. A comprehensive kinematic analysis of a model helicopter's actuating mechanism. In *Proceedings of 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, page 2008–1, 2008.
- [66] D. Schafroth, C. Bermes, S. Bouabdallah, and R. Siegwart. Modeling, system identification and robust control of a coaxial micro helicopter. *Control Engineering Practice*, 18(7) :700–711, 2010.
- [67] P-J Bristeau, P. Martin, E. Salaün, and N. Petit. The role of propeller aerodynamics in the model of a quadrotor UAV. In *European Control Conference, ECC, Budapest, Hungary*, 2009.
- [68] G. Cai, A. K Cai, B. M Chen, and T. H Lee. Construction, modeling and control of a mini autonomous UAV helicopter. In *IEEE International Conference on Automation and Logistics, ICAL*, page 449–454, 2008.
- [69] C. M Velez, A. Agudelo, and J. Alvarez. Modeling, simulation and rapid prototyping of an unmanned mini-helicopter. In *Proceedings of AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, Keystone, Colorado*, page 2006–6737, 2006.
- [70] S. Hashimoto, T. Ogawa, S. Adachi, A. Tan, and G. Miyamori. System identification experiments on a large-scale unmanned helicopter for autonomous flight. In *Proc. IEEE Int Control Applications Conf*, pages 850–855, 2000.
- [71] V. Klein and E. A. Morelli. *Aircraft system identification : theory and practice*. AIAA, 2006.
- [72] S. Kirschstein and W. Alles. Parameter identification with a controlled free flying model of a spaceplane. *Aerospace Science and Technology*, 9(4) :348–356, 2005.
- [73] S. A. Moyer and M. D. Talbot. Wind tunnel test techniques for UAV separation investigations. *Journal of Aircraft*, pages 585–590, 1994.
- [74] P. G Hamel and R. V Jategaonkar. Evolution of flight vehicle system identification. *Journal of Aircraft*, 33(1) :9–28, 1996.
- [75] R. Jategaonkar, D. Fischenberg, and W. von Gruenhagen. Aerodynamic modeling and system identification from flight data-recent applications at DLR. *Journal of Aircraft*, 41(4) :681–691, 2004.
- [76] G. Chowdhary and R. Jategaonkar. Aerodynamic parameter estimation from flight data applying extended and unscented kalman filter. *Aerospace Science and Technology*, 14(2) :106–117, 2010.
- [77] W. Chen, M. Liu, and Y. Ge. Subspace model identification methods for identifying the small-scale unmanned helicopter dynamics. In *Proc. IEEE Int. Conf. Integration Technology, ICIT '07*, pages 31–35, 2007.
- [78] D. J. Leith, D. J. Murray-Smith, and R. Bradley. Combination of data sets for system identification. In *Control Theory and Applications, IEE Proceedings D*, volume 140, page 11–18, 2006.
- [79] E. A. Morelli. In-flight system identification. In *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, USA, Boston*, 1998.
- [80] I. Rusnak, A. Guez, I. Bar-Kana, and M. Steinberg. Online identification and control of linearized aircraft dynamics. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 7(7) :56–60, 1992.

- [81] D. Booth and D. King. Automatic balance calibration system (ABCS) upgrades. *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2006.
- [82] D. Booth, D. King, and P. Mole. Development of the six component High-Capacity flexured force balance. *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2006.
- [83] N. Ulbrich and T. Volden. Application of a new calibration analysis process to the MK-III-C balance. *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2006.
- [84] C. Harris and M. Stephens. A combined corner and edge detector. In *Alvey vision conference*, volume 15, page 50, 1988.
- [85] R. E. Kalman. A new approach to linear filtering and prediction problems. *ASME, J. Basic Eng. 82D*, page 35–45, 1960.
- [86] P. Rebuffet. *Aérodynamique expérimentale*. Dunod, 1966.
- [87] D. Luenberger. An introduction to observers. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 16(6) :596– 602, December 1971.
- [88] E. Kreindler and P. Sarachik. On the concepts of controllability and observability of linear systems. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 9(2) :129– 136, April 1964.
- [89] G. Bornard, N. Couenne, and F. Celle. Regularly persistent observers for bilinear systems. In *New Trends in Nonlinear Control Theory*, volume 122, pages 130–140. Springer-Verlag, 1989.
- [90] G. Besançon. *Nonlinear observers and applications*. Springer, October 2007.
- [91] G. Bornard, F. Celle-Couenne, and G. Gilles. *Systèmes Non Linéaires. Tome 1 : Modélisation - Estimation*. Masson, 1993.
- [92] J. Trumppf. Observers for linear time-varying systems. *Linear Algebra and its Applications*, 425(2-3) :303–312, September 2007.
- [93] A. J. Krener and W. Respondek. Nonlinear observers with linearizable error dynamics. *SIAM Journal on Control and Optimization*, 23(2) :197–216, 1985.
- [94] A. J. Krener and A. Isidori. Linearization by output injection and nonlinear observers. *Systems & Control Letters*, 3(1) :47–52, 1983.
- [95] J. P. Gauthier, H. Hammouri, and S. Othman. A simple observer for nonlinear systems applications to bioreactors. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 37(6) :875–880, June 1992.
- [96] M. Pontani and B. A Conway. Particle swarm optimization applied to space trajectories. *methods*, 3 :4, 1995.
- [97] M. Jun, S. I. Roumeliotis, and G. S. Sukhatme. State estimation of an autonomous helicopter using Kalman filtering. In *Proc. IEEE/RSJ Int. Conf. Intelligent Robots and Systems IROS '99*, volume 3, pages 1346–1353, 1999.
- [98] Y. Zhang and S. Wang. Remote relative wind velocity estimation using airborne doppler radar and spectrum analysis. *IEEE/AES*, 47(3) :1648–1667, 2011.
- [99] C. S. Liu and H. Peng. Disturbance observer based tracking control. *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, 122(2) :332–335, June 2000.
- [100] C. Liu, W. Chen, and J. Andrews. Trajectory tracking of small helicopters using explicit nonlinear MPC and DOBC. In *18th IFAC World Congress, IFAC WC, Milano, Italy*, volume 18, page 1498–1503, 2011.

-
- [101] B. Grandvallet, A. Zemouche, M. Boutayeb, and S. Changey. A realtime sliding window filter for projectile attitude estimation. In *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Toronto, Canada*, Toronto, Canada, August 2010. AIAA.
- [102] Andrew H. Jazwinski. *Stochastic processes and filtering theory*. Academic Press, 1970.
- [103] J. Deyst and C. Price. Conditions for asymptotic stability of the discrete minimum-variance linear estimator. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 13(6) :702–705, December 1968.
- [104] L. Ljung. Asymptotic behavior of the extended kalman filter as a parameter estimator for linear systems. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 24(1) :36–50, February 1979.
- [105] B. Ursin. Asymptotic convergence properties of the extended kalman filter using filtered state estimates. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 25(6) :1207–1211, December 1980.
- [106] M. Boutayeb, H. Rafaralahy, and M. Darouach. Convergence analysis of the extended kalman filter used as an observer for nonlinear deterministic discrete-time systems. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 42(4) :581–586, April 1997.
- [107] M. Boutayeb and D. Aubry. A strong tracking extended kalman observer for nonlinear discrete-time systems. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 44(8) :1550–1556, August 1999.
- [108] K. Reif, S. Gunther, E. Yaz, and R. Unbehauen. Stochastic stability of the discrete-time extended kalman filter. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 44(4) :714–728, April 1999.
- [109] Y. Song and J.W. Grizzle. The extended kalman filter as a local asymptotic observer for discrete-time nonlinear systems. *Journal of Mathematical Systems, Estimation and Control*, 5(1) :59–78, 1995.
- [110] K. Benzemrane, G. L. Santosuosso, and G. Damm. Unmanned aerial vehicle speed estimation via nonlinear adaptive observers. In *American Control Conference ACC*, pages 985–990, New York, NY, USA, 2007.
- [111] D. B. Kingston and R. W. Beard. Real-time attitude and position estimation for small UAVs using low-cost sensors. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 2000.
- [112] B. Chheda, A. L. Crassidis, and W. W. Wayne. Attitude estimation using an accelerometer and rate gyro based device. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Keystone, Colorado*, 2006.
- [113] J. M. Pflimlin, T. Hamel, and P. Souères. Nonlinear attitude and gyroscope’s bias estimation for a VTOL UAV. *International Journal of Systems Science*, 38 :197–210, 2007.
- [114] X. Lei, J. Liang, S. Wang, and T. Wang. An integrated navigation system for a small uav using low-cost sensors. In *Proc. Int. Conf. Information and Automation, ICIA*, pages 765–769, 2008.
- [115] C. Berbra, S. Gentil, and S. Lesecq. Identification of multiple faults in an inertial measurement unit. *7th Workshop on Advanced Control and Diagnosis, ACD’2009, Zielona Gora, Poland*, 2009.
- [116] M. Bisgaard, A. la Cour-Harbo, and J. Bendtsen. Full state estimation for helicopter slung load system. In *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, 2007.
- [117] M. Boutayeb, E. Richard, H. Rafaralahy, H. S Ali, and G. Zaloylo. A simple time-varying observer for speed estimation of UAV. In *IFAC World Congress, Seoul, Korea*, 2008.

- [118] P. Lancaster and M. Tismenetsky. *The Theory of Matrices, Second Edition : With Applications*. Academic Press, 2 edition, June 1985.
- [119] D. R Berger, C. Terzibas, K. Beykirch, and H. H Bühlhoff. The role of visual cues and whole-body rotations in helicopter hovering control. In *Proceedings of the AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, Reston, USA, 2007*.
- [120] H. Bouadi and M. Tadjine. Nonlinear observer design and sliding mode control of four rotors helicopter. *Int. Jour. of Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 1(2) :115–120, 2007.
- [121] P. Serra, R. Cunha, and C. Silvestre. On the design of rotorcraft landing controllers. In *16th Mediterranean Conference on Control and Automation*, page 1264–1269, 2008.
- [122] E. N Johnson, M. A Turbe, A. D Wu, S. K Kannan, and J. C Neidhoefer. Flight test results of autonomous fixed-wing UAV transitions to and from stationary hover. In *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference Exhibit, Monterey, CO, 2006*.
- [123] S. Hashimoto, S. Adachi, Y. Segawa, G. Miyamori, and Anzhong Tan. Robust control design based on identified model for autonomous flight system of an unmanned helicopter. In *Proc. 27th Annual Conf. of the IEEE Industrial Electronics Society, IECON '01*, volume 1, pages 323–328, 2001.
- [124] R. W. Prouty and H. C. Curtiss. Helicopter control systems : A history. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 26(1) :12–18, 2003.
- [125] A. Ollero and L. Merino. Control and perception techniques for aerial robotics. *Annual Reviews in Control*, 28(2) :167–178, 2004.
- [126] M. S. Kim, J. K. Kim, J. Y. Han, H. B. Park, and S. J. Kang. H2 control for model helicopter in hover. In *SPIE*, 2005.
- [127] W. Yue, L. Rodrigues, and B. Gordon. Piecewise-affine control of a three DOF helicopter. In *American Control Conference, ACC. IEEE*, June 2006.
- [128] R. Olfati-Saber. *Nonlinear Control of Underactuated Mechanical Systems with Application to Robotics and Aerospace Vehicles*. PhD thesis, Thèse de Doctorat du Massachusetts Institute of Technology (MIT), 2000.
- [129] J. M. Pflimlin, P. Soueres, and T. Hamel. Hovering flight stabilization in wind gusts for ducted fan UAV. In *43rd IEEE Conference on Decision and Control, CDC*, volume 4, pages 3491 – 3496, December 2004.
- [130] G. V. Raffo, M. G. Ortega, and F. R. Rubio. Backstepping/nonlinear hinf control for path tracking of a quadrotor unmanned aerial vehicle. In *American Control Conference, Seattle, Washington, USA, June*, page 11–13, 2008.
- [131] J. J. Troy, C. A. Erignac, and P. Murray. Closed-loop motion capture feedback control of small-scale aerial vehicles. In *AIAA Infotech@ Aerospace 2007 Conference and Exhibit*, page 7–10, 2007.
- [132] O. Shakernia, Y. Ma, T. J. Koo, J. Hespanha, and S. S. Sastry. Vision guided landing of an unmanned air vehicle. In *Proceedings of the 38th IEEE Conference on Decision and Control, CDC*, volume 4, pages 4143–4148 vol.4. IEEE, 1999.
- [133] O. Shakernia, R. Vidal, C. S. Sharp, Y. Ma, and S. Sastry. Multiple view motion estimation and control for landing an unmanned aerial vehicle. In *Proc. IEEE Int. Conf. Robotics and Automation, ICRA '02*, volume 3, pages 2793–2798, 2002.

-
- [134] T. Netter and N. Francheschini. A robotic aircraft that follows terrain using a neuromorphic eye. In *International Conference on Intelligent Robots and Systems, IEEE/RSJ*, volume 1, pages 129–134 vol.1, 2002.
- [135] E. Frew and R. Sengupta. Obstacle avoidance with sensor uncertainty for small unmanned aircraft. In *43rd IEEE Conference on Decision and Control 43rd, CDC*, volume 1, pages 614–619, 2004.
- [136] R. Kureemun, D. J. Walker, B. Manimala, and M. Voskuijl. Helicopter flight control law design using hinf techniques. In *44th IEEE Conference on Decision and Control - European Control Conference, CDC-ECC'05*, pages 1307–1312, 2005.
- [137] M. La Civita, G. Papageorgiou, W. C. Messner, and T. Kanade. Design and flight testing of an hinf controller for a robotic helicopter. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 29(2) :485–494, 2006.
- [138] P. Gahinet and P. Apkarian. A linear matrix inequality approach to hinf control. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 4(4) :421–448, 1994.
- [139] J. C. Doyle, K. Glover, P. P. Khargonekar, and B. A. Francis. State-space solutions to standard Hinf and H2 control problems. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 34(8) :831–847, 2002.
- [140] A. Martini. *Modélisation et Commande de vol d'un hélicoptère drone soumis à une rafale de vent*. PhD thesis, Thèse de Doctorat, 2008.
- [141] H. K Khalil and J. W. Grizzle. *Nonlinear systems*, volume 3. Prentice hall Englewood Cliffs, NJ, 2002.
- [142] D. C. McFarlane and K. Glover. *Robust Controller Design Using Normalized Coprime Factor Plant Descriptions*. Springer, first edition, December 1989.
- [143] S. Boyd, L. El Ghaoui, E. Feron, and V. Balakrishnan. *Linear matrix inequalities in system and control theory*. SIAM, 1994.
- [144] N. J. Higham. *Accuracy and stability of numerical algorithms*. SIAM, December 1996.
- [145] M. Vidyasagar. *Nonlinear systems analysis*. SIAM, October 2002.
- [146] A. Koehl, M. Boutayeb, H. Rafaralahy, and B. Martinez. Wind-disturbance and aerodynamic parameter estimation of an experimental launched micro air vehicle using an EKF-like observer. In *49th IEEE Conference on Decision and Control, CDC, Atlanta, USA*, December 2010.
- [147] A. Koehl, H. Rafaralahy, M. Boutayeb, and B. Martinez. Time-varying observers for launched unmanned aerial vehicle. In *18th IFAC World Congress, IFAC WC, Milano, Italy*, September 2011.
- [148] A. Koehl, H. Rafaralahy, M. Boutayeb, and B. Martinez. Modélisation aérodynamique et identification d'un concept de drone à birotor coaxial. In *3e Journées Identification et Modélisation Expérimentale, JIME, Douai*, Avril 2011.
- [149] A. Koehl, H. Rafaralahy, M. Boutayeb, and B. Martinez. Un observateur à temps-variant pour l'estimation de vitesse d'un concept drone. In *4e Journées Doctorales - Journées Nationales du GdR MACS, JD-JN-MACS, Marseille*, Juin 2011.
- [150] P. Gnemmi, S. Changey, E. Roussel, K. Meder, C. Rey, B. Grandvallet, C. Chauffaut, L. Bernard, S. Schertzer, P. Wey, M. Boutayeb, R. Lozano, R. Siryani, A. Koehl, C. Berner, and B. Martinez. Conception et réalisation d'un démonstrateur pour un système hybride projectile/drone miniature - état des travaux après 20 mois. In *Workshop Interdisciplinaire sur la Sécurité Globale, WISG, Troyes, France*, Janvier 2012.

- [151] A. Koehl, H. Rafaralahy, M. Boutayeb, and B. Martinez. (acceptée) Aerodynamic modelling and experimental identification of a coaxial-rotor UAV. *Journal of Intelligent & Robotic Systems, Springer Netherlands*, 2012.
- [152] A. Koehl, M. Boutayeb, H. Rafaralahy, and B. Martinez. (soumise) Wind-disturbance velocities estimation of a coaxial-rotor UAV using an EKF-like observer. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2011.

Résumé

Les drones miniatures à voilures tournantes tendent aujourd'hui à devenir les nouveaux outils du fantassin, grâce à la polyvalence des missions auxquelles ils peuvent être employés. Leur principal atout concerne leur capacité à combiner le vol stationnaire et le vol de translation rapide, dans des environnements étroits et encombrés. Nous proposons ici l'étude d'un nouveau concept de drone atypique appelé GLMAV (Gun Launched Micro Air Vehicle), qui consiste à amener un véhicule hybride projectile/drone très rapidement sur un site d'intérêt éloigné, en utilisant l'énergie fournie par une arme portable. La première tâche concerne la modélisation aérodynamique du GLMAV. L'identification paramétrique du modèle aérodynamique est alors réalisée à partir de données expérimentales d'efforts, que nous pouvons a priori quantifier par un critère algébrique d'excitabilité persistante. Nous proposons ensuite des techniques de filtrage, afin d'estimer les paramètres anémométriques inconnus mais nécessaires pour connaître l'environnement aérodynamique dans lequel l'engin évolue. De plus, pour palier à la défaillance de capteurs embarqués et qui peuvent affecter l'information de vitesse linéaire après le tir, nous proposons un estimateur d'ordre réduit de la vitesse linéaire. Dans ces deux problèmes d'estimation, nous prouvons la stabilité des observateurs proposés. Enfin, nous proposons une structure de commande pour la stabilisation de l'engin en vol quasi-stationnaire à partir d'un modèle de synthèse linéaire. Les efficacités des méthodes proposées sont illustrées par des résultats de simulations numériques et des essais expérimentaux.

Mots-clés: Drones, Modélisation, Mécanique du vol, Aérodynamique subsonique, Identification des systèmes, Estimation de paramètres, Filtres de Kalman, Contrôle automatique

Abstract

The miniature rotary wing UAVs are now tending to become the new tools of the soldier, with the versatility of missions they can be used. Their main advantage concerns their ability to combine the hovering and translational fast flight in narrow and congested environments. We propose the study of a new and atypical UAV concept called GLMAV (Gun Launched Micro Air Vehicle), which must bring a hybrid projectile/UAV very quickly on a site of interest, using the energy delivered by a portable weapon. The first task concerns the modelling of the aerodynamic GLMAV model. The parametric identification of the aerodynamic model is then realized from experimental load data, that can be a priori quantified by a persistent-excitability-algebraic-criterion. We then propose two filtering techniques to estimate the unknown aerodynamic parameters but needful to determine the aerodynamic environment in which the vehicle operates. In addition, to compensate the failure of embedded sensors that can affect the linear speed information after the shooting, we propose a reduced-order estimator to conserve a good linear speed information. In both estimation problems we prove the stability of the proposed observers. Finally, we propose a control scheme for the stabilization of the aircraft in the quasi-stationary flight mode from a linearized GLMAV model. The efficiencies of the proposed methods are illustrated through numerical results and experimental tests.

Keywords: Drone aircraft, Mathematical models, Aerodynamics, System identification, Parameter estimation, Kalman filtering, Automatic control

