



HAL
open science

Etude de la phase de transition d'un drone tiré par tube dédié : modélisation et commande

Corentin Chauffaut

► To cite this version:

Corentin Chauffaut. Etude de la phase de transition d'un drone tiré par tube dédié : modélisation et commande. Autre. Université de Technologie de Compiègne, 2014. Français. ⟨NNT : 2014COMP2154⟩. ⟨tel-01204792⟩

HAL Id: tel-01204792

<https://theses.hal.science/tel-01204792v1>

Submitted on 24 Sep 2015

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.

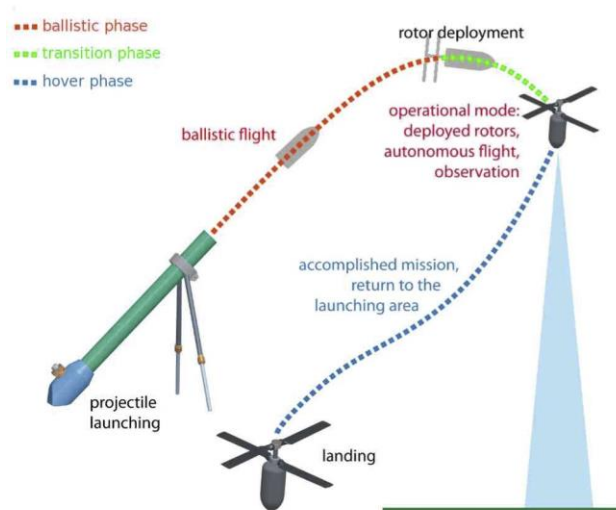


HAL Authorization

Par Corentin CHAUFFAUT

Étude de la phase de transition d'un drone tiré par tube dédié : modélisation et commande

Thèse présentée
pour l'obtention du grade
de Docteur de l'UTC



Soutenue le 07 octobre 2014

Spécialité : Technologies de l'Information et des Systèmes

D2154

Étude de la phase de transition d'un drone tiré par tube dédié : Modélisation et Commande

THÈSE

présentée et soutenue publiquement le 07/10/2014

pour l'obtention du

Doctorat de l'Université de Technologie de Compiègne
(Spécialité Technologies de l'Information et de Systèmes)

par

Corentin Chauffaut

Composition du jury

<i>Présidente :</i>	Mme Isabelle FANTONI	Directrice de Recherche CNRS, Heudiasyc
<i>Rapporteurs :</i>	M. Mohamed BOUTAYEB M. Nicolas MARCHAND	Professeur des universités, CRAN Directeur de Recherche CNRS, GIPSA-lab
<i>Examineur :</i>	M. J. Alfredo GUERRERO	Maitre de Conférence, INSA de Rouen
<i>Directeurs de thèse :</i>	M. Rogelio LOZANO M. Sergio SALAZAR	Directeur de Recherche CNRS, Heudiasyc Professeur, UMI LAFMIA - CINVESTAV

Mis en page avec la classe thesul.

Remerciements

Je tiens tout d'abord à remercier mes directeurs de thèse, Monsieur Rogelio LOZANO, Directeur de recherche CNRS au laboratoire Heudiasyc, et Monsieur Sergio SALAZAR, Professeur à l'UMI LAFMIA au CINVESTAV à Mexico, qui ont dirigé mes travaux de thèse. Je leur en suis reconnaissant pour leurs encouragements, leur enthousiasme et leur confiance, ainsi que la grande liberté qu'ils m'ont laissée au cours de mes travaux. Je les remercie aussi pour m'avoir donné l'occasion de passer quelques mois à l'UMI LAFMIA, qui a été une expérience très enrichissante.

Je remercie aussi Monsieur Ali CHARARA, Professeur et Directeur du laboratoire Heudiasyc pour m'avoir accueilli au sein du laboratoire. Je remercie également Monsieur Philippe BONNIFAIT, Professeur et Responsable de l'équipe de recherche ASER "Automatique, Système Embarqués et Robotique" qui m'a accueilli au sein de l'équipe.

Je tiens à remercier les membres du jury qui me font l'honneur de participer à l'examen de mon travail de thèse. Je remercie cordialement Monsieur Mohamed BOUTAYEB, Professeur à l'Université de Lorraine, ainsi que Monsieur Nicolas MARCHAND, Directeur de Recherche CNRS au GIPSA-lab, d'avoir accepté d'être rapporteurs de cette thèse. Je remercie également Madame Isabelle FANTONI, Directrice de Recherche CNRS à Heudiasyc, et Monsieur J. Alfredo GUERRERO, Maître de Conférence à l'INSA de Rouen, pour avoir accepté de participer à mon jury.

Je remercie les différents membres de l'équipe "Drone" que j'ai côtoyés pendant la durée de ma thèse, et les nombreux stagiaires mexicains.

Je remercie aussi les membres de l'Institut franco-allemand de recherches de Saint-Louis et du Centre de Recherche en Automatique de Nancy avec qui j'ai collaboré au cours du projet ANR GLMAV. Je remercie également les membres de l'UMI LAFMIA pour m'avoir fait découvrir la culture mexicaine. Je remercie aussi les membres de l'IRISA qui m'ont accueilli quelques semaines lors de ma rédaction, en particulier Valérie GOURANTON.

Ce travail a été financé par l'Agence Nationale de la Recherche dans le cadre du projet "DÉMONSTRATEUR GLMAV".

*Je dédie cette thèse
à ma famille.*

Sommaire

Remerciements	i
Glossaire	ix
Liste des tableaux	xiii
Table des figures	xv
Introduction générale	1

Chapitre 1

État de l'art

1.1 Introduction	5
1.2 Les drones	5
1.3 Minidrones lancés par canon	16
1.4 Les capteurs disponibles sur les drones	21
1.5 Conclusion	27

Chapitre 2

Le projet Gun Launched Micro Air Vehicle

2.1 Introduction	29
2.2 Le concept du GLMAV	30
2.3 Définition des tâches du projet GLMAV et leur répartition entre les partenaires	31
2.4 Verrous scientifiques et techniques à lever	33
2.5 Le prototype du GLMAV	35
2.6 La phase de transition	36
2.7 Conclusion	41

Chapitre 3

Modélisation du GLMAV

3.1	Modèle aérodynamique complet du GLMAV	43
3.2	Simulations sous Matlab/Simulink	49
3.3	Modèle simplifié pour la commande	51
3.4	Répartition des commandes sur les actionneurs	52
3.5	Conclusion	53

Chapitre 4

Lois de commande pour le GLMAV

4.1	Introduction	55
4.2	Stratégie de commande	55
4.3	Backstepping	56
4.4	Régulation en vitesse par backstepping	59
4.5	Simulations	64
4.6	Conclusion	68

Chapitre 5

Résultats expérimentaux

5.1	Introduction	69
5.2	Le prototype GLMAV-lite	70
5.3	Problèmes rencontrés	73
5.4	Flux optique	77
5.5	Essais en vol	82
5.6	Essais de déploiement envisagés	91
5.7	Conclusion	93

Conclusion et perspectives	95
-----------------------------------	-----------

Annexes

Annexe A Ralentissement du GLMAV en utilisant la rotation du corps	99
---	-----------

Annexe B Article de revue dans le <i>Journal of Intelligent and Robotic Systems</i>	109
--	------------

Annexe C Stabilité de Lyapunov	121
Annexe D Publications	123
Bibliographie	125
Résumé	129
Abstract	129

Glossaire

Acronymes

6-DDL	6 degrés de liberté.
ANR	Agence National de la Recherche.
CLF	fonction candidate de Lyapunov.
CRAN	Centre de Recherche en Automatique de Nancy.
DGA	Direction générale de l'armement.
DSP	Digital Signal Processor.
FPS	Images par seconde, frame per second.
GIGN	Groupe d'intervention de la Gendarmerie nationale.
GLMAV	Gun Launched Micro Air Vehicle.
GPIO	General Purpose Input/Output.
GPS	Global Positioning System.
HALE	Haute Altitude Longue Endurance.
Heudiasyc	HEUristique et DIAgnostic des SYstèmes Complexes.
I2C	Inter Integrated Circuit.
IMU	Inertial Measurement Unit.
ISL	Institut franco-allemand de recherches de Saint-Louis.
LIDAR	Light Detection And Range.
MALE	Moyenne Altitude Longue Endurance.
MAV	Micro Aerial Vehicle.
MEMS	Microsystème électromécanique.
ROI	Region Of Interest.
SCL	Serial Clock Line.
SDA	Serial Data Line.
UAS	Unmanned Aircraft System.
UAV	Unmanned Aerial Vehicle.
UCAV	Unmanned Combat Aerial Vehicle.
VTOL	Vertical Take-Off and Landing.

Symboles & Notations

■	Dérivée première.
■ ^{..}	Dérivée seconde.
■ [~]	Erreur.
I_3	Matrice identité 3x3.
S_{\blacksquare}	Matrice antisymétrique.

\blacksquare^T	Matrice ou vecteur transposé.
Variables & Paramètres	
α	Coefficient aérodynamique de poussée du rotor supérieur du GLMAV.
β	Coefficient aérodynamique de poussée du rotor inférieur du GLMAV.
C_D	Coefficient de résistance aérodynamique du corps du GLMAV.
C_H	Coefficient de moment d'amortissement de pendulation du corps du GLMAV.
C_I	Coefficient de moment d'amortissement de roulis du corps du GLMAV.
C_L	Coefficient de portance aérodynamique du corps du GLMAV.
$C_{L\delta}$	Coefficient de portance aérodynamique du corps du GLMAV (petits angles).
C_M	Coefficient de moment de tangage du corps du GLMAV.
$C_{M\delta}$	Coefficient de moment de tangage du corps du GLMAV (petits angles).
δ	Angle d'attaque du corps du GLMAV.
δ_x	Angle d'inclinaison du plateau cyclique du GLMAV suivant l'axe \mathbf{x}_b .
δ_y	Angle d'inclinaison du plateau cyclique du GLMAV suivant l'axe \mathbf{y}_b .
D	Diamètre du corps du GLMAV.
$\bar{\delta}_T$	Erreur en poussée.
$\delta_{\mathbf{q}}$	Erreur d'orientation.
$\delta_{\mathbf{v}}$	Erreur en vitesse.
δ_{ω}	Erreur de vitesse angulaire.
$\delta_{\mathbf{T}}$	Erreur en norme de la poussée.
ϵ	Partie vectorielle du Quaternion représentant la rotation du corps par rapport au repère inertiel.
η	Partie scalaire du Quaternion représentant la rotation du corps par rapport au repère inertiel.
F_x, F_y, F_z	Forces extérieures appliquées au centre de gravité du GLMAV.
\mathbf{F}_{drag}	Force de frottements aérodynamiques du corps du GLMAV.
\mathbf{F}_{lift}	Portance aérodynamique du corps du GLMAV.
\mathbf{F}_{body}	Force de résistance du corps du GLMAV.
$\mathbf{F}_{\mathbf{p}}$	Poids du GLMAV.
γ_1	Coefficient aérodynamique de moment de lacet du rotor supérieur du GLMAV.
γ_2	Coefficient aérodynamique de moment de lacet du rotor inférieur du GLMAV.
\mathbf{g}	Vecteur gravité.
\mathbf{I}	Matrice d'inertie du GLMAV.
$\mathbf{K}_{\mathbf{q}}$	Matrice de gains défini positive.
$\mathbf{K}_{\mathbf{v}}$	Matrice de gains défini positive.
\mathbf{K}_{ω}	Matrice de gains défini positive.
L, M, N	Moments extérieurs appliqués au centre de gravité du GLMAV.
l	Distance entre le centre de gravité du GLMAV et le rotor inférieur.
m	Masse totale du GLMAV.
$\mathbf{M}_{\mathbf{A}}$	Couple de tangage du corps du GLMAV.
$\mathbf{M}_{\mathbf{D}}$	Moment d'amortissement de pendulation.

\mathbf{M}_R	Moment d'amortissement de roulis.
$\mathbf{M}_{\text{rotors}}$	Moment des rotors.
\mathbf{n}	Vecteur unitaire de la partie vectorielle du quaternion.
p, q, r	Composantes du vecteur Vitesse angulaire du GLMAV dans le repère \mathfrak{R}_b .
\mathbf{T}	Poussée des rotors.
q	Pression dynamique.
\mathbf{q}	Quaternion représentant la rotation du corps par rapport au repère inertiel.
$\mathfrak{R}_b : \mathbf{x}_b, \mathbf{y}_b, \mathbf{z}_b$	Repère mobile, lié au GLMAV.
$\mathfrak{R}_e : \mathbf{x}_e, \mathbf{y}_e, \mathbf{z}_e$	Repère inertiel, lié à la Terre.
S	Section du corps du GLMAV.
σ	Coefficient aérodynamique de perte d'efficacité entre les deux rotors du GLMAV.
θ	Angle de la rotation d'angle minimal qui transforme \mathbf{T} en $\bar{\mathbf{u}}_T$.
u, v, w	Composantes du vecteur Vitesse de translation du GLMAV dans le repère \mathfrak{R}_e .
\mathbf{u}_R	Loi de commande virtuelle sur les moments des rotors.
$\bar{\mathbf{u}}_T$	Loi de commande virtuelle sur le vecteur poussée.
u_T	Loi de commande sur la norme de la poussée.
\mathbf{u}_ω	Loi de commande virtuelle sur la vitesse angulaire.
\mathbf{V}	Vitesse apparente de l'air par rapport au corps du GLMAV.
\mathbf{v}	Vitesse de translation du GLMAV dans le repère \mathfrak{R}_e .
ω	Vitesse angulaire du GLMAV dans le repère \mathfrak{R}_b .
Ω_1	Vitesse de rotation du rotor supérieur du GLMAV.
Ω_2	Vitesse de rotation du rotor inférieur du GLMAV.

Liste des tableaux

2.1	Tableau comparatif	32
2.2	Répartition des tâches, participants en bleu, responsable en rouge	33
A.1	Conditions de tir du GLMAV	99
A.2	Paramètres du rotor	102

Table des figures

1	Principe de fonctionnement du Gun Launched Micro Air Vehicle (GLMAV)	2
1.1	Les différents éléments d'un système de drones	6
1.2	Les différentes familles de drones	7
1.3	le drone Haute Altitude Longue Endurance (HALE) Global Hawk de Northrop Grumman	8
1.4	Le drone HALE Phantom Eye de Boeing	8
1.5	Le drone Moyenne Altitude Longue Endurance (MALE) Heron d'Israel Aircraft Industries	9
1.6	Le drone Unmanned Combat Aerial Vehicle (UCAV) nEUROn de Dassault Aviation	9
1.7	Le drone Raven d'AeroVironment	10
1.8	Le drone Falcon 8 d'Ascending Technologies	10
1.9	Le drone Nano Hummingbird d'AeroVironment	10
1.10	Le drone DelFly micro de l'Université de technologie de Delft	11
1.11	Le drone RoboBees de l'université Harvard	11
1.12	Principe de la portance	12
1.13	Le drone aérien Yamaha RMax/ReSSAC de l'ONERA	13
1.14	Le drone hélicoptère à rotors coaxiaux CoaX de Skybotix AG	14
1.15	Le drone Horus de Heudiasyc	14
1.16	Le drone à 8 rotors de Heudiasyc	15
1.17	Le drone HoverEye de Bertin Technologies	15
1.18	Le drone Fantail 5000 de Singapore Technologies Aerospace Ltd	15
1.19	Le drone Vertigo	16
1.20	La grenade de reconnaissance de l'ISL	17
1.21	Séquence de déploiement du drone WASP	18
1.22	Configurations non déployées et déployées du drone FASM/QuickLook UAV	18
1.23	Le drone Switchblade d'Aerovironment-Inc	19
1.24	Le drone Coyote de BAE-Systems	19
1.25	Le drone Bird's Eye de Bird Aerospace LLC	20
1.26	Le drone Voyeur UAV de Lite Machines Corporation	21
1.27	Un gyroscope	22
1.28	Principe de l'effet Sagnac pour les gyromètres optiques	22
1.29	Un gyroscope Microsystème électromécanique (MEMS)	22
1.30	Un accéléromètre MEMS	23

1.31	Un magnétomètre MEMS	23
1.32	Schéma d'un tube de Pitot	24
1.33	Schéma de principe d'un système de positionnement par satellites	25
1.34	Système optitrack	25
1.35	Principe du flux optique	26
1.36	Principe de fonctionnement d'un capteur ultrason	27
1.37	Mesures obtenues avec des Lidars à balayage	27
2.1	Principe de fonctionnement du GLMAV	30
2.2	Diagramme des tâches du projet GLMAV	32
2.3	Accélération subie par le projectile lors du lancement	34
2.4	Prototype du GLMAV	35
2.5	Charnières permettant aux pales de se plier	36
2.6	Disponibilité des capteurs durant les phases balistique et de transition	36
2.7	Simulation avec des erreurs de +/-10% sur la vitesse initiale (100 m/s) et de +/-2° (zones colorées) sur l'angle de lancement	37
2.8	Force élémentaire sur un élément de pale	38
2.9	Simulation du ralentissement	39
2.10	Paramètres à prendre en compte pour l'utilisation d'un parachute	40
2.11	Module parachute disposé à l'arrière du GLMAV	40
3.1	Repères de références	44
3.2	Forces et moments appliqués lors de la phase balistique	45
3.3	Forces et moments appliqués lors de la phase de vol opérationnel	46
3.4	Forces et moments appliqués lors de la phase de transition	47
3.5	Montage de tests dans la soufflerie de l'ISL	48
3.6	Force axiale en fonction de la vitesse des rotors et de la vitesse d'avance	48
3.7	Diagramme de la librairie Simulink représentant le modèle mathématique du GLMAV	49
3.8	Diagramme Simulink permettant de simuler le comportement du GLMAV	50
3.9	Optional caption for list of figures	51
4.1	Stratégie de commande du GLMAV au cours de la phase de transition	56
4.2	Architecture de commande du GLMAV	59
4.3	Simulation (n°1) des phases balistique et de transition avec la loi de commande du théorème 1 en présence de rafale de vent	65
4.4	Sortie des actionneurs de la simulation	66
4.5	Simulations (n°2) après le déploiement avec la loi de commande en vitesse complète(ligne continue) et en appliquant seulement la poussée (ligne pointillée), sans vent puis avec les mêmes rafales que la figure 4.3(d)	67
4.6	Simulations (n°3) après le déploiement avec la loi de commande en vitesse complète et avec la dispersion des conditions initiales de la Fig. 2.7	67
5.1	Hélicoptère de modélisme LamaV4	70
5.2	Prototype du GLMAV-lite	71
5.3	L'électronique du GLMAV	71

5.4	Station au sol	72
5.5	Trames I2C	73
5.6	Valeurs des accéléromètres avec une mécanique en très bon état	75
5.7	Valeurs des accéléromètres avec une mécanique dégradée	75
5.8	Valeurs des accéléromètres avec une mécanique dégradée, mais avec la centrale sur un support en mousse	76
5.9	L'évolution des protections du GLMAV	76
5.10	Principe du flux optique	77
5.11	Compensation des rotations à 100Hz avec la caméra PS Eye	78
5.12	Principe de la compensation des rotations	78
5.13	Principe de la calibration d'une caméra	79
5.14	Images obtenues par la caméra Chaméléon	81
5.15	Stabilisation de l'assiette du GLMAV-lite par correcteur PD avec des perturbations	82
5.16	Marqueurs réfléchissants placés sur le drone pour le système OptiTrack	83
5.17	Positions mesurées (ligne continue) et désirées (ligne pointillée) du GLMAV-lite dans la salle OptiTrack	84
5.18	Vitesses mesurées (ligne continue) et désirées (ligne pointillée) du GLMAV-lite dans la salle OptiTrack	84
5.19	Angles mesurés (ligne continue) et désirés (ligne pointillée) du GLMAV-lite dans la salle OptiTrack	85
5.20	Accélérations mesurées sur le GLMAV-lite dans la salle OptiTrack	85
5.21	Altitude mesurée (ligne continue) et désirée (ligne pointillée) du GLMAV-lite dans la salle OptiTrack	86
5.22	Consignes données aux servomoteurs du plateau cyclique du GLMAV-lite dans la salle OptiTrack	86
5.23	Vitesses des moteurs mesurées (ligne continue) et désirées (ligne pointillée) du GLMAV-lite dans la salle OptiTrack	87
5.24	Positions mesurées (ligne continue) et désirées (ligne pointillée) du GLMAV-lite en utilisant la loi de commande en position du CRAN dans la salle OptiTrack	87
5.25	Prototype GLMAV final	88
5.26	Rotule pour essais en rotation seule	89
5.27	Angles mesurés (ligne continue) et désirés (ligne pointillée) lors du contrôle de l'assiette du GLMAV	90
5.28	Consignes données au servomoteur du plateau cyclique lors du contrôle de l'assiette du GLMAV	90
5.29	Vitesses des moteurs mesurées (ligne continue) et désirées (ligne pointillée) lors du contrôle de l'assiette du GLMAV	91
5.30	Accélérations mesurées lors du contrôle de l'assiette du GLMAV	91
5.31	Déploiement avec une vitesse nulle	92
5.32	Utilisation d'un avion-largueur	92

Introduction générale

Le travail de thèse rentre dans le cadre du projet ANR Démonstrateur GLMAV qui veut dire en anglais Gun Launched Micro Air Vehicle. Dans ce projet participent l'Institut de recherches de Saint Louis (ISL), le Centre de Recherche en Automatique de Nancy (CRAN – Nancy-Universités), l'unité mixte de recherche HEURistique et DIAGnostic des Systèmes Complexes (Heudiasyc – Université de Technologie de Compiègne) et la société SBG Systems. L'ISL est un institut franco-allemand, porteur du projet ANR, qui travaille sur des projets de recherche liés à l'aéronautique, la détonique, etc. dans le domaine de la défense, il est situé à la frontière franco-suisse-allemande à Saint Louis. Le CRAN mène des travaux de recherches appliquées dans le domaine de l'automatique et de la robotique, le département travaillant sur le projet GLMAV est situé à Longwy. La Société SBG Systems fabrique les centrales inertielles qui seront utilisées dans le projet. Les 4 partenaires de ce projet sont suivis par un Comité d'experts constitués de représentants de la DGA, la société MBDA, l'ANR et le Groupe d'intervention de la Gendarmerie nationale (GIGN).

Le GIGN a proposé le problème type qui doit être adressé dans ce projet. L'exemple de situation où serait utilisé le GLMAV est celui d'une mutinerie dans une prison. Les membres du GIGN qui sont appelés à intervenir doivent se situer à une distance de sécurité de 500m. À partir de cette distance, ils souhaiteraient envoyer un drone capable d'arriver sur le site rapidement et sans dépenser l'énergie accumulée dans les batteries de manière à utiliser le maximum de cette charge pour le vol au-dessus du site à observer et pour envoyer des images à la station sol. Ces informations seront très utiles pour préparer l'intervention afin de réduire le nombre de blessés et de mieux garantir la sécurité de toutes les personnes impliquées.

De façon plus générale, en situation de guérilla urbaine, il est intéressant pour un groupe de décideurs de pouvoir observer rapidement et posément une scène située à quelques distances. Nous pouvons aussi envisager de nombreuses utilisations civiles d'observation urgente en milieu hostile, incendie, chute en falaise, etc.

C'est donc pour répondre à ces besoins que le projet ANR GLMAV a étudié la conception d'un drone lancé par canon. Outre la conception globale du drone, il fallait résoudre la maîtrise du passage de l'état de projectile à l'état de drone qui n'était, alors, pas encore décrit par l'état des connaissances des scientifiques.

La thèse que nous présentons dans ce document s'est déroulée dans le cadre de projet scientifique ANR GLMAV et traite de la phase de transition de l'appareil de l'état de projectile à l'état de drone autonome.

Contexte scientifique de la thèse

Le problème posé est de concevoir un drone de petite taille, qui arrive rapidement sur la zone à observer, puis qui permette d'obtenir une image d'un objet fixe ou mobile au sol ou à l'intérieur d'un bâtiment, tout en consommant le moins d'énergie possible.

Pour la rapidité de positionnement sur la zone à observer, l'idée a été de projeter le drone via un canon. L'avantage d'utiliser un canon est que l'énergie de la batterie n'est pas dépensée pendant le trajet. Arrivé à l'apogée de sa trajectoire, le projectile se transforme dans sa configuration de drone et prend son autonomie. Il réalise l'observation en prenant des images de la scène (Fig. 1).

Néanmoins, la transition du vol balistique au vol d'observation représente un défi considérable qui sera en partie abordé dans cette thèse.

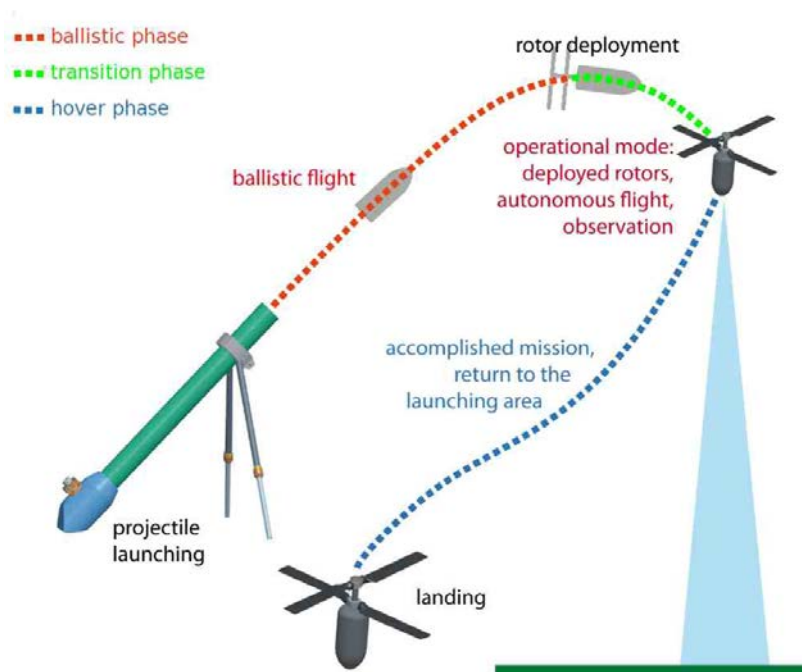


FIGURE 1 – Principe de fonctionnement du GLMAV

Objectifs de la thèse

Les objectifs de la thèse sont les suivants :

- Obtenir le modèle aérodynamique du drone aussi bien dans la phase balistique que dans la phase du vol stationnaire puis dans la phase de transition.
- Utiliser ensuite ce modèle pour faire la synthèse de lois de commande pour stabiliser le drone dans la phase de transition.

Le travail de thèse comporte aussi l'implémentation des stratégies de commande sur les systèmes embarqués, et une participation à la conception du prototype.

Afin de valider le modèle du prototype, plusieurs expérimentations ont été réalisées dans les locaux de l'HEUristique et DIagnostic des SYstèmes Complexes (Heudiasyc) et de l'Institut franco-allemand de recherches de Saint-Louis (ISL).

Organisation du manuscrit

Ce manuscrit de thèse est organisé en cinq chapitres.

- ➔ **Chapitre 1** Dans le premier chapitre, nous commencerons par donner un aperçu des différentes familles et architectures de drones en général, puis nous nous concentrerons sur les minidrones et les drones lancés par canon. Nous finirons ce chapitre par une description des capteurs présents sur les drones.
- ➔ **Chapitre 2** Dans le deuxième chapitre, nous allons présenter le projet ANR Démonstrateur Gun Launched Micro Air Vehicle (GLMAV) dans le cadre duquel les travaux écrits dans ce manuscrit sont réalisés. Nous exposerons aussi les problématiques rencontrées lors de la phase de transition du GLMAV.
- ➔ **Chapitre 3** Dans le troisième chapitre, nous développerons le modèle dynamique du GLMAV au cours des différentes phases de vol.
- ➔ **Chapitre 4** Le quatrième chapitre sera consacré à la stratégie de commande que nous proposons pour la phase de transition du GLMAV.
- ➔ **Chapitre 5** Le cinquième chapitre décrira l'implémentation des lois de commandes décrites dans le chapitre 4 sur les différents prototypes du GLMAV.

Chapitre 1

État de l'art

Sommaire

1.1	Introduction	5
1.2	Les drones	5
1.2.1	Une classification des drones	7
1.2.2	Les minidrones	10
1.3	Minidrones lancés par canon	16
1.3.1	Configuration déployée de type parachute	16
1.3.2	Configuration déployée de type avion	17
1.3.3	Configuration déployée de type hélicoptère	19
1.4	Les capteurs disponibles sur les drones	21
1.4.1	Les capteurs utiles pour mesurer l'attitude d'un drone	21
1.4.2	Les capteurs utiles pour mesurer la vitesse ou la position d'un drone	24
1.4.3	Les capteurs utiles pour obtenir des informations sur l'environnement autour d'un drone	27
1.5	Conclusion	27

1.1 Introduction

Dans ce chapitre, nous allons présenter brièvement la définition d'un drone et ses principales utilisations, puis nous allons décrire les différentes familles de drones, en détaillant particulièrement les minidrones et les drones lancés par canon. Ensuite, nous présenterons les capteurs présents sur les drones, qui leur permettent de connaître leur état propre (orientation, position), ainsi que leur environnement pour qu'ils soient capables de se déplacer de façon autonome.

1.2 Les drones

Un drone est un véhicule aérien, sans pilote à bord, qui est télécommandé par une personne au sol, ou vole de façon autonome. De manière générale, le mot drone ou Un-

manned Aerial Vehicle (UAV) décrit à tort le système complet auquel il appartient au lieu de l'appareil volant seul. Pour décrire le système complet, on parle plutôt de "systèmes de drones" ou Unmanned Aircraft System (UAS). Ce système inclut une station de commande au sol, le lien de communication entre le drone et la station au sol, un pilote ou superviseur humain, ainsi que les systèmes de supports supplémentaires nécessaires au bon fonctionnement du drone (Fig. 1.1).

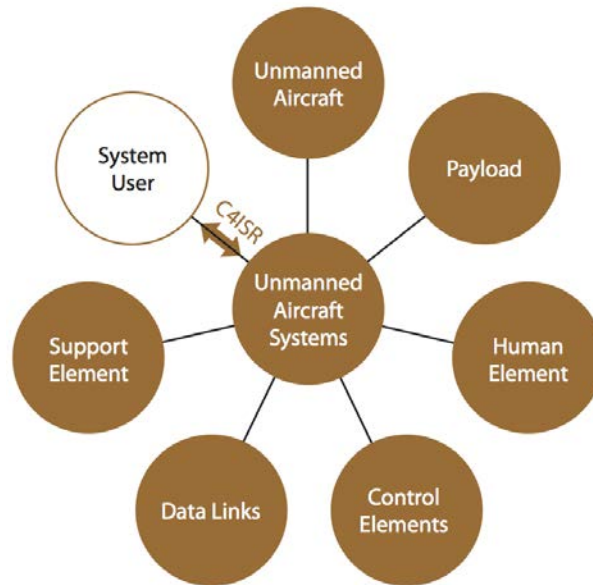


FIGURE 1.1 – Les différents éléments d'un système de drones

L'utilisation des drones permet de ne pas risquer la vie d'un pilote lors de situations dangereuses, ainsi que de diminuer les coûts d'exploitation. Le fait de ne pas avoir de pilote dans le véhicule aérien permet de s'affranchir des contraintes liées à celui-ci, comme la nécessité d'avoir un espace "confortable" et dédié au pilote, qu'il ne doive pas changer d'orientation au cours du vol, que les accélérations subies soient supportables par un humain, etc. Cela permet d'avoir une liberté plus importante lors de la conception du drone, et de créer des architectures répondant spécifiquement à la nature et le profil de la mission du drone. Les drones peuvent donc prendre une multitude de configurations différentes [1, 2, 3, 4].

Les drones sont utilisés de plus en plus tant pour des applications militaires, qui ont été les premières missions des drones, que pour le civil. Les applications militaires des drones peuvent être : l'utilisation comme caméra déportée, "derrière la colline" pour les drones de petite taille ou en remplacement de satellite pour les plus grands, l'utilisation comme relais de communication, l'utilisation comme drone de combat, la surveillance de zone (frontière, ...). Les applications civiles se développent moins rapidement que celles militaires, car les législations [5] régulant l'usage des drones dans l'espace aérien civil ne sont pas encore très avancées ou alors très limitatives. Cependant les drones civils peuvent être utilisés pour la surveillance de feu [6], la recherche de personnes perdues ou en danger [7], la surveillance de trafic routier [8], l'agriculture [9], la photographie aérienne, les tournages de film ou les

prises de vidéos d'évènement sportif, les surveillances diverses [10], l'inspection d'ouvrages d'art ou de bâtiments.

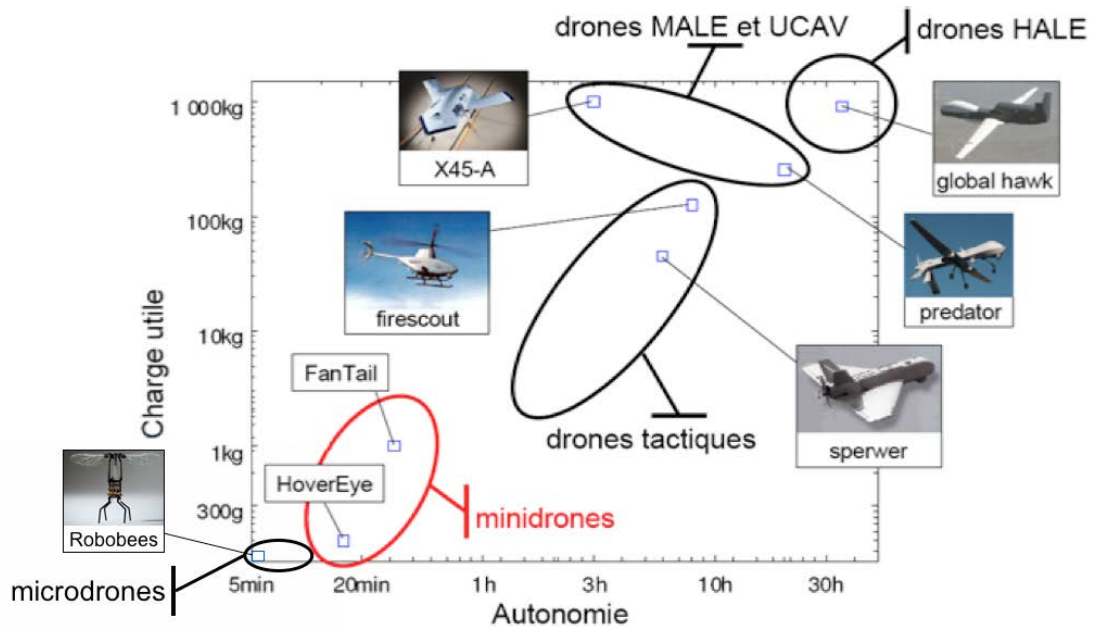


FIGURE 1.2 – Les différentes familles de drones

1.2.1 Une classification des drones

La classification des différents drones existants diffère suivant les pays [5, 11, 12, 13] et même suivant les différents corps d'armée comme aux États-Unis d'Amérique [11]. Les drones peuvent être classés suivant leur taille, leur endurance, leur altitude de vol, leur fonction, leur masse, leur charge utile, etc.

Une classification la plus couramment admise répartit les drones en fonction de leur taille et de leur endurance (Fig. 1.2). Elle définit 5 catégories de drones, depuis les drones avions d'une trentaine de mètres d'envergure, jusqu'aux drones à ailes battantes de quelques millimètres de long.

1.2.1.1 Les drones de Haute Altitude Longue Endurance, HALE

Les drones HALE atteignent généralement la taille d'un avion civil, comme l'A320 (34 m d'envergure), avec une autonomie de plusieurs milliers de kilomètres. Ils volent au-dessus des zones de vol civils et militaires classiques, jusqu'à 20 000 m d'altitude. Les capacités de ces drones HALE sont à rapprocher et à comparer à celles des avions pilotés, du type de l'avion-espion U2 ou des avions de renseignement électronique, ainsi qu'à celles des satellites d'observation ou d'alerte. Le Global Hawk de Northrop Grumman [14] (Fig. 1.3) est le MALE le plus connu. Le Phantom Eye, conçu par Boeing [15] (Fig. 1.4) est un exemple de l'envergure que les drones HALE peuvent avoir.



FIGURE 1.3 – le drone HALE Global Hawk de Northrop Grumman

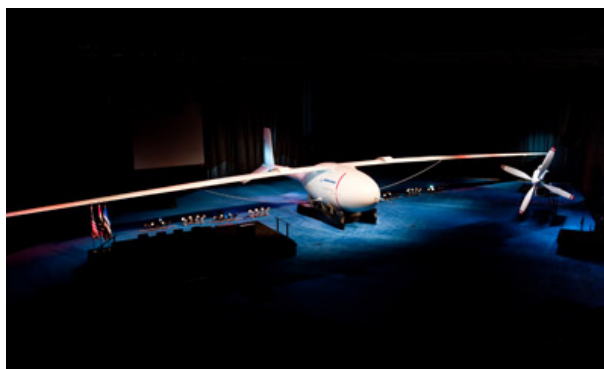


FIGURE 1.4 – Le drone HALE Phantom Eye de Boeing

1.2.1.2 Les drones de Moyenne Altitude Longue Endurance, MALE

L'envergure des drones MALE est généralement comprise entre 10 et 20 mètres. Ils volent à une altitude comprise entre 5000 et 12000 mètres, ils peuvent atteindre une autonomie de 1000 km. Les MALE opérationnels les plus connus sont le Heron d'Israel Aircraft Industries [16] (Fig. 1.5), ainsi que le Predator américain développé par General Atomics [17].

1.2.1.3 Les drones de combat, ou Unmanned Combat Aerial Vehicle, UCAV

Il s'agit des drones à vocation offensive, qui embarquent des armements – le plus souvent, des missiles – afin d'effectuer des missions d'attaque au sol. Ces drones sont de véritables avions de combat, et de ce fait, il faut prévoir que l'homme reste toujours dans la boucle décisionnelle, depuis une station au sol ou un PC volant, afin qu'il garde la décision de tir et puisse éventuellement annuler la mission. La figure 1.6 montre le drone nEUROn de Dassault Aviation [18].



FIGURE 1.5 – Le drone MALE Heron d’Israel Aircraft Industries



FIGURE 1.6 – Le drone UCAV nEUROn de Dassault Aviation

1.2.1.4 Les minidrones

Les drones de la famille des minidrones sont des engins de petites tailles (jusqu’à 1 mètre d’envergure) et possédant une autonomie faible (moins d’une heure). Le Raven d’AeroVironment [19] (Fig. 1.7) ainsi que le Falcon 8 d’Ascending Technologies [20] (Fig. 1.8) montrent les capacités des minidrones, pour la reconnaissance “derrière la colline” pour le premier, et les prises de vue aérienne pour le second.

Nous reviendrons plus en détail sur les différentes architectures des minidrones dans la section 1.2.2.

1.2.1.5 Les microdrones

Les microdrones sont une famille de drones de très petite taille (quelques centimètres à quelques millimètres). Ils sont principalement inspirés par la nature, les oiseaux et les insectes, comme le Nano Hummingbird d’AeroVironment [21] (Fig. 1.9) qui s’inspire du Colibri, le DelFly micro de l’Université de technologie de Delft [22] (Fig. 1.10) qui est un petit drone à ailes battantes, ou encore le RoboBees de l’université Harvard [23] (Fig. 1.11) qui reprend les caractéristiques d’une abeille.



FIGURE 1.7 – Le drone Raven d'AeroVironment



FIGURE 1.8 – Le drone Falcon 8 d'Ascending Technologies



FIGURE 1.9 – Le drone Nano Hummingbird d'AeroVironment

1.2.2 Les minidrones

Les minidrones sont utilisés pour des missions d'observation de courte durée souvent dans un milieu urbain, du fait de leurs petite taille et faible autonomie. L'évolution dans un environnement urbain entraîne souvent le besoin d'un vol stationnaire ainsi qu'un décollage et un atterrissage vertical (en anglais : Vertical Take-Off and Landing (VTOL)).

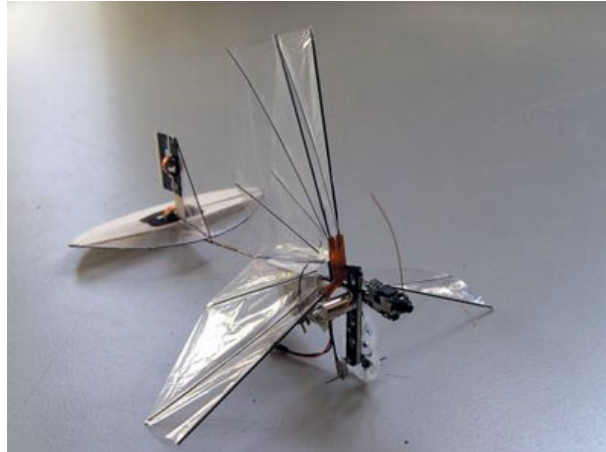


FIGURE 1.10 – Le drone DelFly micro de l’Université de technologie de Delft



FIGURE 1.11 – Le drone RoboBee de l’université Harvard

C’est d’ailleurs en utilisant ces capacités de VTOL que les minidrones peuvent augmenter leur autonomie en se posant sur les bâtiments et en observant leur environnement sans avoir à utiliser leur moteur. Les différentes missions qui sont attribuées aux minidrones sont aussi bien militaires que civiles. Pour les missions militaires, elles peuvent être de l’observation pour renseigner des fantassins sur les éventuels ennemis en avant de leur position ou le drone peut servir de relai de communication temporaire. Les missions civiles sont de la surveillance de manifestations, de feux de forêt. Les drones peuvent aussi être utilisés pour de l’inspection d’ouvrages d’art pour la détection de fissures sur les ponts, les barrages ou les façades inaccessibles ou encore des lignes à haute tension.

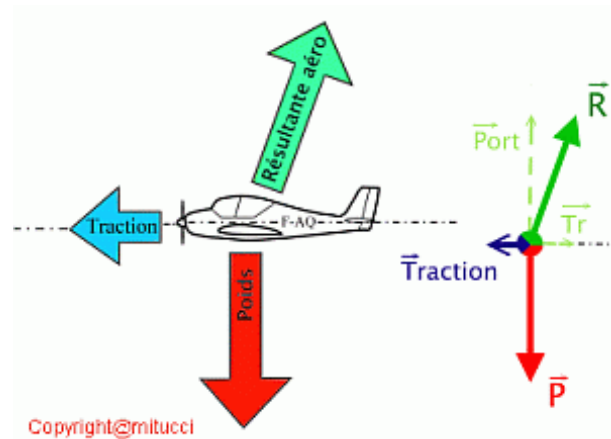
Les minidrones présentent différentes architectures avec chacune leurs avantages et leurs inconvénients.

1.2.2.1 Les drones avions

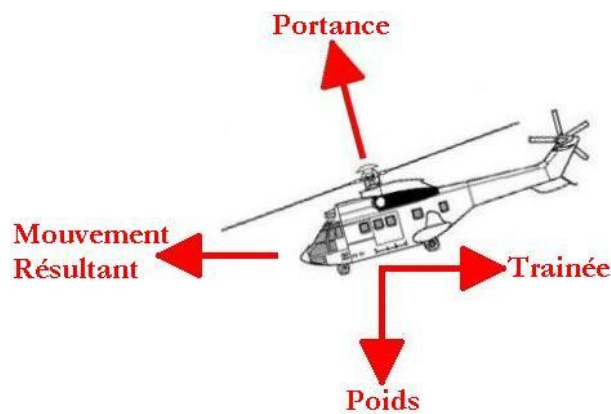
L’avantage principal des drones avions est que leur autonomie est importante. Car contrairement à un hélicoptère, l’énergie apportée par la batterie ou le carburant est

utilisée pour faire tourner l'hélice qui fera avancer l'avion, et c'est les ailes qui créeront la portance qui contrera le poids du drone (Fig. 1.12(a)). D'ailleurs, les planeurs profitent de cet effet pour pouvoir voler sans utiliser de moteur, leur vitesse d'avance leur permet de supporter leur poids en ne perdant que très peu d'altitude. Alors que pour un hélicoptère, la portance des pales est entièrement créée par l'énergie utilisée dans les moteurs (Fig. 1.12(b)).

Cet avantage oblige par contre les drones avions a toujours avoir une vitesse relative à l'air suffisante pour créer la portance qui supportera l'avion. Ils ne peuvent donc pas rester immobiles pour donner une vue d'une zone d'intérêt fixe. Par conséquent, ils sont obligés de tourner autour de la zone d'intérêt. Pour des drones qui sont à une altitude élevée, ce n'est pas un problème, car la zone d'intérêt reste dans leur champ de vision, mais pour un minidrone qui est à basse altitude, la zone d'intérêt peut rapidement se retrouver en dehors du champ de vision de la caméra embarquée.



(a) Avion



(b) Hélicoptère

FIGURE 1.12 – Principe de la portance

1.2.2.2 Les drones hélicoptères

Les drones hélicoptères peuvent avoir plusieurs architectures, soit avec un rotor principal unique et un petit rotor annexe, soit avec plusieurs rotors de tailles identiques.

Avec un rotor principal et un rotor anticouple : ils utilisent les technologies présentes sur les hélicoptères “taille réelle” avec leur plateau cyclique (Fig. 1.13), la complexité de leur mécanique peut donc être un problème.



FIGURE 1.13 – Le drone aérien Yamaha RMax/ReSSAC de l’ONERA

Avec des rotors contrarotatifs :

- utilisant 2 rotors coaxiaux, l’utilisation de deux rotors permet d’avoir des charges plus lourdes avec un encombrement moindre (pas de rotor de queue nécessaire, car l’anticouple est géré par la différence de vitesse entre les 2 rotors), mais leur mécanique est toujours complexe (plateau cyclique) (Fig. 1.14 et 1.15),
- utilisant 4 rotors ou de multiples paires de rotors, les multi rotors sont très stables et facile à manœuvrer, et aussi très simple mécaniquement, car chaque rotor est en général juste composé d’une hélice fixée directement sur un moteur (Fig. 1.16).

1.2.2.3 Les drones convertibles avion/hélicoptère

Les drones convertibles avion/hélicoptère combinent les avantages des deux types de drones précédents. Ils ont deux modes de déplacement. Le premier étant le mode “hélicoptère”, la force permettant de maintenir en l’air le drone est seulement la poussée de l’hélice. Ce mode permet de faire du vol stationnaire et de se déplacer à faible vitesse. Le deuxième est le mode “avion”, le drone bascule horizontalement pour utiliser la portance de ses ailes pour se maintenir en l’air. La vitesse de déplacement est alors plus élevée et la consommation est fortement diminuée (de l’ordre d’un facteur dix).

Le HoverEye de Bertin Technologies :

Le HoverEye possède deux rotors contrarotatifs carénés ainsi que quatre gouvernes placées dans le flux du rotor à l’intérieur de l’aile annulaire. Le centre de gravité du drone



FIGURE 1.14 – Le drone hélicoptère à rotors coaxiaux CoaX de Skybotix AG



FIGURE 1.15 – Le drone Horus de Heudiasyc

a été avancé pour que les gouvernes aient une efficacité plus élevée. Une commande non linéaire de type hiérarchique est utilisée pour asservir le drone en position [24] (Fig. 1.17).

Le Fantail 5000 de Singapore Technologies Aerospace Ltd :

Le Fantail 5000 utilise un rotor caréné ainsi que huit gouvernes placées dans le flux du rotor à l'intérieur de l'aile annulaire. Sa commande est de type PID (proportionnelle, intégrale, dérivée) et les gains ont entièrement réglés expérimentalement [25] (Fig. 1.18).

Le Vertigo :

Le Vertigo dispose de deux rotors contrarotatifs ainsi que de quatre gouvernes placées dans le flux du rotor. Contrairement aux deux drones précédents, il ne possède



FIGURE 1.16 – Le drone à 8 rotors de Heudiasyc

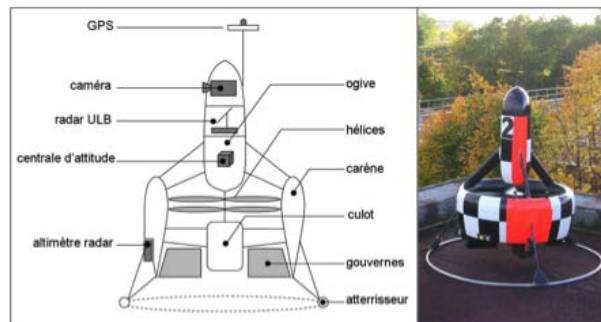


FIGURE 1.17 – Le drone HoverEye de Bertin Technologies



FIGURE 1.18 – Le drone Fantail 5000 de Singapore Technologies Aerospace Ltd

pas d'aile annulaire, mais deux ailes disposées perpendiculairement. Il y a deux mo-

dules de commandes (avion/hélicoptère) qui génèrent les commandes du drone, ensuite le module de commutation choisit la commande à appliquer en fonction de la phase de vol avion/hélicoptère et combine les deux commandes pour la transition entre les deux modes [26] (Fig. 1.19).

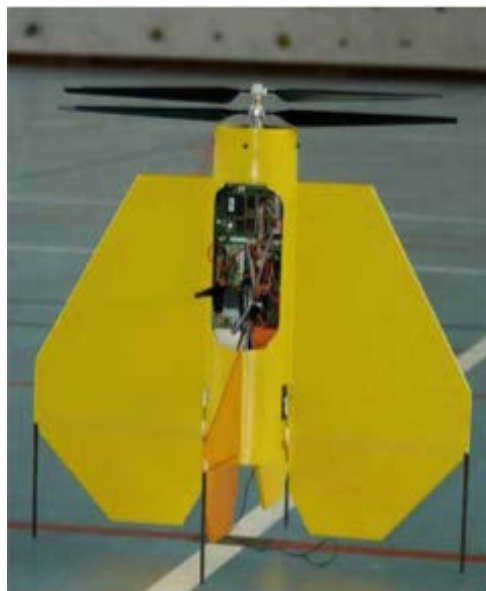


FIGURE 1.19 – Le drone Vertigo

1.3 Minidrones lancés par canon

Dans certaines situations, il est important d’avoir des informations rapidement sur une zone d’intérêt à quelques centaines de mètres de la position actuelle. C’est pour cette rapidité de déploiement qu’ont été développés les minidrones lancés par canon. Nous pouvons classer les drones lancés par canon en fonction de la configuration qu’ils ont lorsqu’ils sont déployés après être sortis du canon. En général, ils se transforment, de leur forme de projectile en leur forme finale, autour de l’apogée. Nous avons identifié trois différents types de configurations déployées : le projectile peut se transformer en un parachute, un avion ou un hélicoptère. Nous allons donner des exemples de chacun de ces types, ainsi que de leurs avantages et inconvénients.

1.3.1 Configuration déployée de type parachute

Les “grenades” de reconnaissance sont des caméras lancées à partir de lance-grenade standard de 40mm de diamètre. Après avoir été tirées, et une fois au-dessus de la zone à observer, la caméra et son parachute sont éjectés comme sous-munition, et la caméra commence à envoyer des images à la station au sol. Les lance-grenades font déjà partie des équipements standards, et les soldats sont habitués à leur maniement, donc l’utilisation des “grenades” de reconnaissances en est simplifiée, et elle n’est qu’une “munition” en

plus à emporter. Les “grenades” de reconnaissance sont associées à une station au sol qui reconstitue une photo aérienne “instantanée” de la zone d’intérêt en associant côte à côte les différentes photos prises au cours de la descente du parachute.

Des exemples de grenades de reconnaissance sont : la grenade de reconnaissance de l’ISL [27, 28, 29] (Fig. 1.20), la grenade Soldier Parachute Aerial Reconnaissance Camera System (SPARCS) de Singapore Technologies Engineering [30], et la grenade High-altitude Unit Navigated Tactical Imaging Round (HUNTIR) de AMTEC Less-Lethal Systems [31]

Ces “grenades” d’observation envoient rapidement des images d’une zone d’intérêt, mais la précision géographique n’est pas toujours parfaite et difficilement contrôlable (un coup de vent peut perturber le parachute et il n’est pas possible de corriger sa trajectoire), de plus la durée de disponibilité des images est faible, car elle ne dure que le temps de la descente du parachute.

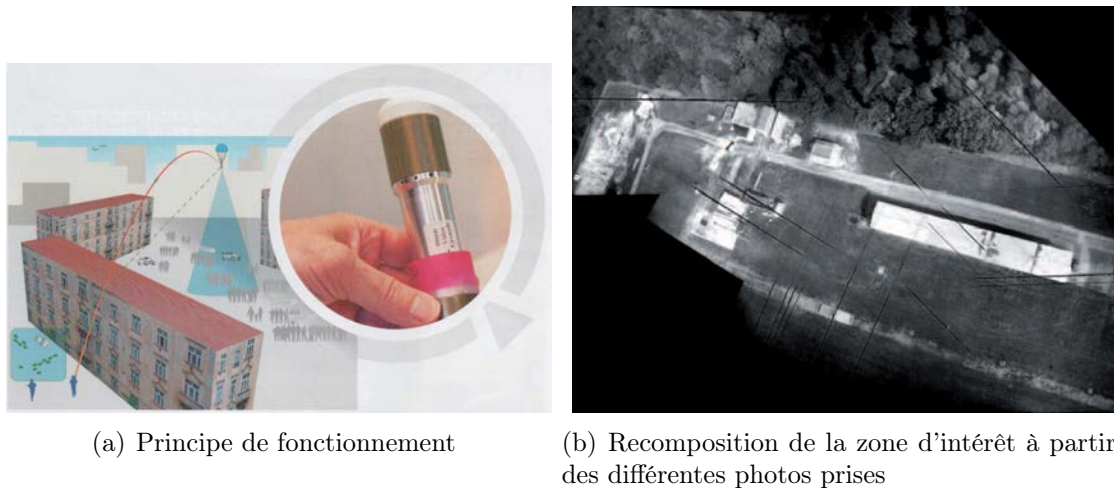


FIGURE 1.20 – La grenade de reconnaissance de l’ISL

Cependant, du fait de leurs faibles couts et de leur simplicité d’utilisation, elles sont une alternative intéressante à l’utilisation de drones pour avoir une photo “instantanée” d’une zone d’intérêts même si elle n’est pas très précise géographiquement.

1.3.2 Configuration déployée de type avion

Les récents travaux de recherche liés aux drones lancés par canon se sont principalement concentrés sur des configurations d’avions. L’utilisation d’une configuration déployée de type avion simplifie grandement l’après-déploiement, car après s’être déployé le drone est dans une orientation qui fait partie de l’enveloppe de vol normale d’un avion. Il est donc stable dès que le déploiement est fini et la vitesse d’avance importante au moment du déploiement est même un avantage, car elle permet d’économiser encore plus d’énergie, le drone peut planer sans avoir besoin d’allumer ces moteurs tant qu’il a une vitesse suffisante.

Plusieurs approches ont été utilisées pour lancer les drones ainsi que pour ranger les ailes des avions à l’intérieur du projectile lors de la phase de vol balistique.

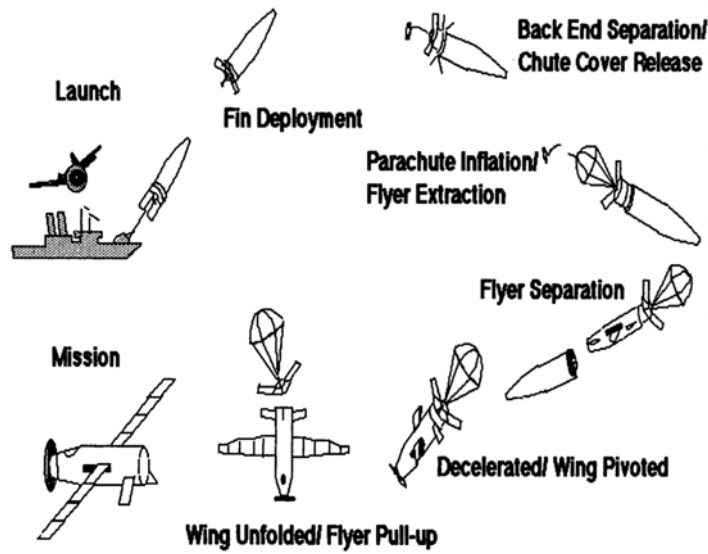


FIGURE 1.21 – Séquence de déploiement du drone WASP



FIGURE 1.22 – Configurations non déployées et déployées du drone FASM/QuickLook UAV

Le “Wide Area Surveillance Projectile” (WASP) [32] (Fig. 1.21) développé par le MIT et le FASM/QuickLook UAV [33] (Fig. 1.22) par ILC Dover reposent sur des ailes gonflables qui sont stockées dans le corps du drone puis gonflées pour former les ailes.

Le Switchblade [34] (Fig. 1.23) par AeroVironment-Inc. utilise des ailes rigides pliables. Les ailes sont pliées sur les côtés du corps de l’UAV et déployées avant l’apogée.

Le Coyote [35] (Fig. 1.24) de BAE-Systems est lancé par un avion en utilisant le même tube de lancement qu’une bouée acoustique de lutte anti-sous-marine. Ces ailes sont aussi pliées le long de son corps.



FIGURE 1.23 – Le drone Switchblade d’Aerovironment-Inc

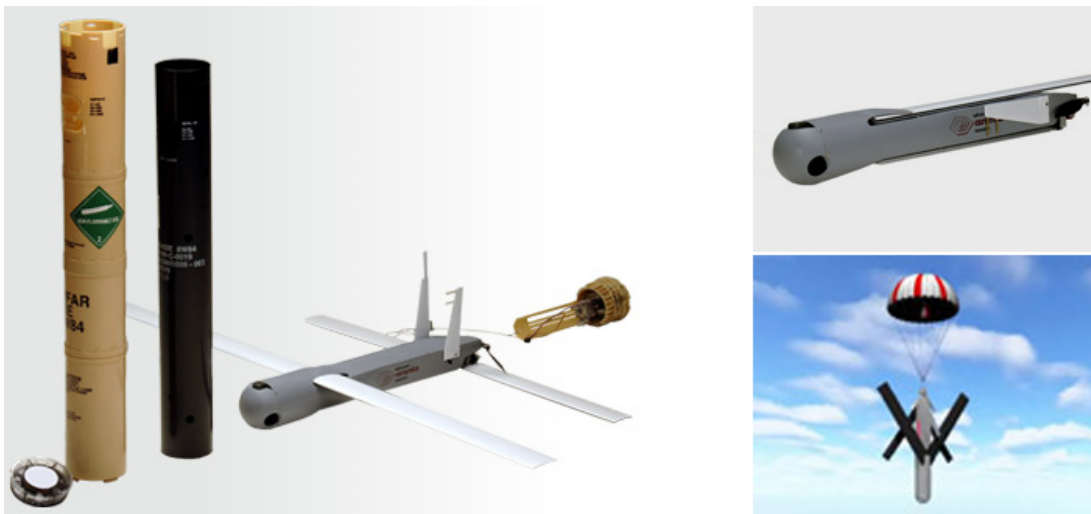


FIGURE 1.24 – Le drone Coyote de BAE-Systems

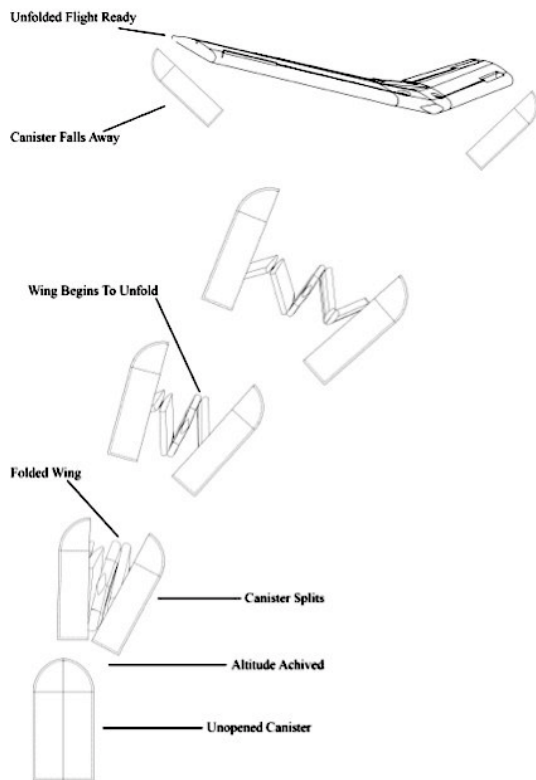
Le drone Bird’s Eye de Bird Aerospace LLC [36] quant à lui est un cylindre, envoyé par une charge d’explosif, qui se déploie en une grande aile (Fig. 1.25).

Ces drones arrivent rapidement sur la zone à observer, mais ils ont les mêmes défauts que les drones avions, à savoir qu’ils ne peuvent pas donner en continu des images d’une zone d’intérêt fixe ou obtenir des images de l’intérieur de bâtiments.

1.3.3 Configuration déployée de type hélicoptère

Peu de drones lancés par canon ayant une configuration d’hélicoptère ont été étudiés. Un rapport technique de l’US Army Research Laboratory [37] démontre la faisabilité d’une telle plateforme, sans l’avoir validée par des démonstrateurs.

L’entreprise Lite Machines a été récompensée par la Marine des États-Unis d’Amérique par un “Phase III Small Business Technology Transfer Program contract” qui est le dernier niveau dédié à la commercialisation, pour le projet “Sonobuoy Tube Launched UAV”. Le nom du projet accepté suppose que le drone est lancé par un avion en utilisant le même support qu’une bouée acoustique de lutte anti-sous-marine. Mais le produit présenté sur leur site internet, le Voyeur [38] (Fig. 1.26) est un hélicoptère coaxial qui est seulement



(a) Principe de déploiement



(b) Photo d'un lancement

FIGURE 1.25 – Le drone Bird's Eye de Bird Aerospace LLC

stocké dans un tube puis lancé à la main.

L'avantage principal d'une configuration déployée de type hélicoptère est le fait de pouvoir faire du vol stationnaire, ce qui permet d'obtenir des images d'une zone d'intérêt fixe, et de regarder à travers les fenêtres d'un bâtiment, voire d'aller explorer à l'intérieur des bâtiments.



FIGURE 1.26 – Le drone Voyeur UAV de Lite Machines Corporation

1.4 Les capteurs disponibles sur les drones

L'intérêt d'un drone va croître avec son degré d'autonomie. Pour que le drone puisse prendre des décisions, il doit disposer d'informations sur son état et sur son environnement. Ces informations sont acquises par différents capteurs.

Au cours de cette section, nous allons décrire le fonctionnement des différents capteurs qui peuvent être embarqués sur des minidrones.

Nous avons séparé ces capteurs en trois groupes, en premier lieu, les capteurs utiles pour mesurer l'attitude d'un drone, puis les capteurs utilisés pour mesurer la vitesse ou la position, et enfin les capteurs permettant d'obtenir des informations sur l'environnement autour du drone. Certains capteurs pourraient être classés dans plusieurs groupes, nous les avons listés dans le groupe correspondant à son usage principal.

1.4.1 Les capteurs utiles pour mesurer l'attitude d'un drone

1.4.1.1 Gyroscope/Gyromètres

Un gyroscope est un capteur de position angulaire (Fig. 1.27) et un gyromètre un capteur de vitesse angulaire.

Un gyroscope est un appareil qui exploite le principe de la conservation du moment angulaire en physique (ou encore stabilité gyroscopique ou effet gyroscopique). Cette loi fondamentale de la mécanique veut qu'en l'absence de couple appliqué à un solide en rotation, celui-ci conserve son axe de rotation invariable. Lorsqu'un couple est appliqué à l'appareil, il provoque une précession ou une nutation du solide en rotation. Le gyroscope

donne la position angulaire (selon un, deux ou les trois axes) de son référentiel par rapport à un référentiel inertiel (ou galiléen).

Les gyroscopes utilisés dans les drones sont généralement à base de Microsystème électromécanique (MEMS) dû à leur faible coût de fabrication et à leur petite taille (Fig. 1.29). Mais cela entraîne une baisse des performances par exemple par rapport à des gyroscopes optiques qui sont beaucoup plus précis, mais ont un coût très important (Fig. 1.28).

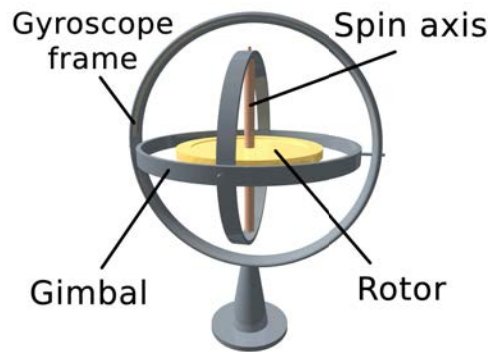


FIGURE 1.27 – Un gyroscope

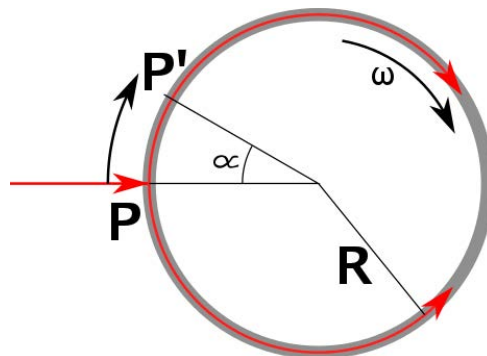


FIGURE 1.28 – Principe de l'effet Sagnac pour les gyromètres optiques

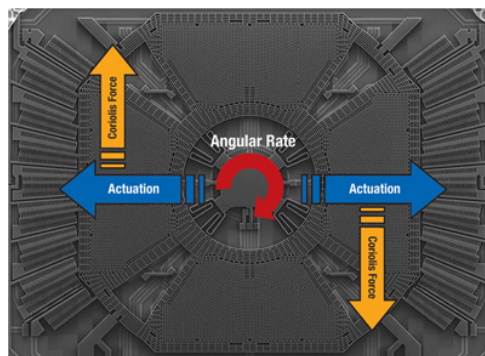


FIGURE 1.29 – Un gyroscope MEMS

1.4.1.2 Accéléromètres

Les accéléromètres sont des capteurs qui permettent de mesurer les accélérations subies par le capteur lui-même.

Le principe des accéléromètres est basé sur la loi fondamentale de la dynamique $F = M.a$ (F : la force subie par la partie mobile du capteur, M : la masse de la partie mobile du capteur, a : l'accélération de la partie mobile du capteur). Plus précisément, il consiste en l'égalité entre la force d'inertie de la masse sismique du capteur et une force de rappel appliquée à cette masse (Fig. 1.30).

Nous distinguons deux grandes familles d'accéléromètres : les accéléromètres non asservis et les accéléromètres à asservissement.

Le principe des premiers est de mesurer le déplacement de la partie mobile du capteur (masse liée à un ressort) pour en déduire la force subie par cette partie mobile, puis d'appliquer la formule précédente pour trouver l'accélération $a = \frac{F}{M}$.

Les accéléromètres à asservissement, quant à eux, mesurent la force nécessaire à un actionneur pour maintenir la partie mobile du capteur à sa position de référence, puis de la même façon ils déterminent l'accélération.

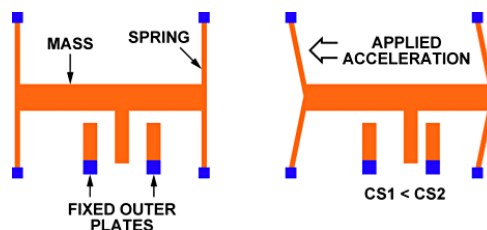


FIGURE 1.30 – Un accéléromètre MEMS

1.4.1.3 Magnétomètres

Les magnétomètres sont des capteurs qui mesurent les champs magnétiques, en particulier le champ magnétique terrestre qui indique le nord magnétique.

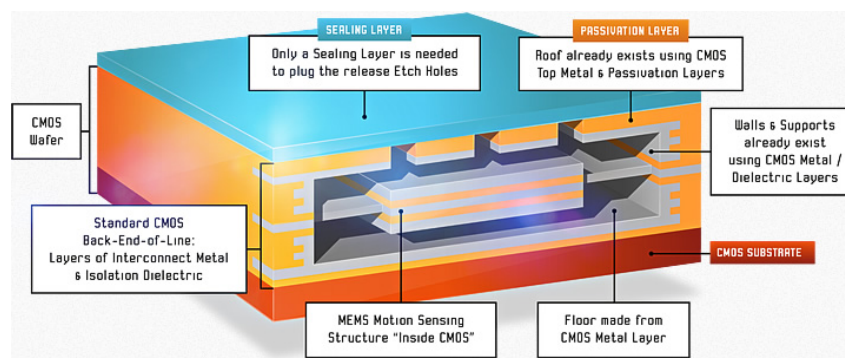


FIGURE 1.31 – Un magnétomètre MEMS

Il repose sur un élément sensible au champ magnétique qui, associé à un dispositif électronique, permet d'extraire la mesure du champ magnétique (Fig. 1.31).

Ils peuvent, par exemple, être utilisés pour faire une carte afin de naviguer à l'intérieur des bâtiments [39] en utilisant les variations et anomalies du champ magnétique engendrées par les murs et les différents matériaux composant le bâtiment.

1.4.2 Les capteurs utiles pour mesurer la vitesse ou la position d'un drone

1.4.2.1 Tube de pitot

Le tube de Pitot est un système de mesure de vitesse des fluides.

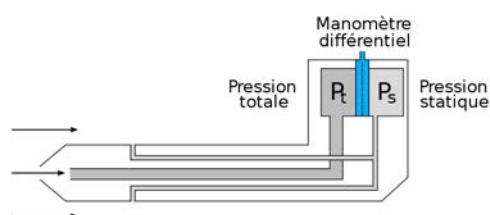


FIGURE 1.32 – Schéma d'un tube de Pitot

Un tube de Pitot-statique est constitué de deux tubes coudés concentriques (Fig. 1.32) dont les orifices, en communication avec le fluide dont on veut mesurer la vitesse, sont disposés de façon particulière :

- Le tube extérieur s'ouvre perpendiculairement à l'écoulement du fluide. La pression à l'intérieur de ce tube est donc égale à la pression ambiante ou pression statique ;
- Le tube intérieur est parallèle à l'écoulement du fluide, et est ouvert en son bout, face au flux. La pression à l'intérieur de celui-ci est donc la pression totale, somme de la pression statique et de la pression dynamique.

Un manomètre mesure la différence de pression entre les deux tubes, c'est-à-dire la pression dynamique, et permet donc de calculer la vitesse d'écoulement du fluide autour du tube.

1.4.2.2 Système de positionnement par satellites

Les systèmes de positionnement par satellites, tel le GPS développé par les États-Unis ou le système russe GLONASS ou encore le futur système européen Galileo, permettent de donner une position précise à quelques mètres sur la surface de la Terre.

1.4.2.3 Systèmes de positionnement 3D par caméra

La capture de positions 3D dans un espace déterminé est souvent basée sur le recoupement d'images acquises par des caméras à infrarouges comme le système OptiTrack (Fig. 1.34).

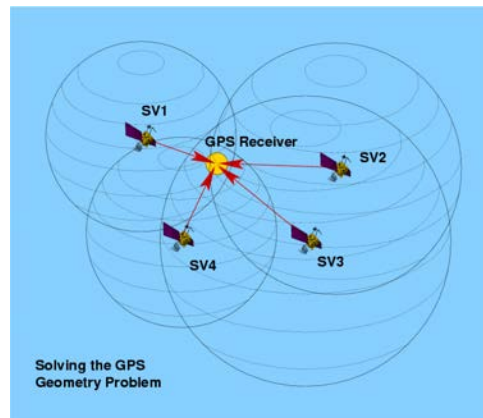


FIGURE 1.33 – Schéma de principe d'un système de positionnement par satellites



(a) Caméra OptiTrack



(b) Salle optitrack



(c) Visualisation des marqueurs

FIGURE 1.34 – Système optitrack

1.4.2.4 Altimètres

Un altimètre est un instrument de mesure permettant de déterminer la distance verticale entre un point et une surface de référence. L'altitude est mesurée par rapport au niveau de la mer, la hauteur par rapport au niveau du sol local et le niveau de vol par rapport à une surface isobare théorique.

L'altimètre barométrique mesure une différence de pression atmosphérique entre le niveau de référence, fixé par l'utilisateur, et le niveau de l'altimètre. Le niveau de référence choisi, correspondant à l'affichage "0", dépend de la phase du vol et est généralement celui de l'aérodrome de départ ou de destination ou celui du niveau de la mer. L'altimètre barométrique est étalonné suivant la variation de la pression atmosphérique selon l'altitude dans une atmosphère standard (normalisée). En prenant le niveau de la mer comme altitude de référence h_0 , et en prenant pour l'atmosphère un état moyen défini par l'atmosphère normalisée type OACI (Température $15\text{ °C} = 288,15\text{ K}$, pression $1013,25\text{ hPa}$, gradient vertical de température $0,65\text{ K}$ pour 100 m), on obtient la formule internationale du nivellement barométrique :

$$p(h) = 1013,25 \left(1 - \frac{0,0065 \cdot h}{288,15} \right)^{5,255} \text{ hPa}$$

Cette formule permet le calcul de la pression à une certaine altitude, sans avoir besoin de connaître la température ou le gradient vertical de température. La précision dans le cas d'applications pratiques est toutefois limitée, puisque l'on choisit ici un état moyen différent de l'état réel de l'atmosphère.

1.4.2.5 Capteurs de flux optique

Le flux optique est le mouvement apparent des objets, surfaces et contours d'une scène visuelle, causé par le mouvement relatif entre un observateur (l'œil ou une caméra) et la scène (Fig. 1.35).

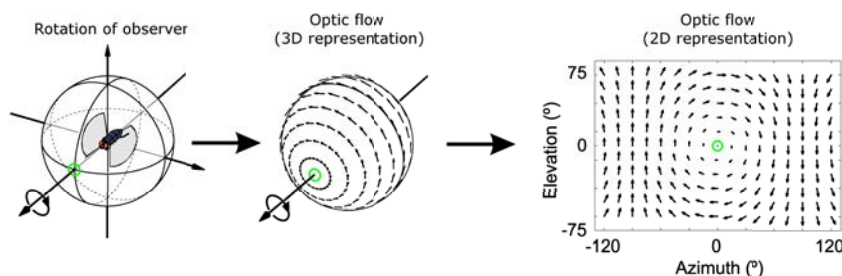


FIGURE 1.35 – Principe du flux optique

Le concept de flux optique a été étudié dans les années 1940 et des travaux ont été publiés dans *American psychologist* par James J. Gibson.

Les applications du flux optique telles que la détection de mouvement, la segmentation d'objets et la mesure de la disparité stéréoscopique utilisent le mouvement des textures de l'objet et de ses bords.

1.4.3 Les capteurs utiles pour obtenir des informations sur l'environnement autour d'un drone

1.4.3.1 Capteurs ultrason

Les capteurs ultrason permettent de mesurer la distance entre l'émetteur et le premier obstacle qui réfléchit les ultrasons (Fig. 1.36). Ce dispositif fonctionne bien lorsque la surface de l'obstacle est orthogonale à la trajectoire des ultrasons.

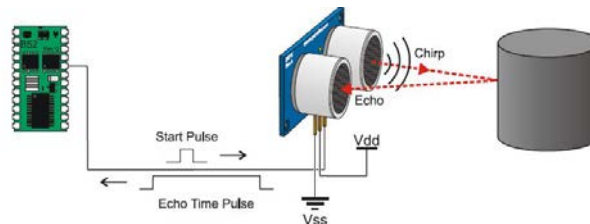


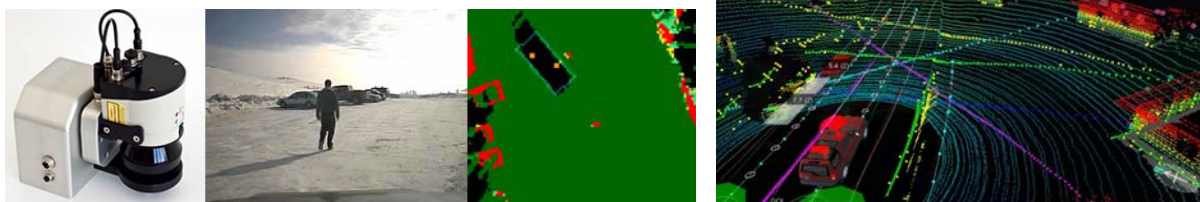
FIGURE 1.36 – Principe de fonctionnement d'un capteur ultrason

1.4.3.2 Caméras

Les caméras sont amplement utilisées à bord des drones pour observer un site d'intérêt, pour détecter des obstacles, pour reconstruire en 3D l'environnement, etc.

1.4.3.3 Télémètres laser

Les télémètres laser, ou Light Detection And Range (LIDAR), permettent de mesurer des distances entre le drone et son environnement (Fig. 1.37). Un balayage à 360° permet d'estimer l'environnement autour du drone. Leurs inconvénients peuvent être leur poids et leur consommation d'énergie.



(a) Lidar Sick

(b) Lidar Velodyne

FIGURE 1.37 – Mesures obtenues avec des Lidars à balayage

1.5 Conclusion

Nous avons présenté les différents drones les plus connus en nous concentrant sur les minidrones et ceux lancés par canons. Nous avons passé en revue les différents capteurs

couramment utilisés à bord des minidrones. Cette mise en contexte nous apporte une vision claire des systèmes disponibles sur le marché, ainsi que sur le vide technologique existant face à un besoin particulier d'un certain segment du marché des drones. Nous allons donc par la suite présenter la solution étudiée répondant aux besoins suivants : apporter un accès rapide à une zone urbaine suivie d'une agilité de déplacement dans l'environnement (distances courtes, espace encombré), permettre des prises de vue à partir d'un point de vue statique ou bien dynamique selon le choix et ne pas laisser tomber au sol de composants du projectile (survol de zones habitées).

Chapitre 2

Le projet Gun Launched Micro Air Vehicle

Sommaire

2.1	Introduction	29
2.2	Le concept du GLMAV	30
2.3	Définition des tâches du projet GLMAV et leur répartition entre les partenaires	31
2.4	Verrous scientifiques et techniques à lever	33
2.4.1	Tenue des composants à l'accélération	33
2.4.2	Phase de transition, transformation du projectile en drone miniature	34
2.4.3	Autopilote, cerveau du GLMAV	34
2.5	Le prototype du GLMAV	35
2.6	La phase de transition	36
2.6.1	Disponibilité des capteurs	36
2.6.2	Dispersion des conditions de lancement	37
2.6.3	Méthodes de ralentissement envisagées	38
2.7	Conclusion	41

2.1 Introduction

Dans ce chapitre, nous présenterons le projet ANR Démonstrateur GLMAV, ainsi que les points durs liés à la phase de transition, qui est l'objet de cette thèse.

Le projet est porté par l'Institut franco-allemand de recherches de Saint-Louis (ISL), en partenariat avec le Centre de Recherche en Automatique de Nancy (CRAN – Nancy-Universités), l'unité mixte de recherche HEURistique et DIAGnostic des Systèmes Complexes (HEUDIASYC – Université de Technologie de Compiègne) et l'entreprise SBG Systems. Les opérateurs finaux tels que MBDA-Systems en France et le GIGN sont associés au comité de pilotage du projet en tant qu'experts industriels et opérationnels respectivement.

2.2 Le concept du GLMAV

L'objectif du projet ANR Démonstrateur GLMAV est de positionner rapidement un minidrone hélicoptère au-dessus d'une zone d'intérêt. Pour cela, le GLMAV, sous la forme d'un projectile, est lancé, à partir d'un tube portable dédié et facile à mettre en œuvre par un non-spécialiste, à une distance de 500 m et une altitude de 100 m, où il pourra commencer à transmettre des images de la zone à observer. Le délai extrêmement court et l'économie d'énergie pour amener l'engin sur le site à observer sont les principaux avantages de ce concept, puisque l'appareil devient opérationnel en quelques secondes sans qu'aucune énergie propre ne soit consommée. Les discrétions acoustiques et visuelles jusqu'à l'arrivée de l'engin au-dessus du site à observer sont d'autres avantages liés au concept : en effet, les rotors assurant la sustentation et la manœuvrabilité de l'engin ne commenceront à fonctionner que lorsque l'engin arrivera au-dessus du site.

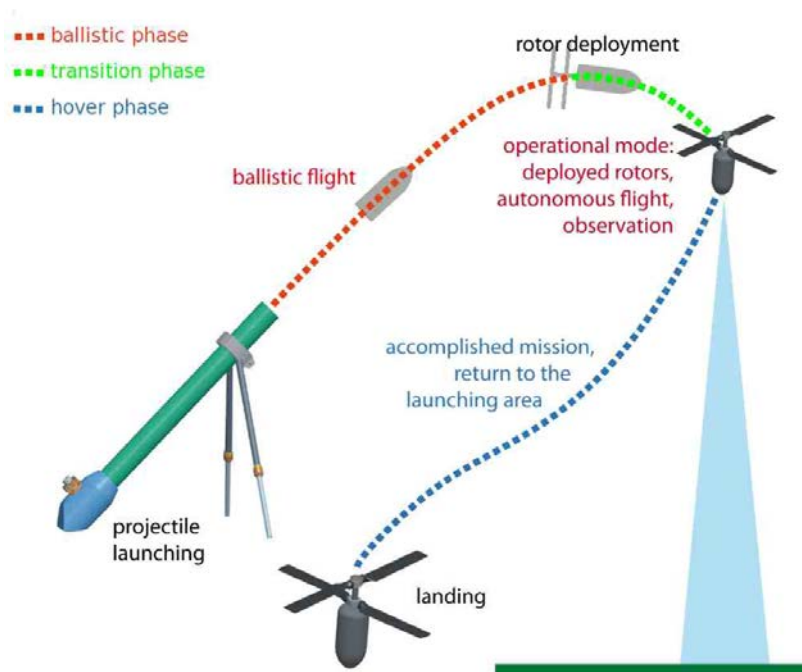


FIGURE 2.1 – Principe de fonctionnement du GLMAV

Nous pouvons donc distinguer trois phases dans l'enveloppe de vol du GLMAV (voir figure 2.1). La première phase est la phase balistique, lors de laquelle le drone se comporte comme un projectile. La dernière phase est la phase de vol opérationnel, où le drone est piloté en mode hélicoptère et envoie des informations visuelles de la zone d'intérêt. La phase de transition autour de l'apogée de la trajectoire balistique, lorsque les rotors coaxiaux sont déployés et que la vitesse du drone est ralentie, lie les deux phases préalablement citées. Cette phase est complexe, car la dynamique du drone est alors hybride entre celle d'un projectile et celle d'un birotor coaxial.

- i) *Phase balistique* : Durant cette phase, le drone se comporte comme un projectile, ces rotors sont pliés pour tenir à l'intérieur du corps du projectile.

- ii) *Phase de transition* : Le déploiement des rotors par l'arrière du projectile (sans largage de pièces) marque le début de la phase de transition. C'est au cours de cette phase que le drone est ralenti pour atteindre une vitesse de quelques mètres par seconde. Sa trajectoire a un rayon de courbure moins important que sans déploiement, car sa vitesse axiale est diminuée par le ralentissement du drone.
- iii) *Phase opérationnelle* : Lors de cette phase, le drone est utilisé comme un minihélicoptère conventionnel. Il utilise sa caméra pour observer la zone d'intérêt.

L'utilisation d'un système hybride projectile/minidrone a deux principaux avantages. Premièrement, cela permet d'augmenter l'autonomie du drone. En effet, les batteries du drone ne sont pas utilisées lors de la phase balistique, puisque l'énergie nécessaire au trajet de 500 m est fournie par une source extérieure au drone (l'explosif du lanceur). Deuxièmement, le temps de trajet est grandement diminué, et le drone est opérationnel au-dessus de la zone à observer en une douzaine de secondes alors qu'en utilisant un drone de type birotor, il ne serait opérationnel qu'en environ une minute et demie après son lancement.

Nous pouvons résumer les avantages du GLMAV par :

- Il permet d'éviter la consommation d'énergie pour positionner le GLMAV sur le site à partir duquel il deviendra opérationnel puisque l'énergie utilisée est externe au drone miniature.
- Il permet de notablement diminuer le temps de trajet entre son départ et son arrivée sur site (12 s au lieu de 100 s), puisque le lancement s'effectue avec une accélération et une vitesse initiale bien supérieure à celle d'un appareil à décollage vertical du type hélicoptère.
- Il permet la discrétion de l'appareil au moins jusqu'à son arrivée sur site avant que les moteurs soient mis en route.
- Étant donné qu'il est discret pendant toute la phase balistique, la détection de son lieu de lancement est difficile, ce qui est bénéfique pour la protection de l'opérateur.
- Étant donné que l'engin doit résister aux contraintes mécaniques liées à l'accélération du projectile dans son tube de lancement, la robustesse de la plateforme sera assurée et la plateforme sera résistante au crash et ne souffrira pas en cas de mauvaise manipulation.

Le tableau 2.1 résume les avantages du GLMAV par rapport aux configurations classiques de minidrone tel que les avions ou drones VTOL.

2.3 Définition des tâches du projet GLMAV et leur répartition entre les partenaires

Le projet a été décomposé en 7 tâches techniques réparties entre les différents partenaires :

- *La tâche 1* est dédiée à la réalisation du lanceur dédié de 80 mm de diamètre, à la conception et à la réalisation de la plateforme GLMAV durcie à l'accélération, à la réalisation des essais de tenue à l'accélération des différents composants ainsi qu'à la réalisation des essais de démonstration.

TABLE 2.1 – Tableau comparatif

	GLMAV	Avions : classique / à décollage vertical	Quadrirotors
<i>Temps d'arrivée sur la zone d'observation</i>	Très rapide	Rapide	Lent
<i>Consommation d'énergie</i>	Aucune énergie n'est utilisée avant le déploiement	Énergie utilisée durant tout le vol	Énergie utilisée durant tout le vol
<i>Contrôle du vol stationnaire</i>	Plateau cyclique (mécanisme complexe)	NA / Gouvernes ou rotors orientables	Mécanisme très simple
<i>Robustesse au vent de travers</i>	Faible résistance aérodynamique	Importante résistance aérodynamique (ailes)	Faible résistance aérodynamique

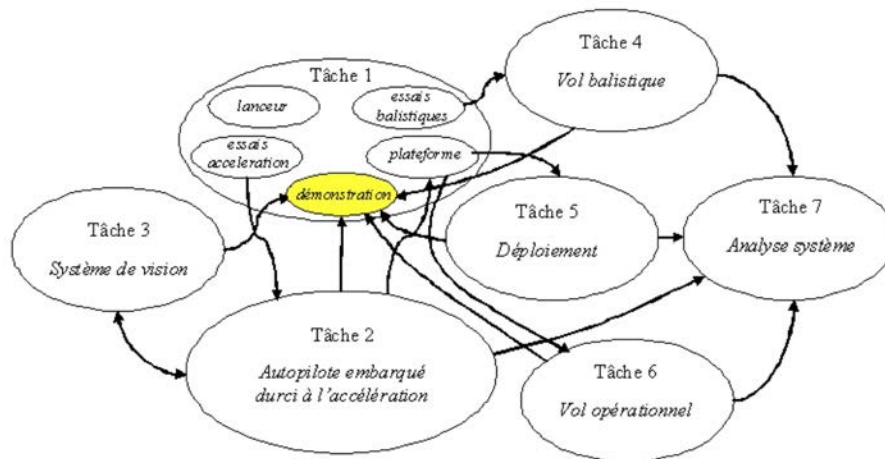


FIGURE 2.2 – Diagramme des tâches du projet GLMAV

- La tâche 2 est dévolue à la conception et à la réalisation de l'autopilote embarqué durci à l'accélération de départ du projectile. Dans la version proposée de l'autopilote, il n'est pas encore envisagé qu'il y ait une fonctionnalité d'évitement d'obstacles.
- La tâche 3 consiste à étudier et à réaliser les dispositifs pour l'observation de la scène et pour le pilotage de la plateforme par stéréovision.
- La tâche 4 aborde l'étude de la phase de vol balistique du projectile afin de maîtriser la trajectoire de celui-ci.
- La tâche 5 est consacrée à la phase de vol transitoire de transformation du projectile en drone miniature dans le but d'optimiser le déploiement de la plateforme des rotors, l'instant de mise en route des rotors et l'instant de la prise contrôle du GLMAV par l'autopilote.

- *La tâche 6* propose l'étude du vol fonctionnel opérationnel pour permettre la prise d'images vidéos stabilisées rendue difficile par d'éventuelles rafales de vent.
- *La tâche 7* permet l'analyse système du concept GLMAV pour examiner les performances globales du système.

Le tableau 2.2 montre les différents participants aux tâches ainsi que leur responsable. La figure 2.2 présente les relations entre les tâches du projet GLMAV.

TABLE 2.2 – Répartition des tâches, participants en bleu, responsable en rouge

	ISL	CRAN	Heudiasyc	SBG-Systems
Tâche 1				
Tâche 2				
Tâche 3				
Tâche 4				
Tâche 5				
Tâche 6				
Tâche 7				

Nous pouvons noter que le l'unité mixte de recherche HEUDIASYC est responsable de la phase 5 qui vise à la maîtrise de la phase de transition du vol.

2.4 Verrous scientifiques et techniques à lever

Le projet comporte essentiellement 3 points durs à résoudre pour sa réalisation : la tenue des composants à l'accélération modérée, le contrôle de la phase de transition qui consiste en la transformation du projectile en drone miniature d'observation et la fiabilité de l'autopilote qui constitue le cerveau du système GLMAV. Un dernier point dur a été rencontré au cours du déroulement du projet, le faible diamètre des rotors et le poids du GLMAV, entraînent que les rotors doivent tourner à une vitesse très élevée, environ 5000 tr/min pour obtenir la poussée suffisante à soulever le GLMAV, ce qui s'est révélé très difficile à mettre en oeuvre.

2.4.1 Tenue des composants à l'accélération

Le drone miniature sera conditionné dans une enveloppe qui constitue le projectile et l'ensemble sera lancé par un tube dédié, spécialement conçu de manière à minimiser l'accélération de lancement. L'encombrement des moteurs impose un diamètre de 80 mm du projectile et le lanceur sera dimensionné en conséquence.

Un premier test expérimental a permis de mesurer la vitesse du projectile dans le tube par un radar-doppler et l'accélération du projectile de 0,574 kg en a été déduite : les courbes mesurées puis lissées (Fig. 2.3) indiquent une accélération maximale de 2230 g pour une vitesse de sortie de tube de 147 m/s.

Toute la mécanique et l'électronique devront résister à cette accélération de lancement. Évidemment, cette accélération n'a absolument rien de commun avec celle d'un projectile classique qui peut atteindre jusqu'à 50000 g au départ du coup.

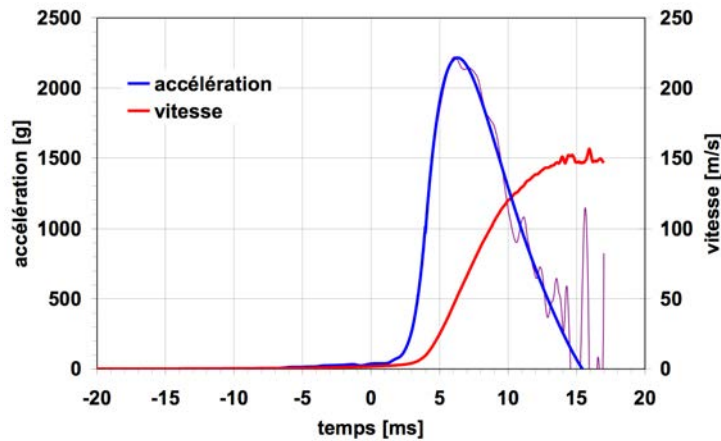


FIGURE 2.3 – Accélération subie par le projectile lors du lancement

2.4.2 Phase de transition, transformation du projectile en drone miniature

Lorsque le projectile atteint son apogée, il faudra qu'il se transforme en drone miniature. À cet instant-là, une platine supportant les deux rotors sort de l'enveloppe du projectile par l'arrière (sans largage de pièces) et les pales se déploient automatiquement. L'engin est conçu de manière à ce que le centre de gravité soit situé à l'avant du projectile de manière à faciliter son basculement. La pointe du projectile équipée de la caméra d'observation est alors orientée vers le bas tandis que les rotors sont au-dessus du corps de l'engin. Ils sont alors immédiatement mis en fonctionnement et l'observation peut commencer.

Les problèmes rencontrés lors de cette phase délicate seront évoqués dans le chapitre 2.6.

2.4.3 Autopilote, cerveau du GLMAV

Le choix d'une plateforme à voilures tournantes d'axes verticaux se justifie par le fait que l'appareil doit pouvoir évoluer en milieu perturbé par des obstacles de petites dimensions ou/et par le vent. Le milieu urbain est constitué de lampadaires, de fils électriques, d'enseignes et d'une grande quantité d'obstacles qui ne sont répertoriés sur aucun plan de situation. La capacité de vol de croisière lent de quelques mètres par seconde est donc indispensable à la bonne évolution de l'appareil dans son environnement. Le vent, agissant par rafales, est un paramètre très important à prendre en compte, car il est susceptible de complètement déstabiliser l'appareil voire de rendre la mission ineffective. Enfin, la capacité de vol stationnaire avec une très bonne stabilisation de l'appareil est nécessaire

pour l'observation détaillée d'une scène, ce qui constitue la mission première de ce type d'engin. La stabilisation de l'appareil en un point donné de l'espace est cruciale pour le projet : en effet, la capacité de l'appareil à la tenue au vent ne peut être réalisée que par la bonne combinaison d'une inertie minimale et d'une loi de commande performante permettant de contrôler les différents actionneurs. Compte tenu des dimensions réduites de l'appareil et du concept envisagé, une plateforme à deux rotors contrarotatifs superposés est suggérée ; un appareil du type rotor principal associé à un rotor anticouple est impossible à réaliser compte tenu de la vitesse de rotation que ce dernier devrait avoir vis-à-vis de la configuration cylindrique (projectile) du GLMAV.

2.5 Le prototype du GLMAV

Le prototype du GLMAV est un véhicule hybride projectile/minidrone. Durant la phase balistique, il a la forme d'un projectile, avec ses rotors pliés à l'intérieur de son corps comme présenté sur la figure 2.4(a). Après l'apogée, durant les phases de transition et d'observation, il est dans sa configuration déployée (Fig. 2.4(b)), qui est un hélicoptère à deux rotors coaxiaux.

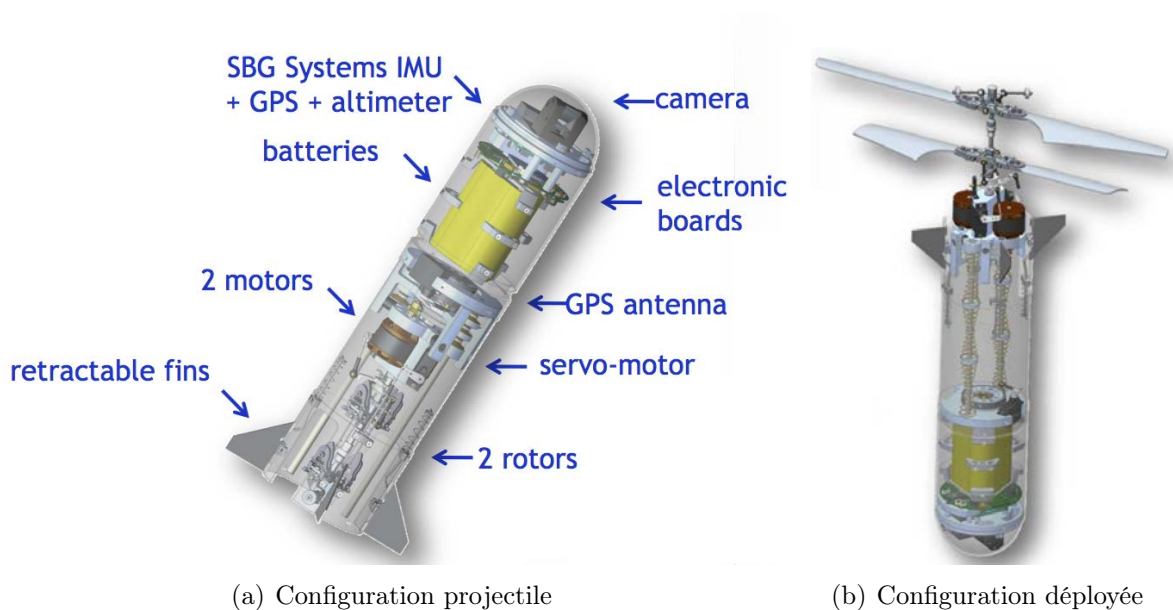


FIGURE 2.4 – Prototype du GLMAV

Initialement, il était prévu que les pales du drone soient faites d'un matériel flexible de manière à ce qu'au lancement elles soient pliées à l'intérieur du projectile. Néanmoins, quelques tests ont montré qu'elles entraînaient des efforts trop importants pour les pieds de pales et que les pales ou les pieds de pales pouvaient se casser. Ce problème a été résolu en ajoutant des charnières au niveau des pieds de pales (Fig. 2.5).

Un premier prototype a été réalisé en attendant la réalisation du prototype final. Le GLMAV-lite est une version en mode déployé et plus légère du GLMAV, pour pouvoir

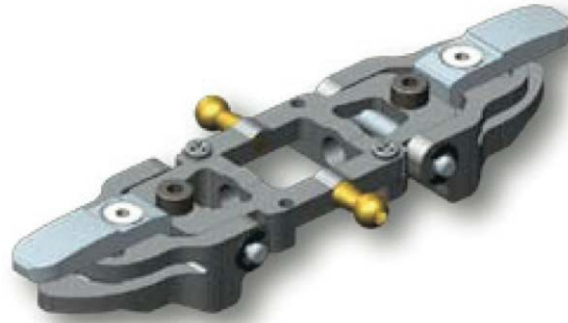


FIGURE 2.5 – Charnières permettant aux pales de se plier

commencer à faire des tests et à valider les solutions choisies. Il sera décrit plus précisément dans la section 5.2.

2.6 La phase de transition

La phase de transition est l'objet principal de notre étude. Trois problèmes initiaux ont dû être pris en compte avant d'entamer cette étude : la disponibilité des capteurs dans la phase de tir, la maîtrise des conditions initiales du lancement et le nécessaire ralentissement du projectile en début de phase de transition.

2.6.1 Disponibilité des capteurs

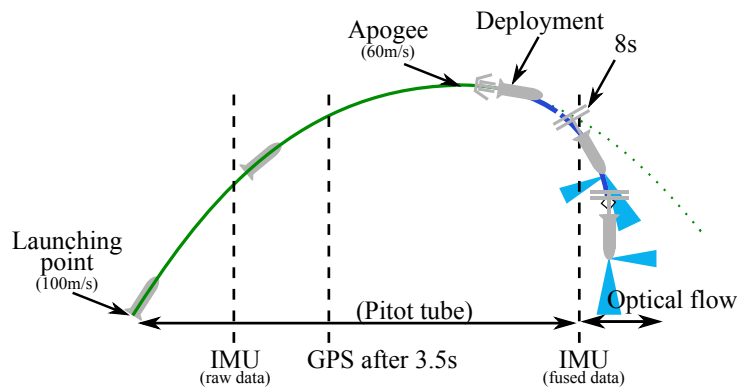


FIGURE 2.6 – Disponibilité des capteurs durant les phases balistique et de transition

L'utilisation d'un tube de lancement portable implique qu'il soit de petite taille, c'est-à-dire avoir une longueur de tube d'environ 1m. La vitesse désirée à la sortie du tube est donnée par le poids du projectile et la distance à laquelle nous voulons le lancer, dans notre cas, cette vitesse a été estimée à 100m/s. L'accélération requise pour obtenir une vitesse de 100m/s au bout de 1m est très importante pour un drone. Les tests effectués

par l'ISL pour obtenir une vitesse de 100m/s ont montré que le projectile subissait une accélération de 2400g.

Une telle accélération perturbe les mesures fournies par la centrale inertielle SBG-Systems et interrompt le lien satellite du Global Positioning System (GPS). Après quelques secondes, les données brutes de la centrale sont de nouveau disponibles, suivies par le GPS. Pour que le temps d'indisponibilité de ces données soit le plus court possible, la centrale doit avoir été allumée et initialisée avant le lancement (Fig. 2.6). Le filtre de Kalman de la centrale, qui fournit les données d'attitude, a besoin d'une période plus longue pour converger, nous avons fait l'hypothèse qu'il aurait convergé après 8s, pour pouvoir utiliser ces données dans la loi de commande. La caméra du GLMAV peut aussi être utilisée pour obtenir des mesures de flux optiques, une fois que les données d'attitude sont connues, on peut déduire des mesures du flux optique les vitesses de translations du drone.

2.6.2 Dispersion des conditions de lancement

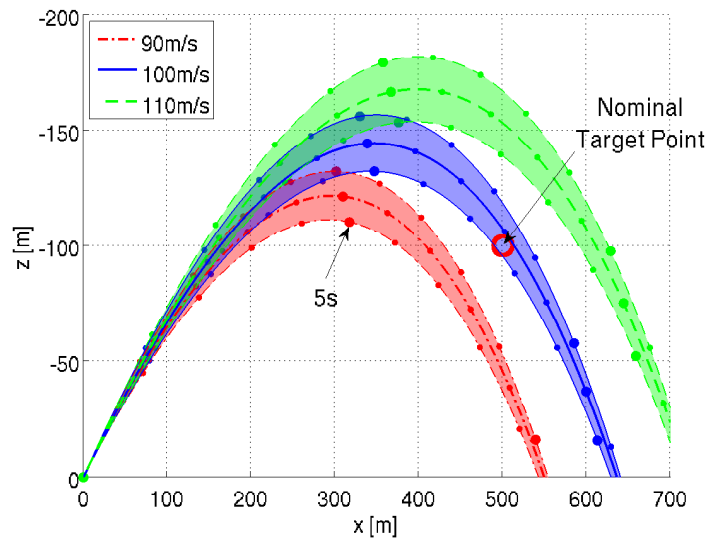


FIGURE 2.7 – Simulation avec des erreurs de $\pm 10\%$ sur la vitesse initiale (100 m/s) et de $\pm 2^\circ$ (zones colorées) sur l'angle de lancement

La Figure 2.7 montre que la vitesse initiale et l'angle de lancement ont une influence importante sur la trajectoire balistique du projectile. Une erreur de 10% sur la vitesse initiale, qui est courante lors de l'utilisation de petites quantités d'explosifs, entraîne une erreur de portée de $\pm 100\text{m}$. L'angle de lancement est aussi sensible, une erreur de 2° (les zones colorées sur la Figure 2.7) résulte en une incertitude de 50m autour de la portée nominale pour une vitesse initiale donnée.

Pour réduire les erreurs de vitesse initiale, l'ISL a avancé l'idée d'utiliser des cartouches de poudre. Pour les erreurs résiduelles de trajectoire, la loi de commande lors de la phase de transition devra s'en accommoder, c'est pourquoi nous avons choisi d'utiliser une commande en vitesse au lieu d'une commande en position.

2.6.3 Méthodes de ralentissement envisagées

Dans cette section, nous allons lister plusieurs solutions qui ont été envisagées au début de cette thèse pour ralentir le GLMAV lors de la phase de transition. Ces différentes solutions n'ont pas été retenues, et dans la suite de cette thèse, nous nous concentrerons sur le ralentissement du GLMAV en utilisant la poussée générée par les deux rotors coaxiaux.

2.6.3.1 Utilisation de la poussée passive des rotors sur projectile stabilisé par effet gyroscopique

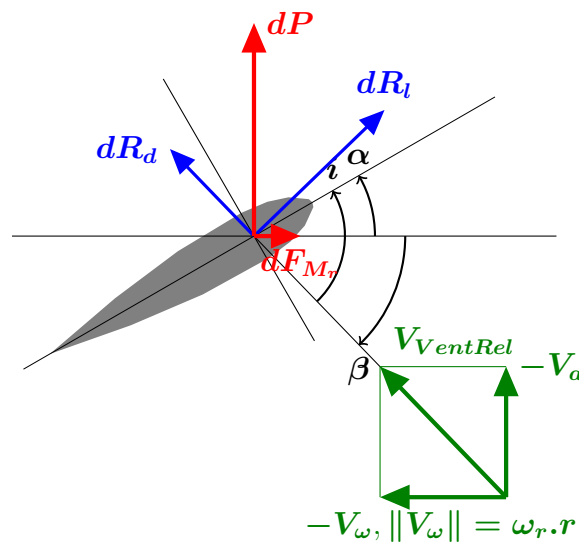


FIGURE 2.8 – Force élémentaire sur un élément de pale

Initialement, la stabilisation du GLMAV lors de la phase balistique devait se faire par stabilisation par effet gyroscopique (projectile gyrostabilisé) pour ne pas avoir d'ailettes. La stabilisation par effet gyroscopique est le fait de stabiliser un projectile en lui imposant une vitesse de rotation initiale autour de son axe longitudinal. Un exemple classique est la stabilisation d'une toupie qui ne tombe pas lorsqu'elle tourne. Dans notre cas, la vitesse de rotation du GLMAV à la sortie du canon était de 4980 tr/min. Nous avons donc eu l'idée d'utiliser la vitesse de rotation du drone pour entraîner un des deux rotors et créer une poussée qui ralentirait le drone sans utiliser d'énergie propre. La Figure 2.8 nous donne la décomposition des forces sur les pales lorsque le rotor est soumis à une vitesse d'avance V_a et une vitesse de rotation ω_r . Notons que contrairement à ce qui arrive dans un avion, la vitesse d'avance est dans le même sens que la poussée. Cela entraîne les forces résultantes de portance et de traînée décrites en rouge sur la figure. Nous pouvons remarquer qu'à partir d'une certaine vitesse d'avance, la force de traînée résultante est moteur de la rotation, ce qui nous permettrait d'utiliser moins d'énergie pour ralentir la vitesse d'avance du drone. Cette méthode est détaillée dans l'annexe A. Les figures 2.9 montrent les vitesses de translation et de rotation du drone lors d'une simulation utilisant cette méthode. Nous pouvons remarquer que les vitesses de translations ont bien été

fortement réduites, mais d'autre part la vitesse de rotation a été augmentée et il faudra la réduire avant de passer à la phase d'observation.

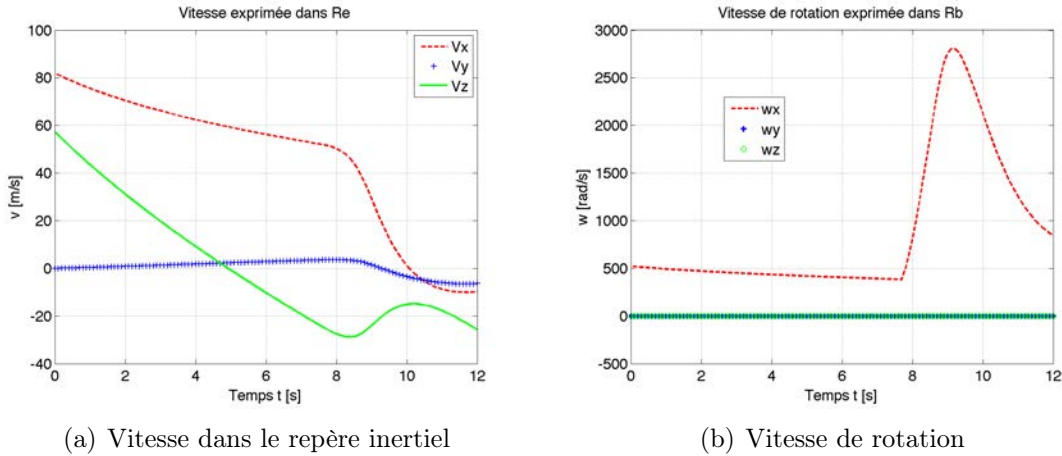


FIGURE 2.9 – Simulation du ralentissement

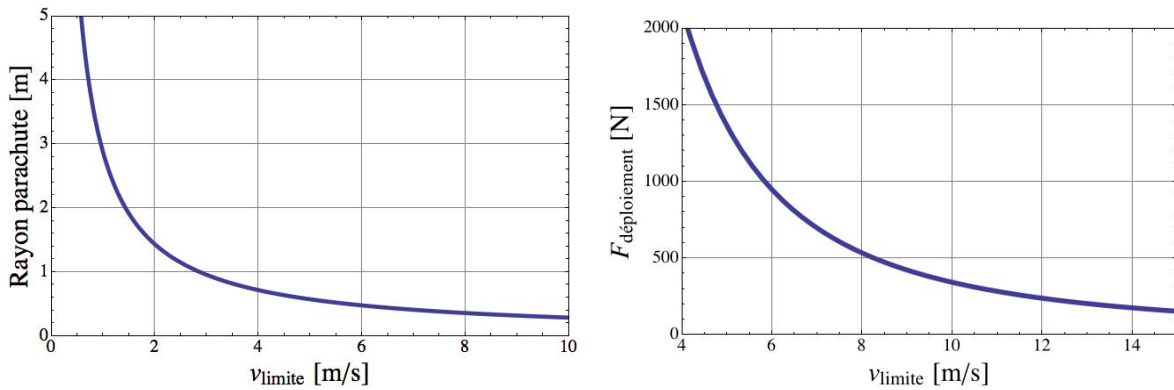
Après beaucoup de réflexion et de calcul de la part de l'ISL, il a été décidé de ne pas utiliser la gyro-stabilisation du projectile, car le ralentissement de la vitesse de rotation du drone entraînerait une dépense énergétique trop importante. La solution qui a été adoptée pour stabiliser le projectile lors de la phase balistique est basée sur l'utilisation d'ailettes. Ces ailettes sont rétractables pour que le drone puisse rentrer dans le canon. L'ISL a observé que les ailettes se déployaient dans les 5 premiers mètres après la sortie du canon.

2.6.3.2 Parachutes

L'utilisation d'un parachute a aussi été envisagée. Le choix d'un parachute est en partie déterminé par la vitesse limite que nous souhaitons obtenir, le poids du corps à ralentir et le coefficient de traînée en fonction de la forme du parachute. La figure 2.10(a) montre le diamètre du parachute en fonction de la vitesse limite désirée pour un objet à ralentir de 950g. La figure 2.10(b) montre la force du parachute au moment du déploiement à une vitesse de 60m/s en fonction de la vitesse limite désirée.

Nous pouvons remarquer que le choc subi à l'ouverture ainsi que le rayon du parachute sont très importants pour obtenir une vitesse limite de quelques mètres par seconde. Le rayon important du parachute, et donc un volume important, implique qu'il ne peut pas être situé à l'intérieur du GLMAV, mais devrait être placé à l'arrière du prototype.

C'est un parachute comme cela que l'ISL a conçu pour les premiers tests instrumentés de la phase balistique (Fig. 2.11). Le problème de l'utilisation de ce parachute pour des vols complets est qu'il devrait être largué pour pouvoir sortir les rotors; or le cahier des charges du projet implique de ne pas faire tomber d'objets lors du vol, donc il n'est pas possible d'utiliser un parachute.



(a) Rayon du parachute en fonction de la vitesse limite désirée (b) Force au moment du déploiement en fonction de la vitesse limite désirée

FIGURE 2.10 – Paramètres à prendre en compte pour l'utilisation d'un parachute



FIGURE 2.11 – Module parachute disposé à l'arrière du GLMAV

2.6.3.3 Utilisation de la gravité

Une autre solution pour ralentir le GLMAV aurait été de diriger le drone vers le ciel et d'utiliser la force de gravité comme frein. En négligeant les forces de frottements, l'altitude qu'il faut atteindre pour arrêter complètement le drone peut être calculée en égalisant l'énergie cinétique au début du ralentissement à l'énergie potentielle de gravité à l'altitude atteinte.

$$E_c = \frac{1}{2}mv^2 \quad \implies \quad E_p = mgz \quad (2.1)$$

La vitesse au début du ralentissement, à l'apogée de la courbe balistique, est de 60m/s. Avec un drone pesant 950g, la hauteur qu'il faut atteindre pour arrêter le drone est de 183m.

Le drone étant déjà à une altitude d'environ 100m, il s'arrêterait presque à 300m. Pour redescendre à une altitude où la caméra puisse obtenir des images utilisables, le drone perdrait complètement le gain de temps gagné par l'utilisation d'un tube pour le

placer rapidement sur la zone à observer.

2.7 Conclusion

Ce chapitre a présenté la problématique du projet GLMAV, et les verrous scientifiques et techniques à lever. Nous avons présenté les tâches et leur distribution entre les partenaires. Puis nous nous sommes concentrés sur les problèmes liés à la phase de transition, en donnant quelques pistes pour les résoudre.

Chapitre 3

Modélisation du GLMAV

Sommaire

3.1	Modèle aérodynamique complet du GLMAV	43
3.1.1	Phase balistique	44
3.1.2	Phase de vol stationnaire	46
3.1.3	Phase de transition	47
3.2	Simulations sous Matlab/Simulink	49
3.2.1	Architecture Matlab/Simulink	49
3.2.2	Simulation en boucle ouverte	50
3.3	Modèle simplifié pour la commande	51
3.4	Répartition des commandes sur les actionneurs	52
3.5	Conclusion	53

3.1 Modèle aérodynamique complet du GLMAV

Le comportement dynamique du GLMAV est différent pour chacune des trois phases de vol. Lors de la phase balistique, le GLMAV est en configuration replié, et il se comporte comme un projectile. Après la phase de transition, une fois que le drone a été ralenti pour la phase de vol d'observation, il est considéré comme un minihélicoptère avec deux rotors coaxiaux. Durant la phase de transition, le modèle dynamique du GLMAV est un mélange de la dynamique des phases balistique et de vol d'observation.

La Figure 3.1 montre les repères utilisés pour la modélisation du GLMAV.

Pour pouvoir simuler le vol complet du GLMAV, nous avons considéré le drone comme un solide à 6 degrés de liberté (6-DDL) auquel sont appliqués des forces et moments extérieurs. Au cours des différentes phases de vol, ces forces et moments changent pour prendre en compte les dynamiques propres à chaque phase.

$$\mathbf{I} \begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} L \\ M \\ N \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{pmatrix} \mathbf{I} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad (3.1)$$

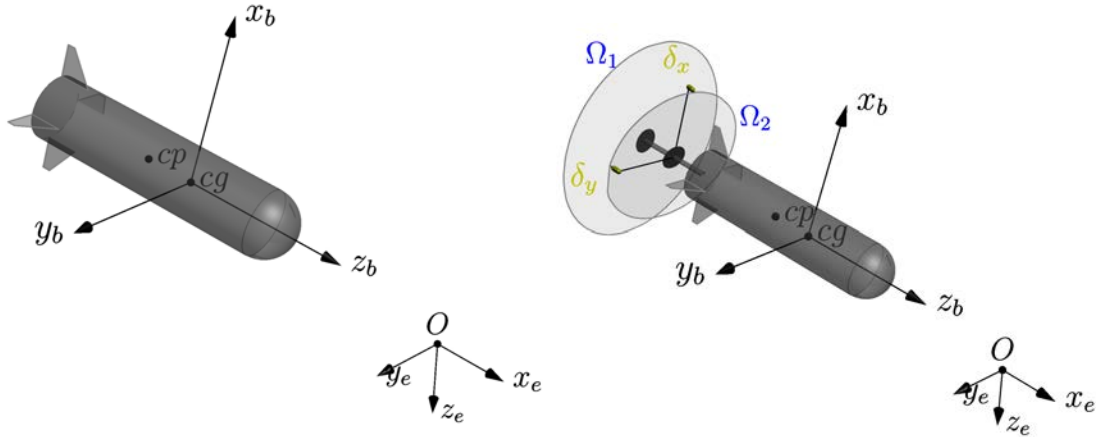


FIGURE 3.1 – Repères de références

$$m \begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{pmatrix} - m \begin{pmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} \quad (3.2)$$

où $(L, M, N)^T$ et $(F_x, F_y, F_z)^T$ sont respectivement les moments et les forces appliquées au centre de gravité du drone, $(p, q, r)^T$ et $(u, v, w)^T$ sont les vitesses de rotation et de translation exprimées dans le repère \mathfrak{R}_b , et enfin, \mathbf{I} et m sont le moment d'inertie et la masse du GLMAV.

3.1.1 Phase balistique

Au cours de la phase balistique, le GLMAV est modélisé comme un projectile balistique.

Il est soumis à différentes forces, qui sont : les frottements aérodynamiques (\mathbf{F}_{drag}) qui sont une force dirigée dans le sens contraire à la vitesse apparente de l'air sur le projectile ; la portance (\mathbf{F}_{lift}) générée par l'angle d'incidence entre la vitesse de l'air et l'axe longitudinal du GLMAV \mathbf{z}_b ; le couple de tangage (\mathbf{M}_A) dû à la distance entre le centre de gravité et le centre de poussée du projectile ; les moments d'amortissement de pendulation (\mathbf{M}_D) et de roulis (\mathbf{M}_R) ; ainsi que le poids du GLMAV (\mathbf{F}_p). Le couple et la force de Magnus, spécifique aux projectiles gyrostabilisés ne sont pas présent ici, car le GLMAV est stabilisé par des ailettes durant la phase balistique, il n'a donc pas ou très

peu de vitesse angulaire autour de son axe longitudinal.

$$\left\{ \begin{array}{l} \mathbf{F}_{\text{drag}} = -qSC_D \frac{\mathbf{V}}{\|\mathbf{V}\|} \\ \mathbf{F}_{\text{lift}} = qSC_L \frac{\mathbf{V}}{\|\mathbf{V}\|} \times \left(\frac{\mathbf{z}_b}{\sin\delta} \times \frac{\mathbf{V}}{\|\mathbf{V}\|} \right) \\ \mathbf{F}_p = mg \\ \mathbf{M}_A = qSDC_M \left(\frac{\mathbf{V}}{\|\mathbf{V}\|} \times \frac{\mathbf{z}_b}{\sin\delta} \right) \\ \mathbf{M}_D = -qSDC_H (\mathbf{z}_b \times \dot{\mathbf{z}}_b \frac{D}{\|\mathbf{V}\|}) \\ \mathbf{M}_R = -qSDC_I \frac{\omega D}{\|\mathbf{V}\|} \mathbf{z}_b \end{array} \right. \quad (3.3)$$

où q est la pression dynamique, \mathbf{V} la vitesse apparente de l'air, S la section du corps du GLMAV, D son diamètre, δ l'angle d'attaque, et $C_{D/L/M/H/I}$ les paramètres aérodynamiques du projectile.

En faisant l'hypothèse de petits angles d'incidence, la portance et le couple de tangage peuvent être réduits à :

$$\left\{ \begin{array}{l} \mathbf{F}_{\text{lift}} = qSC_{L\delta} \frac{\mathbf{V}}{\|\mathbf{V}\|} \times (\mathbf{z}_b \times \frac{\mathbf{V}}{\|\mathbf{V}\|}) \\ \mathbf{M}_A = qSDC_{M\delta} \left(\frac{\mathbf{V}}{\|\mathbf{V}\|} \times \mathbf{z}_b \right). \end{array} \right. \quad (3.4)$$

Les forces et moments appliqués lors de la phase balistique sont résumés sur la Figure 3.2.

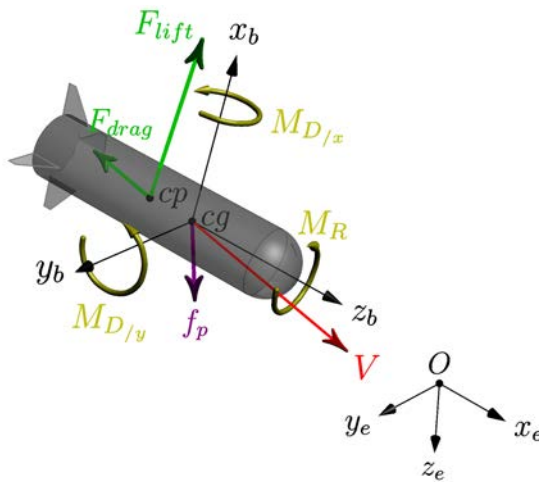


FIGURE 3.2 – Forces et moments appliqués lors de la phase balistique

3.1.2 Phase de vol stationnaire

La dynamique lors de la phase d'observation a été modélisée et identifiée pour le modèle GLMAV-lite dans [40].

Il y a trois forces appliquées : la poussée générée par les rotors coaxiaux $\mathbf{T}(\Omega_1, \Omega_2, \delta_x, \delta_y)$, qui est une fonction de la vitesse de rotation des rotors et des angles d'inclinaison du plateau cyclique ; les frottements aérodynamiques du corps du drone dans le flux d'air apparent qui est l'addition du vent, de la vitesse de déplacement, et la vitesse du flux d'air déplacé par les rotors, $\mathbf{F}_{body}(\mathbf{V})$; et le poids $m\mathbf{g}$.

$$\begin{pmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{pmatrix} = \mathbf{T}(\Omega_1, \Omega_2, \delta_x, \delta_y) + \mathbf{F}_{body}(\mathbf{V}) + m\mathbf{g} \quad (3.5)$$

Les moments extérieurs appliqués au GLMAV au cours de la phase d'observation sont produits par les deux rotors. Le moment sur l'axe \mathbf{z}_b est la différence des moments résistants des rotors. Les moments sur les axes \mathbf{x}_b et \mathbf{y}_b sont produit par le bras de levier entre la poussée du rotor inférieur \mathbf{T}_2 appliquée au niveau du plateau cyclique, et le centre de gravité du GLMAV.

$$\begin{cases} L = -l\text{Sin}(\delta_x)\mathbf{T}_2 & = -l\text{Sin}(\delta_x)\beta\Omega_2^2 \\ M = l\text{Sin}(\delta_y)\text{Cos}(\delta_x)\mathbf{T}_2 & = l\text{Sin}(\delta_y)\text{Cos}(\delta_x)\beta\Omega_2^2 \\ N = \gamma_1\Omega_1^2 + \gamma_2\Omega_2^2 \end{cases} \quad (3.6)$$

La Figure 3.3 résume les forces et moments appliqués lors de la phase de vol opérationnel.

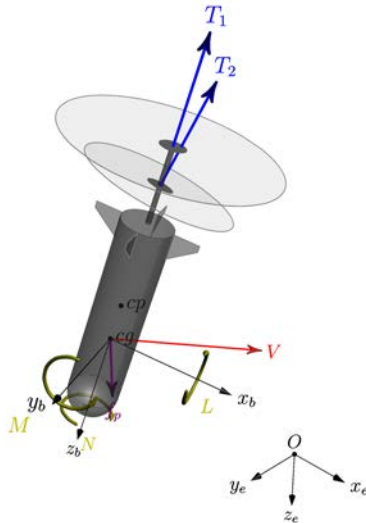


FIGURE 3.3 – Forces et moments appliqués lors de la phase de vol opérationnel

3.1.3 Phase de transition

Nous avons fait l'hypothèse que les forces et moments aérodynamiques créés par les rotors coaxiaux et ceux générés par le corps du projectile sont complètement indépendants et additifs.

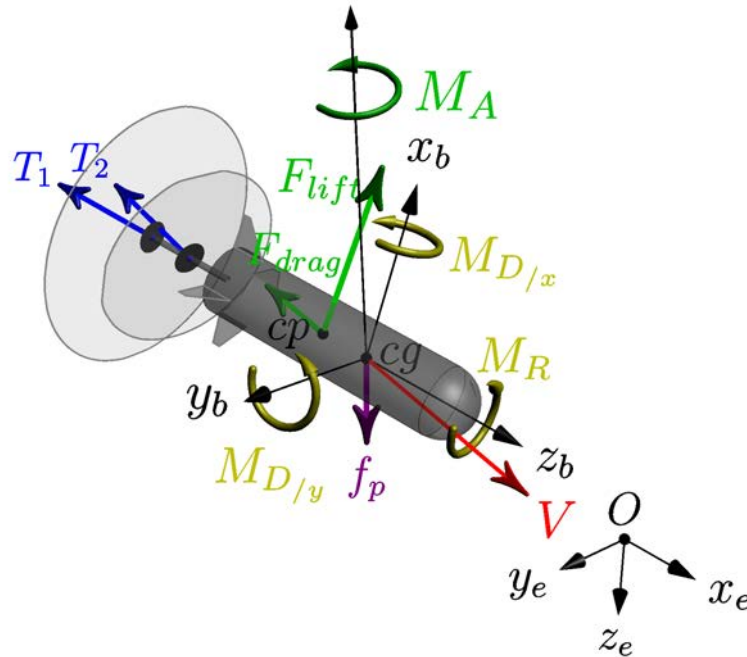


FIGURE 3.4 – Forces et moments appliqués lors de la phase de transition

La modélisation de la poussée [41] obtenue avec les mesures en soufflerie à l'ISL (Fig. 3.5) n'est pas encore incluse dans le modèle, car il y a besoin d'adapter la loi de commande non linéaire pour la prendre en compte.

3.1.3.1 Modélisation de la poussée de rotors en soufflerie

À la fin du projet ANR GLMAV, l'ISL a fait des tests en soufflerie en utilisant le prototype final du GLMAV pour déterminer la poussée créée par les rotors en fonction des vitesses de rotation des rotors et de la vitesse d'avance du GLMAV au cours de la phase de transition. Ils ont placé un prototype final du GLMAV monté sur une balance aérodynamique dans leur soufflerie subsonique (Fig. 3.5). Puis ils ont mesuré les différentes forces et moments créés par les rotors, dans un premier temps sans allumer la soufflerie, ensuite en augmentant la vitesse du vent par incréments. Les courbes de la force axiale, mesurées par la balance aérodynamique, en fonction de la vitesse des rotors sont représentées dans les figures 3.6. Chaque courbe correspond à une vitesse du vent. La figure 3.6(b) est un zoom sur le phénomène de rupture de pente observé sur les mesures de la force axiale.

Plus la vitesse du vent est élevée, plus la vitesse des rotors est élevée lorsque cette rupture de pente est observée. Pour les vitesses supérieures à 10 m/s, cette rupture de pente se produirait au-dessus de 5000 tr/min qui est la limite de la plage de fonctionnement des rotors du GLMAV.

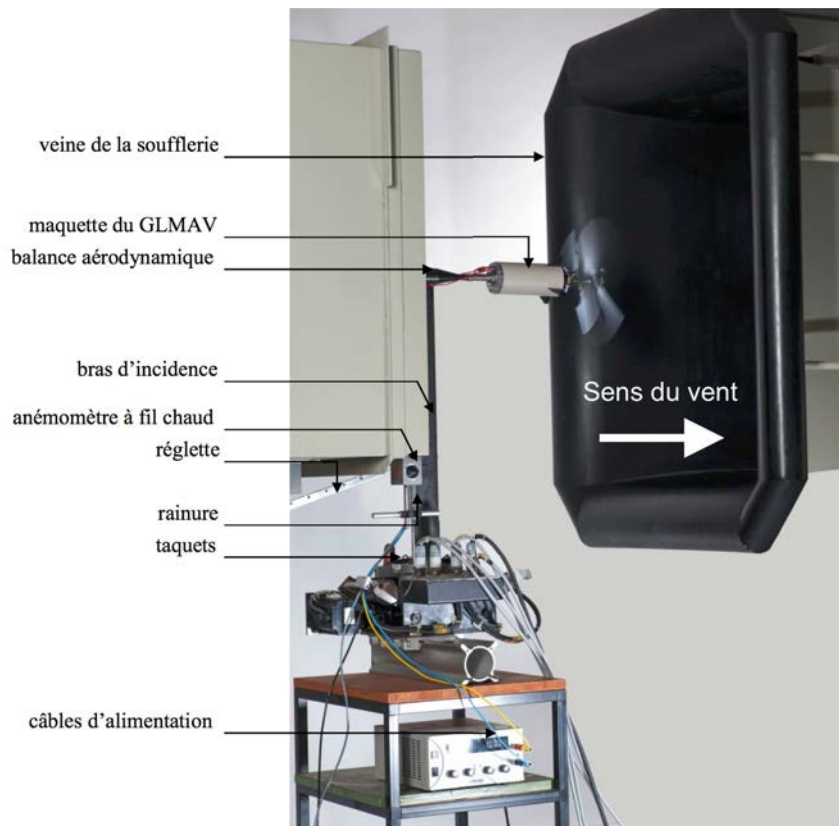


FIGURE 3.5 – Montage de tests dans la soufflerie de l'ISL

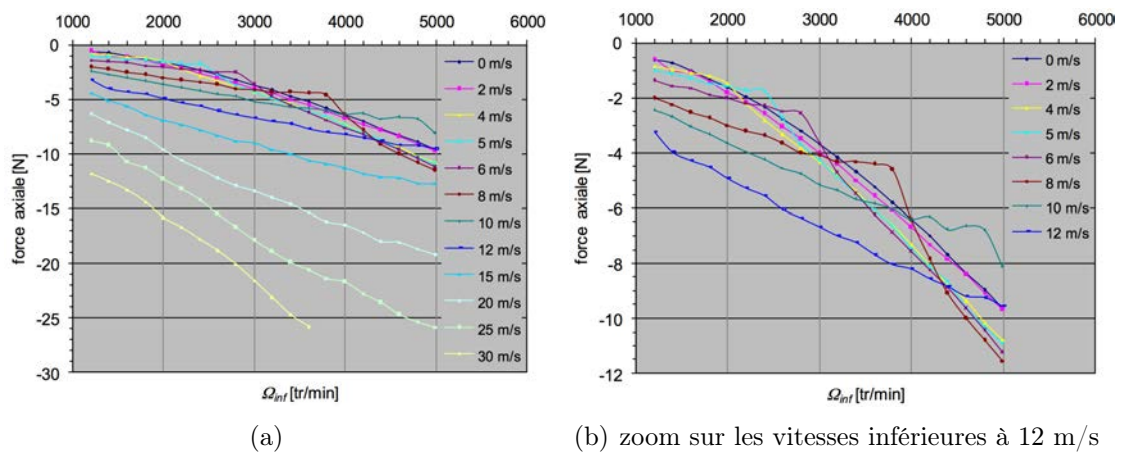


FIGURE 3.6 – Force axiale en fonction de la vitesse des rotors et de la vitesse d'avance

En étudiant ces mesures, et en observant les turbulences créées sur les pales en utilisant la technique de visualisation par interférométrie différentielle ; l'ISL en a conclu que la force axiale contenait deux composantes, la poussée créée par la rotation des rotors et la résistance de l'air aux disques rotors. Ces deux composantes contribuent plus ou moins à la force axiale en fonction de la vitesse du vent et de la vitesse des rotors. Pour des vitesses de rotation faibles, et jusqu'à la rupture de pente, c'est la résistance de l'air qui est prédominante. Après la rupture de pente, c'est la poussée des rotors qui est prédominante.

L'ISL a obtenu une modélisation complète de la force axiale en fonction de la vitesse des rotors et de la vitesse d'avance du drone pour toute la phase de transition, c'est-à-dire pour des vitesses d'avances de 0 à 60 m/s (au moment du déploiement).

3.2 Simulations sous Matlab/Simulink

Nous avons implémenté le modèle mathématique décrit précédemment dans une librairie Simulink que nous avons ensuite utilisé pour simuler des vols en boucle ouverte ou en boucle fermée en utilisant les lois de commande décrites dans le chapitre 4.

3.2.1 Architecture Matlab/Simulink

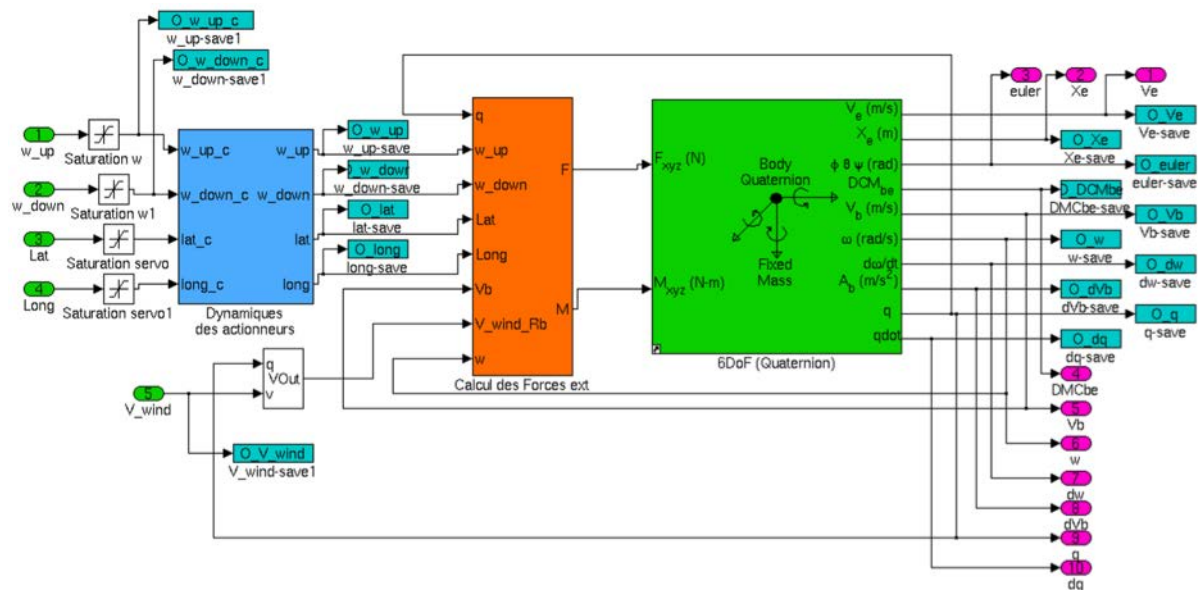


FIGURE 3.7 – Diagramme de la librairie Simulink représentant le modèle mathématique du GLMAV

Cette librairie (Fig. 3.7) prend comme entrées, les vitesses des deux rotors et les angles d'inclinaison du plateau cyclique donnés par la loi de commande ou fixés arbitrairement pour des simulations en boucle ouverte. Ces entrées sont d'abord saturées puis des filtres du 1er ordre modélisent la dynamique des rotors et servomoteurs pour obtenir les valeurs réelles à utiliser pour le calcul des forces ext et moments extérieurs. Ces forces et moments

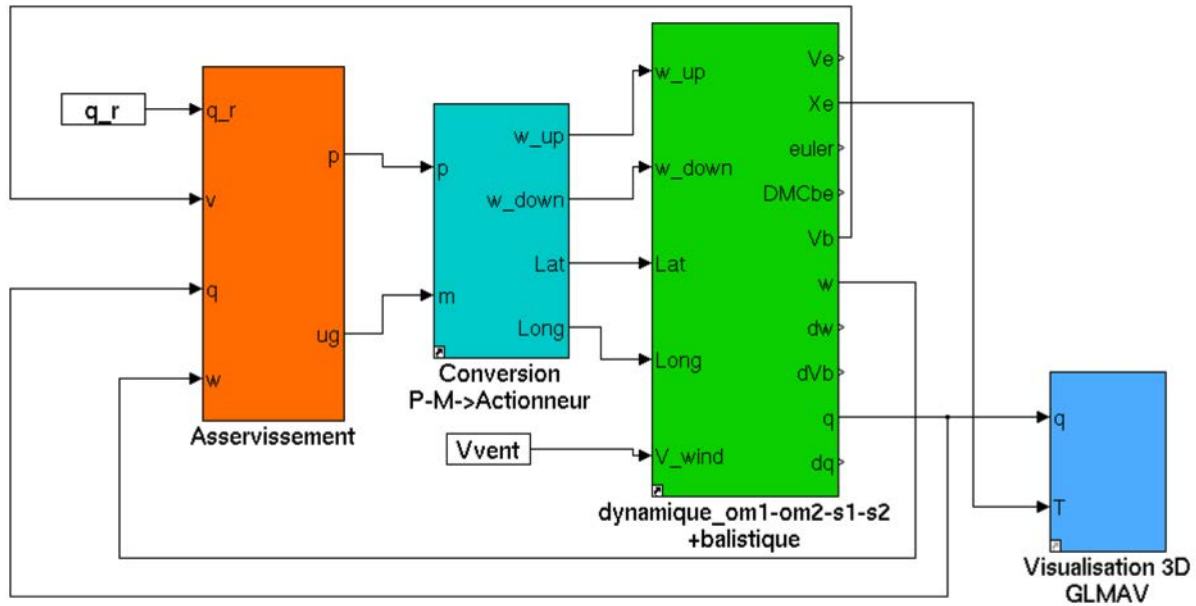


FIGURE 3.8 – Diagramme Simulink permettant de simuler le comportement du GLMAV

sont ensuite appliqués aux équations dynamiques d'un corps à 6 DDL, qui nous fournissent le vecteur d'état du GLMAV.

La Figure 3.8 montre la librairie (bloc en vert) dans le diagramme Simulink permettant de simuler les lois de commande. Le bloc contenant la loi de commande (bloc en orange) utilise les sorties du modèle dynamique pour calculer des consignes en poussée et en moments, ces consignes sont réparties (bloc en bleu clair) sur les entrées réelles du système qui sont les vitesses des rotors et les angles du plateau cyclique. Toutes les données de la simulation sont enregistrées pour être analysées ultérieurement, et un système de visualisation 3D permet d'enregistrer une vidéo de la simulation.

3.2.2 Simulation en boucle ouverte

Les rafales de vent ont très peu d'impact sur le projectile quand il a une vitesse importante, les ailettes produisent des couples le stabilisant. Sur la Figure 3.9, nous pouvons remarquer que la trajectoire du projectile est légèrement modifiée par les rafales de vent, il est déporté suivant l'axe y_e sans rendre le projectile instable.

Les trajectoires balistiques obtenues sont cohérentes avec les simulations balistiques de l'ISL.

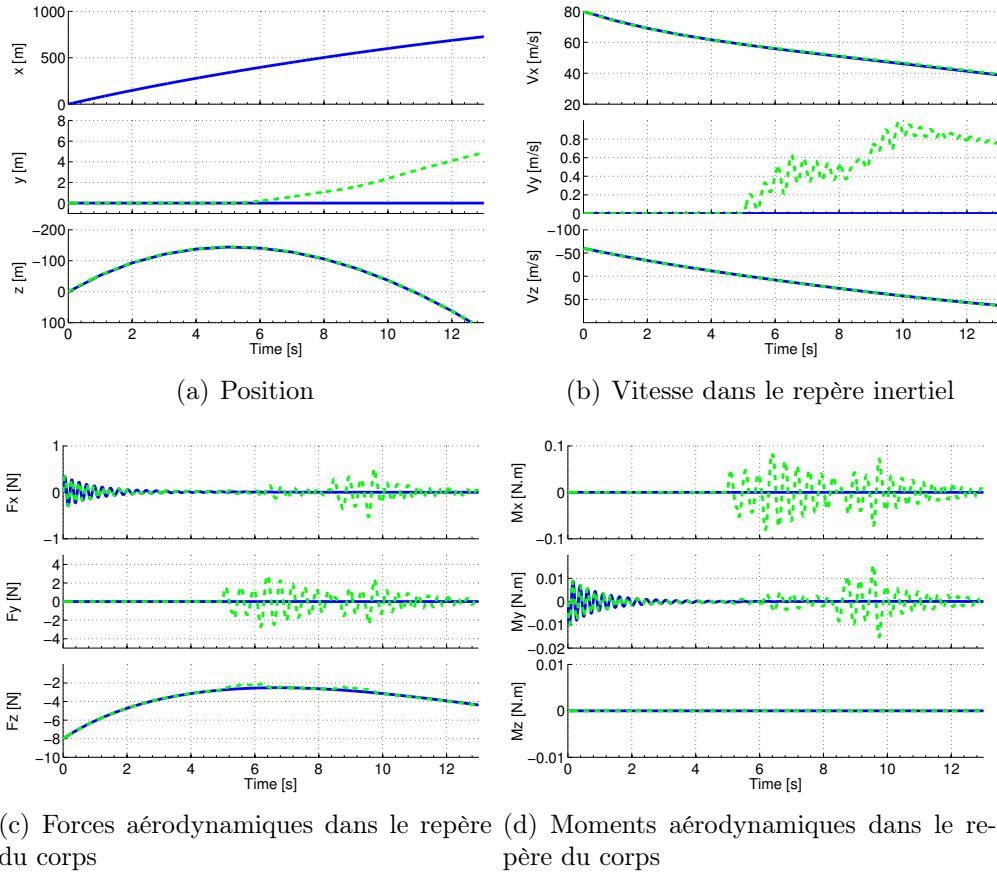


FIGURE 3.9 – Simulation de la stabilisation passive du projectile balistique sans vent (ligne continue) et avec deux rafales de vent de vitesse $[5m/s; 10m/s]$ à 5s et 8s (tiret).

3.3 Modèle simplifié pour la commande

Le modèle du système utilisé pour la commande est simplifié. Il est réduit à un 6-DDL avec la gravité, et quatre entrées de commande, la poussée et les moments produits par les rotors sur les 3 axes du drone.

$$\begin{cases} m\dot{\mathbf{v}} = -m\mathbf{g} + \mathbf{T} \\ \dot{\mathbf{q}} = \mathbf{Q}(\mathbf{q})\boldsymbol{\omega} \\ \mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} = -\boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{I}\boldsymbol{\omega}) + \mathbf{M}_{\text{rotors}} \end{cases} \quad (3.7)$$

avec

$$\mathbf{T} = -u_{\mathbf{T}} \mathbf{z}_b = -u_{\mathbf{T}} \mathbf{R} \mathbf{z}_e \quad (3.8)$$

et

$$\mathbf{Q}(\mathbf{q}) = \frac{1}{2} \begin{pmatrix} -\boldsymbol{\epsilon}^T \\ \eta \mathbf{I}_3 + \mathbf{S}_{\boldsymbol{\epsilon}} \end{pmatrix}$$

$\mathbf{S}_{\boldsymbol{\epsilon}}$ étant la matrice antisymétrique de $\boldsymbol{\epsilon}$.

3.4 Répartition des commandes sur les actionneurs

Les quatre sorties de commande obtenues par la loi de commande qui sera décrite dans le chapitre 4 sont des moments sur les trois axes de rotation et une force de poussée désirée. Les quatre entrées de commandes réelles sur le GLMAV sont les vitesses de rotation des rotors et les angles des servomoteurs du plateau cyclique. Il faut donc répartir les différentes sorties de la loi de commande sur les entrées réelles du système.

Pour cela, nous commençons par calculer les vitesses de rotation des rotors en fonction de la poussée désirée et du moment de lacet désiré à partir des définitions de la poussée T et du moment de lacet N :

$$\begin{aligned} T &= \sigma (\alpha\Omega_1^2 + \beta\Omega_2^2) \\ N &= \gamma_1\Omega_1^2 + \gamma_2\Omega_2^2 \\ \gamma_1 &> 0, \gamma_2 < 0 \end{aligned} \quad (3.9)$$

La poussée a été calculée en considérant que le plateau cyclique est à plat. Les vitesses de rotation des rotors sont alors :

$$\begin{aligned} \Omega_1 &= \sqrt{\frac{\frac{\beta N_c}{\sigma} - \gamma_2 T_c}{\beta\gamma_1 - \alpha\gamma_2}} \\ \Omega_2 &= \sqrt{\frac{\frac{\gamma_1 T_c}{\sigma} - \alpha N_c}{\beta\gamma_1 - \alpha\gamma_2}} \end{aligned} \quad (3.10)$$

avec N_c , le moment de lacet désiré, et T_c , la poussée désirée suivant \mathbf{z}_b .

Nous pouvons ensuite calculer les angles δ_x et δ_y du plateau cyclique, en utilisant les définitions des moments de roulis L et de tangage M :

$$\begin{aligned} L &= -l\text{Sin}(\delta_x)\mathbf{T}_2 = -l\text{Sin}(\delta_x)\beta\Omega_2^2 \\ M &= l\text{Sin}(\delta_y)\text{Cos}(\delta_x)\mathbf{T}_2 = l\text{Sin}(\delta_y)\text{Cos}(\delta_x)\beta\Omega_2^2 \end{aligned} \quad (3.11)$$

Nous obtenons donc les angles du plateau cycliques :

$$\begin{aligned} \delta_x &= \text{ArcSin}\left(\frac{L_c}{l\beta\Omega_2^2}\right) \\ \delta_y &= \frac{M_c}{l\beta\Omega_2^2\text{Cos}(\delta_x)} \end{aligned} \quad (3.12)$$

où Ω_2 est la vitesse obtenue précédemment, et L_c et M_c les moments désirés.

3.5 Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons présenté le modèle aérodynamique du GLMAV aussi bien dans la phase balistique et dans la phase de vol stationnaire que dans la phase de vol de transition. Ensuite nous avons réalisé des simulations numériques sous Matlab/Simulink pour valider le modèle aérodynamique.

Chapitre 4

Lois de commande pour le GLMAV

Sommaire

4.1	Introduction	55
4.2	Stratégie de commande	55
4.3	Backstepping	56
4.3.1	Principe du backstepping	57
4.3.2	Exemple simple	57
4.4	Régulation en vitesse par backstepping	59
4.4.1	Ajout d'un contrôle du lacet	63
4.5	Simulations	64
4.5.1	Simulation 1 : Commande en vitesse (cas de régulation)	64
4.5.2	Simulations 2 : nécessité d'avoir un contrôle d'attitude durant la phase de transition	66
4.5.3	Simulations 3 : Validation avec de multiples conditions initiales	66
4.6	Conclusion	68

4.1 Introduction

Dans ce chapitre, nous allons proposer une stratégie de commande utilisant une loi de commande non linéaire. Nous allons utiliser le modèle non linéaire simplifié du GLMAV dans la synthèse de la loi de commande. Nous allons utiliser la méthode du backstepping qui sera détaillée dans la section 4.3.1. D'autres méthodes alternatives peuvent être trouvées dans les travaux de l'équipe du Centre de Recherche en Automatique de Nancy (CRAN) pour une stabilisation de la position au cours de la phase d'observation [42, 43, 44]. La loi de commande que nous décrirons stabilisera le GLMAV en vitesse.

4.2 Stratégie de commande

Nous allons présenter la stratégie que nous avons décidé d'utiliser au cours de la phase de transition pour ralentir le GLMAV. Pour déterminer le moment du déploiement, nous

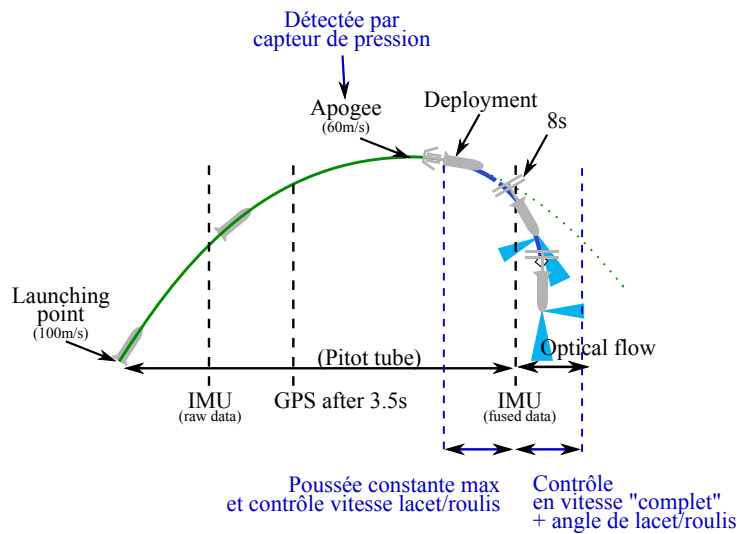


FIGURE 4.1 – Stratégie de commande du GLMAV au cours de la phase de transition

utilisons le capteur de pression de la centrale inertielle pour détecter l’apogée, dès qu’elle est détectée le GLMAV se déploie.

Après le déploiement, les données fusionnées de la centrale inertielle ne sont pas encore disponibles, donc nous ne pouvons pas contrôler l’attitude du drone, mais comme la vitesse de translation du GLMAV est très élevée, environ 60 m/s, les ailerons stabilisent l’orientation. Nous allons donc contrôler uniquement la vitesse de lacet autour de l’axe \mathbf{z}_b du drone en utilisant les données brutes des gyromètres et en fixant une poussée désirée fixe pour ralentir le drone. La poussée n’est pas fixée à son maximum, mais un petit peu en dessous pour laisser de la marge de manoeuvre à l’action du correcteur proportionnel sur la vitesse de lacet.

Durant cette phase, la vitesse de translation du GLMAV est importante et la position réelle peut être située à plus ou moins une centaine de mètres autour du point nominal à 500m (section 2.6.2). C’est pour cette raison que la loi de commande que nous allons utiliser se focalise sur la réduction de la vitesse du GLMAV sans prendre en compte sa position. Dès que les données fusionnées de la centrale inertielle sont disponibles, nous passons à la loi de commande en vitesse complète décrite dans la section 4.4. Cette tâche devrait être accomplie en moins de 10 secondes, temps auquel le drone atteindra le sol s’il n’est pas ralenti (Fig. 2.7).

4.3 Backstepping

Nous allons rapidement présenter la méthode du backstepping et donner un exemple simple de son application.

4.3.1 Principe du backstepping

La difficulté majeure rencontrée dans le choix de la commande des systèmes dynamiques complexes (non-linéarité, ordre élevé) est de prouver leur stabilité. L'application de la théorie de Lyapunov (cf. Annexe A) a permis de simplifier grandement la preuve de la stabilité pour des systèmes non linéaires "simples" ou ayant des non-linéarités douces. Néanmoins trouver une fonction de Lyapunov associée à des systèmes complexes est souvent difficile. Le backstepping fournit une solution à ce problème sous la forme d'un algorithme permettant de construire une fonction de Lyapunov de manière itérative pour une classe des systèmes dynamiques non linéaires. Le backstepping fut introduit par R. LOZANO [45] puis formalisé par Petar V. KOKOTOVIC [46] au début des années 1990, avec de premières applications à la stabilisation des systèmes triangulaires à structure purement causale (intégrateurs successifs en cascade) de la forme :

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{x} = f_x(x) + g_x(x)z_1 \\ \dot{z}_1 = f_1(x, z_1) + g_1(x, z_1)z_2 \\ \dot{z}_2 = f_2(x, z_1, z_2) + g_2(x, z_1, z_2)z_3 \\ \vdots \\ \dot{z}_m = f_m(x, z_1, \dots, z_{m-1}, z_m) + g_m(x, z_1, \dots, z_{m-1}, z_m)u \end{array} \right.$$

Avec : $x \in R^n, n \geq 1$ l'état du système réel que l'on souhaite stabiliser ;

- $z_{1\dots m}$, des commandes intermédiaires, dites virtuelles, car ne correspondant pas à des entrées physiquement pilotables, définies de manière à décomposer le système sous la forme ci-dessus ;
- u , la commande réellement applicable au système ;
- $f_{x,1\dots m}(0) = 0$ et quelconque ailleurs ;
- $g_{1\dots m}(x, \dots) \neq 0$ sur le domaine de fonctionnement.

Le principe est de créer une loi de commande par étape. Nous choisissons une loi de commande "virtuelle" simple qui stabilise la première équation. Puis on augmente celle-ci en stabilisant le système constitué de la première et de la deuxième équation, et ainsi de suite jusqu'à arriver à la commande u pouvant réellement être appliquée aux actionneurs du système.

4.3.2 Exemple simple

Pour expliquer le principe du backstepping adaptatif, nous allons utiliser un exemple tiré de [47] où l'on essaye d'obtenir une stabilité bornée du système selon la théorie de Lyapunov.

Soit le système non linéaire décrit par la représentation d'état triangulaire suivante :

$$\begin{cases} \dot{x} = x^2 + z_1 \\ \dot{z}_1 = u + z_1^2 \end{cases} \quad (4.1)$$

avec :

- $x \in R$, l'état du système à stabiliser ;

- $z_1 \in R$, une commande virtuelle du système, non contrôlable ;
- $u \in R$, la commande réellement applicable au système ;

Étape 1 :

Nous choisissons une loi de commande virtuelle sur z_1 , permettant de stabiliser la 1^{ère} équation de 4.1. Un choix simple est donné par la loi $z_{1,d}$ suivante :

$$z_{1,d} = -x^2 - x \quad (4.2)$$

Nous utilisons alors la fonction candidate de Lyapunov suivante :

$$V_x = \frac{1}{2}x^2$$

Sa dérivée est :

$$\dot{V}_x = x\dot{x}$$

Avec 4.2 appliqué à 4.1

$$\dot{V}_x = -x^2 \leq 0 \quad (4.3)$$

Si on a $z_1 = z_{1,d}$, la loi de commande stabilise donc bien la 1^{ère} équation, car la dérivée de la fonction candidate de Lyapunov est négative. Il faut donc maintenant stabiliser le système composé des deux équations.

Il y a plusieurs choix possibles de commandes virtuelles selon les objectifs voulus. Ici on a choisi une commande virtuelle linéarisant le système composé de la 1^{ère} équation seule. Mais il est aussi possible de choisir une commande virtuelle qui garde des propriétés intéressantes du système comme des non-linéarités utiles. L'optimisation de la commande finale dépend d'un bon choix de ces commandes virtuelles.

Étape 2 :

Afin de calculer la commande, on définit l'erreur liée à la commande virtuelle :

$$z_1 = z_1 - z_{1,d} = z_1 + x^2 + x$$

Le système 4.1 devient :

$$\begin{cases} \dot{x} = x^2 + z_1 \\ \dot{z}_1 = u + (2x + 1)(-x + z_1) + z_1^2 \end{cases}$$

Nous augmentons alors la fonction candidate de Lyapunov obtenue précédemment 4.3, en ajoutant l'erreur sur la loi de commande virtuelle z_1 .

$$V_1 = \frac{1}{2}x^2 + \frac{1}{2}z_1^2$$

Nous posons :

$$\Phi = (2x + 1)(-x + z_1)$$

La dérivée de la fonction de Lyapunov est :

$$\dot{V}_1 = -x^2 + z_1(x + u + \Phi + z_1^2)$$

$$\dot{V}_1 = -x^2 + z_1(x + u + \Phi + z_1^2)$$

En choisissant la commande u suivante :

$$u = -x - \Phi - z_1 - z_1^2,$$

la dérivée de la fonction de Lyapunov devient :

$$\dot{V}_1 = -x^2 - z_1^2 \leq 0$$

Donc selon la théorie de Lyapunov, la commande u nous garantira une stabilité bornée du système.

4.4 Régulation en vitesse par backstepping

Le modèle du système utilisé pour la commande est simplifié. Il est réduit à un 6-DDL avec la gravité, et quatre entrées de commande, la poussée et les moments produits par les rotors sur les 3 axes du drone.

$$\begin{cases} m\dot{\mathbf{v}} = -m\mathbf{g} + \mathbf{T} \\ \dot{\mathbf{q}} = \mathbf{Q}(\mathbf{q})\boldsymbol{\omega} \\ \mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} = -\boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{I}\boldsymbol{\omega}) + \mathbf{M}_{\text{rotors}} \end{cases} \quad (4.4)$$

avec

$$\mathbf{T} = -u_{\mathbf{T}} \mathbf{z}_b = -u_{\mathbf{T}} \mathbf{R}\mathbf{z}_e \quad (4.5)$$

et

$$\mathbf{Q}(\mathbf{q}) = \frac{1}{2} \begin{pmatrix} -\boldsymbol{\epsilon}^T \\ \eta\mathbf{I}_3 + \mathbf{S}_{\boldsymbol{\epsilon}} \end{pmatrix}$$

$\mathbf{S}_{\boldsymbol{\epsilon}}$ étant la matrice antisymétrique de $\boldsymbol{\epsilon}$.

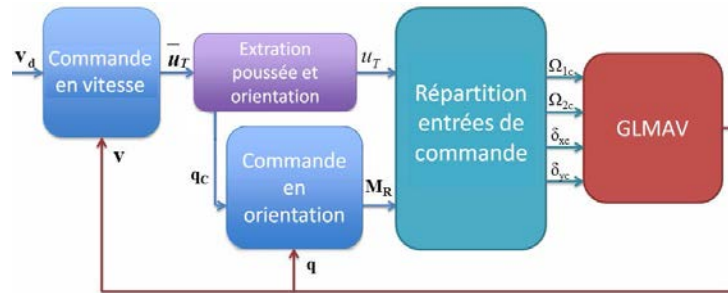


FIGURE 4.2 – Architecture de commande du GLMAV

Pour la commande, nous utilisons un schéma de contrôle standard en cascade. La boucle externe commande la vitesse de translation, alors que la boucle interne se concentre sur la stabilisation de l'orientation (Fig. 4.2). La boucle externe calcule un vecteur de poussée désiré pour stabiliser la vitesse de translation. À partir de ce vecteur, nous extrayons sa norme, et son orientation qui est comparée avec l'orientation actuelle du véhicule pour obtenir une erreur en rotation sous forme de quaternion qui est la consigne pour la boucle interne.

Théorème 1 : *Régulation en vitesse.*

En considérant le modèle dynamique (4.4)-(4.5) où les entrées de commandes sont u_T la poussée et \mathbf{u}_R le moment produit par les rotors. Soit la vitesse fixe désirée \mathbf{v}_d et :

1. En posant $\mathbf{K}_v, \mathbf{K}_q$ et \mathbf{K}_ω comme gains positifs ;
2. En utilisant les erreurs suivantes :
 - $\delta_v = \mathbf{v} - \mathbf{v}_d$ l'erreur en vitesse ;
 - $\bar{\delta}_T = \mathbf{T} - \bar{\mathbf{u}}_T$ l'erreur en poussée ;
 - $\delta_T = \|\mathbf{T}\| - \|\bar{\mathbf{u}}_T\|$ l'erreur en norme de la poussée ;
 - $\delta_q = \tilde{\epsilon}$ l'erreur d'orientation ;
 - $\delta_\omega = \tilde{\omega} - \mathbf{u}_\omega$ l'erreur en vitesse angulaire ;

où $\bar{\mathbf{u}}_T$ et \mathbf{u}_ω sont les lois de commandes virtuelles sur la poussée et la vitesse angulaire :

$$\begin{aligned} \text{— } \bar{\mathbf{u}}_T &= m(\mathbf{g} - \mathbf{K}_v \delta_v) \\ \text{— } \mathbf{u}_\omega &= -2\mathbf{K}_q \tilde{\eta} \tilde{\epsilon} \end{aligned} \quad (4.7)$$

3. Les lois de commandes sur la norme de la poussée et le moment des rotors données par :

$$\begin{aligned} \text{— } u_T &= \|\bar{\mathbf{u}}_T\| \\ \text{— } \mathbf{u}_R &= \mathbf{S}_\omega \mathbb{I} \omega \\ &+ \mathbb{I} \left(\mathbf{R}_d^T \left(-\mathbf{K}_\omega \delta_\omega - \frac{1}{2} \tilde{\eta} \tilde{\epsilon} + (\mathbf{K}_q \tilde{\epsilon}^T \tilde{\omega}) \tilde{\epsilon} - (\mathbf{K}_q (\tilde{\eta} (\tilde{\eta} \mathbf{I}_3 + \mathbf{S}_\epsilon))) \omega \right) \right) \end{aligned} \quad (4.8)$$

garantissent que le modèle dynamique du GLMAV est stable.

Preuve. La preuve découle de la méthodologie du backstepping :

Étape 1. Définissons la première fonction candidate de Lyapunov (CLF) W_v comme suit :

$$W_v = \frac{1}{2} \delta_v^T \delta_v$$

Sa dérivée est égale à :

$$\begin{aligned} \dot{W}_v &= -\delta_v^T \mathbf{K}_v \delta_v \\ &+ \delta_v^T \left(\frac{\mathbf{T}}{m} - (\mathbf{g} - \mathbf{K}_v \delta_v) \right) \end{aligned}$$

en utilisant (4.6) et (4.7),

$$\dot{W}_v = -\delta_v^T \mathbf{K}_v \delta_v + \delta_v^T \bar{\delta}_T$$

Définition 1 L'erreur d'orientation en quaternion $\tilde{\mathbf{q}}$ est la rotation d'angle minimal θ qui transforme \mathbf{T} en $\bar{\mathbf{u}}_T$

$$\tilde{\mathbf{q}} = \begin{pmatrix} \tilde{\eta} \\ \tilde{\boldsymbol{\epsilon}} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\left(\frac{\tilde{\theta}}{2}\right) \\ \tilde{\mathbf{n}} \sin\left(\frac{\tilde{\theta}}{2}\right) \end{pmatrix}$$

avec :

$$\tilde{\mathbf{n}} = \frac{\mathbf{z}_b \times \bar{\mathbf{u}}_T}{\|\mathbf{z}_b \times \bar{\mathbf{u}}_T\|}, \quad \tilde{\theta} = \cos^{-1}\left(\frac{1}{\|\bar{\mathbf{u}}_T\|} \mathbf{z}_b^T \bar{\mathbf{u}}_T\right)$$

La définition de $\tilde{\mathbf{n}}$ est singulière si \mathbf{z}_b et $\bar{\mathbf{u}}_T$ sont colinéaire (c.-à-d. $\tilde{\theta} \in \{0, \pi\}$). Si $\tilde{\theta} = 0$, le drone est déjà à l'attitude désirée, $\tilde{\mathbf{n}}$ est fixé $(0, 0, 0)^T$. Et si $\tilde{\theta} = \pi$, l'attitude du drone est l'opposée de l'attitude désirée, $\tilde{\mathbf{n}}$ est fixé arbitrairement à $(0, 1, 0)^T = \mathbf{y}_b$.

Étape 2. La stabilité du sous-système de translation est induite par la convergence de $\bar{\delta}_T$. En assumant que la consigne en poussée n'est jamais nulle, hypothèse qui est réaliste compte tenu du domaine de vol du GLMAV, et en utilisant (4.5), il est possible de décomposer cette erreur en deux erreurs :

— une erreur en norme Euclidienne :

$$\begin{aligned} \delta_T &= \|\mathbf{T}\| - \|\bar{\mathbf{u}}_T\| \\ &= u_T - \|m\mathbf{g} - m\mathbf{K}_v \delta_v\| \end{aligned}$$

— une erreur en orientation définie par la matrice de rotation suivante :

$$\tilde{\mathbf{R}} = \mathbf{R}^T \mathbf{R}_d$$

avec

$$\frac{\bar{\mathbf{u}}_T}{\|\bar{\mathbf{u}}_T\|} = \tilde{\mathbf{R}} \frac{\mathbf{T}}{t} \Leftrightarrow \frac{\bar{\mathbf{u}}_T}{\|\bar{\mathbf{u}}_T\|} = \tilde{\mathbf{R}} \mathbf{z}_b$$

L'expression de la première CLF devient alors :

$$\dot{W}_v = -\delta_v^T \mathbf{K}_v \delta_v - p \delta_v^T \left(\tilde{\mathbf{R}} - \mathbf{I}_3 \right) \mathbf{R}_d \mathbf{z}_b$$

Il est immédiatement possible de poser $u_T = \|\bar{\mathbf{u}}_T\|$, qui assure la convergence en norme.

Étape 3. Rappelons que la norme de Frobenius de l'erreur $(\tilde{\mathbf{R}} - \mathbf{I}_3)$ peut être exprimée comme suit [48] :

$$\left\| \tilde{\mathbf{R}} - \mathbf{I}_3 \right\|_{\mathcal{F}} = 2\sqrt{2} \|\tilde{\boldsymbol{\epsilon}}\|$$

Nous définissons l'erreur d'orientation $\delta_q \in \mathbb{R}^3$ par

$$\delta_q = \tilde{\boldsymbol{\epsilon}}$$

où $\tilde{\epsilon}$ est donnée par la définition 1. Il est intéressant de noter que nous gardons seulement la partie imaginaire $\tilde{\epsilon}$ de l'erreur en quaternion $\tilde{\mathbf{q}}$, et par conséquent nous laissons libre la partie scalaire de $\tilde{\mathbf{q}}$, ce qui permet de simplifier les calculs en utilisant des produits de matrices classiques au lieu de l'algèbre des quaternions.

Introduisons maintenant la CLF pour l'erreur en orientation :

$$W_q = \frac{1}{2} \delta_{\mathbf{q}}^T \delta_{\mathbf{q}}$$

Pour calculer \dot{W}_q , nous définissons l'erreur suivante

$$\tilde{\omega} = \mathbf{R}_d(\omega - \omega_d)$$

avec ω_d définit par :

$$\omega_d = 2\mathbf{Q}^{-1}(\mathbf{q}_d)\dot{\mathbf{q}}_d$$

Nous avons fait l'hypothèse que la dynamique de rotation était plus rapide que la dynamique de translation. L'attitude désirée \mathbf{q}_d est donc considérée comme constante pour le sous-système d'orientation, et ω_d , qui dépend de la dérivée de \mathbf{q}_d , est par conséquent nulle.

La dérivée de $\delta_{\mathbf{q}}$, est :

$$\dot{\delta}_{\mathbf{q}} = \dot{\tilde{\epsilon}} = \frac{1}{2} (\tilde{\eta}\mathbf{I}_3 + \mathbf{S}_{\tilde{\epsilon}}) \tilde{\omega}.$$

En utilisant $\delta_{\omega} = \tilde{\omega} - \mathbf{u}_{\omega}$, il en suit

$$\dot{\delta}_{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} (\tilde{\eta}\mathbf{I}_3 + \mathbf{S}_{\tilde{\epsilon}}) (\delta_{\omega} + \mathbf{u}_{\omega})$$

En introduisant

$$\mathbf{u}_{\omega} = -2\mathbf{K}_q \tilde{\eta} \tilde{\epsilon} \quad \text{et} \quad \mathbf{K}_q = \mathbf{K}_q^T > 0$$

Nous obtenons finalement l'expression suivante de \dot{W}_q

$$\dot{W}_q = \delta_{\mathbf{q}}^T \dot{\delta}_{\mathbf{q}} = -\tilde{\eta}^2 \tilde{\epsilon}^T \mathbf{K}_q \tilde{\epsilon} + \frac{1}{2} \tilde{\epsilon}^T (\tilde{\eta}\mathbf{I}_3 + \mathbf{S}_{\tilde{\epsilon}}) \delta_{\omega}$$

Étape 4. Nous ajoutons à la CLF W_q un terme pour la dynamique de rotation. La nouvelle CLF W_{ω} et sa dérivée sont alors données par :

$$W_{\omega} = W_q + \frac{1}{2} \delta_{\omega}^T \delta_{\omega}$$

$$\dot{W}_{\omega} = \dot{W}_q + \delta_{\omega}^T \dot{\delta}_{\omega}$$

$\dot{\delta}_{\omega}$ est donnée par

$$\dot{\delta}_{\omega} = \mathbf{R}_d \dot{\omega} + 2\mathbf{K}_q \left(-\frac{1}{2} \tilde{\epsilon}^T \tilde{\omega} \right) \tilde{\epsilon} + 2\mathbf{K}_q \tilde{\eta} \left(\frac{1}{2} (\tilde{\eta}\mathbf{I}_3 + \mathbf{S}_{\tilde{\epsilon}}) \omega \right)$$

Reportons cette expression dans \dot{W}_ω , nous obtenons

$$\begin{aligned} \dot{W}_\omega &= -\tilde{\eta}^2 \tilde{\epsilon}^T \mathbf{K}_q \tilde{\epsilon} + \frac{1}{2} \tilde{\eta} \tilde{\epsilon}^T \delta_\omega \\ &\quad + \delta_\omega^T (\mathbf{R}_d \dot{\omega} + \mathbf{K}_q (\tilde{\eta} (\tilde{\eta} \mathbf{I}_3 + \mathbf{S}_\epsilon) \omega - \tilde{\epsilon}^T \omega \tilde{\epsilon})) \end{aligned}$$

En nous rappelant le modèle du GLMAV (4.4), nous obtenons :

$$\mathbb{I} \dot{\omega} = -\mathbf{S}_\omega \mathbb{I} \omega + \mathbf{u}_R$$

et la loi de commande en couple (4.8) mène à l'expression suivante de \dot{W}_ω :

$$\dot{W}_\omega = -\tilde{\eta}^2 \delta_q^T \mathbf{K}_q \delta_q - \delta_\omega^T \mathbf{K}_\omega \delta_\omega$$

nous pouvons trouver un nombre réel $\phi > 0$ qui assure la négativité de \dot{W}_ω :

$$\dot{W}_\omega \leq -\phi W_\omega \tag{4.9}$$

W_ω est donc une CLF et la loi de commande \mathbf{u}_R stabilise exponentiellement l'erreur en orientation δ_q .

Étape 5 : Preuve de la stabilité du système complet. En étendant la méthode utilisée par Guenard dans [49], et avec $\|\mathbf{R}_d \mathbf{e}_3\| = 1$, nous pouvons trouver une borne supérieure de \dot{W}_v :

$$\dot{W}_v = -\delta_v^T \mathbf{K}_v \delta_v - u_T \delta_v^T (\tilde{\mathbf{R}} - \mathbf{I}_3) \mathbf{R}_d \mathbf{z}_b$$

Alors

$$\dot{W}_v \leq -\delta_v^T \mathbf{K}_v \delta_v + 2\sqrt{2} u_T \|\delta_v\| \|\delta_q\|$$

et en utilisant (4.9)

$$\dot{W}_v \leq -\delta_v^T \mathbf{K}_v \delta_v + 2\sqrt{2} u_T \|\delta_v\| e^{-\phi t}$$

La poussée u_T étant naturellement bornée par les rotors, il existe un ensemble Ω tel que :

$$\forall x = (\delta_v) \notin \Omega, \dot{W}_v \leq 0$$

où le rayon de Ω décroît exponentiellement vers zéro. La convergence à l'origine du sous-système de translation, en considérant le système complet, est donc vérifiée.

4.4.1 Ajout d'un contrôle du lacet

Le GLMAV utilisera une caméra avec deux points de vue, un dirigé vers le sol et l'autre dirigé vers l'avant en utilisant un prisme. Dans la phase de transition, nous avons pensé utiliser la caméra pour faire mesurer la vitesse de translation en utilisant le flux optique. Pour cela, il faut que la caméra soit dirigée vers le sol. Il faut donc contrôler le lacet qui était laissé libre dans la loi de commande précédente.

Pour contrôler le lacet, nous avons ajouté une erreur en lacet à l'erreur en orientation que nous avons précédemment. Le calcul de cette nouvelle erreur est détaillé dans la définition 2.

Définition 2 L'erreur d'orientation en quaternion $\tilde{\mathbf{q}}$ pour intégrer une commande en lacet est la composition de 2 quaternions, $\tilde{\mathbf{q}}_1$ qui est la rotation d'angle minimal qui transforme \mathbf{T} en $\bar{\mathbf{u}}_{\mathbf{T}}$, et $\tilde{\mathbf{q}}_2$ qui est une rotation autour de l'axe \mathbf{z}_b du drone, amenant l'axe \mathbf{x}_b en coïncidence avec la projection d'un vecteur de référence \mathbf{x}_c dans le plan $\mathbf{x}_b - \mathbf{y}_b$

Composition de 2 quaternions d'erreurs :

$$\tilde{\mathbf{q}} = \tilde{\mathbf{q}}_2 \times \tilde{\mathbf{q}}_1$$

1. $\tilde{\mathbf{q}}_1$ erreur d'orientation du vecteur poussée :

$$\tilde{\mathbf{n}}_1 = \frac{\mathbf{z}_b \times \bar{\mathbf{u}}_{\mathbf{T}}}{\|\mathbf{z}_b \times \bar{\mathbf{u}}_{\mathbf{T}}\|}, \quad \tilde{\theta}_1 = \cos^{-1} \left(\frac{1}{\|\bar{\mathbf{u}}_{\mathbf{T}}\|} \mathbf{z}_b \cdot \bar{\mathbf{u}}_{\mathbf{T}} \right)$$

2. $\tilde{\mathbf{q}}_2$ erreur sur le lacet/roulis :

$$\tilde{\mathbf{n}}_2 = \mathbf{z}_b, \quad \tilde{\theta}_2 = \cos^{-1} \left(\begin{array}{c} \mathbf{x}_b \cdot \mathbf{x}_c \\ \mathbf{x}_b \cdot \mathbf{y}_b \end{array} \right)$$

La définition de $\tilde{\mathbf{n}}_1$ est singulière pour les mêmes conditions que $\tilde{\mathbf{n}}$ de la définition 1, nous appliquons les mêmes solutions.

Cette erreur intervient en entrée de la boucle de contrôle de l'attitude. Elle ne perturbe pas le contrôle en vitesse, car l'ajout de cette nouvelle erreur ne change pas la direction de la poussée des rotors, sa seule action est sur l'angle de lacet qui n'était pas contraint précédemment.

4.5 Simulations

Pour les simulations, l'apogée est considéré connu, donc les rotors sont activés au bon moment, quelles que soient les conditions initiales. Le vecteur d'état complet du GLMAV sauf sa position (c.-à-d. \mathbf{q} , le quaternion représentant l'orientation du GLMAV, ses vitesses de translations et de rotations, \mathbf{v} et ω) est mesuré à partir de $t = 8s$, quand les données fusionnées de la centrale inertielle sont disponible.

4.5.1 Simulation 1 : Commande en vitesse (cas de régulation)

La première simulation utilise la loi de commande décrite au théorème 1 et la stratégie de commande décrite dans la section 4.2, lors des phases balistique et de transition. Pour démontrer la robustesse de notre contrôleur, nous avons ajouté des rafales de vent de 5 m/s, suivant \mathbf{x}_e , et 10 m/s, suivant \mathbf{y}_e (Fig 4.3(d)).

Les vitesses de translations du GLMAV (Fig. 4.3(b)) sont bien régulées à zéro. Notons que pour la même vitesse de rafale de vent (à 5s et 8s), l'impact est plus important quand la vitesse du drone selon \mathbf{x}_e est petite, la stabilisation passive des ailerons est plus faible.

Compte tenu du vent constant après 12s, le GLMAV garde un angle de roulis de 3° , et des angles du plateau cyclique de -0.5° et -2° .

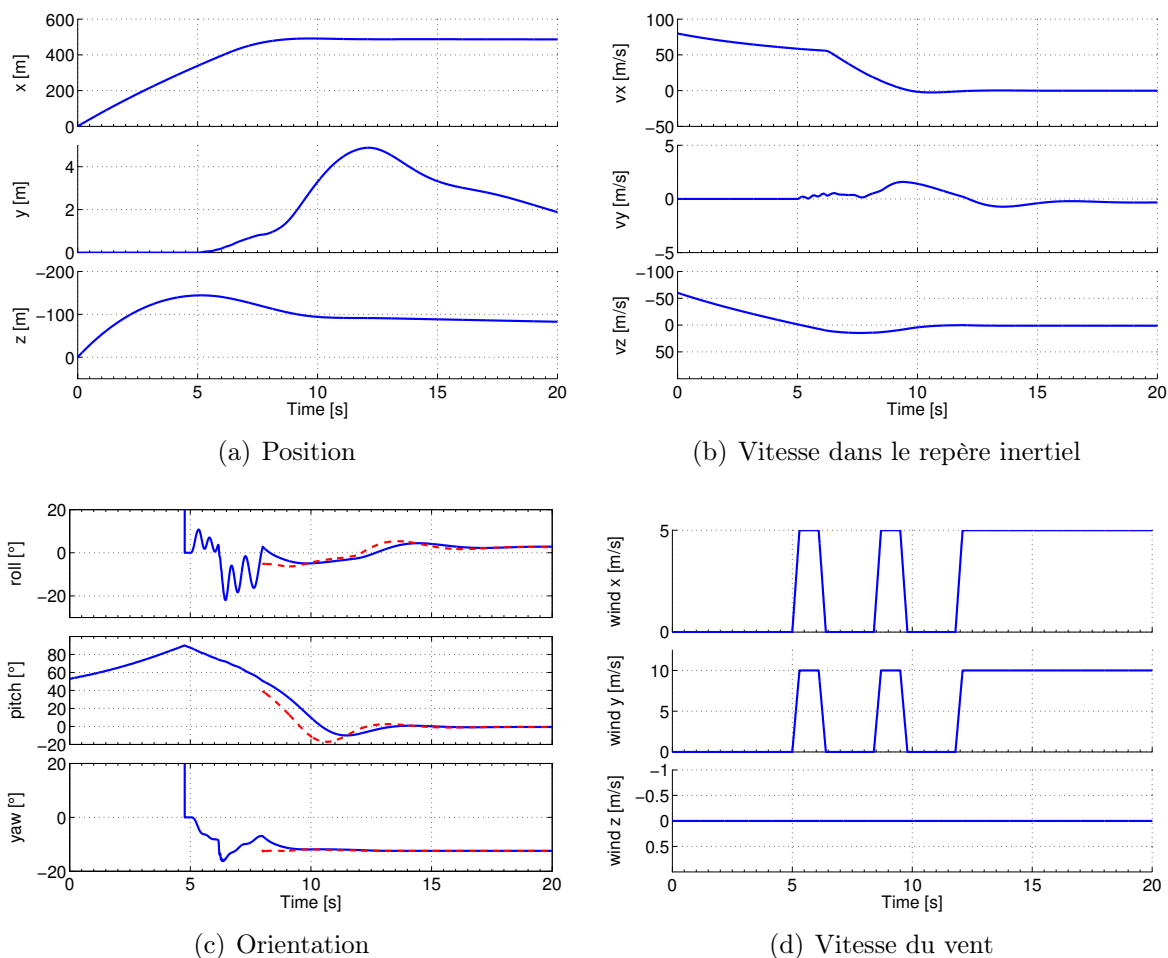


FIGURE 4.3 – Simulation (n°1) des phases balistique et de transition avec la loi de commande du théorème 1 en présence de rafale de vent

Sur la figure 4.4(a), nous pouvons remarquer que la poussée réelle obtenue diminue à la seconde 8, alors que la poussée désirée augmente. À la 8^e seconde, les données fusionnées de la centrale inertielle sont disponibles, donc la loi de commande complète en vitesse commence, en prenant en compte l'orientation du drone. Elle donne donc des consignes de moment de tangage et roulis pour corriger l'attitude du drone. Ces consignes entraînent des angles non nuls sur le plateau cyclique du rotor inférieur ; or les deux moteurs sont déjà à leur vitesse de rotation maximum, donc la poussée résultante sur l'axe \mathbf{z}_b est inférieure à la poussée maximale possible lors que le plateau cyclique est à plat.

La loi de commande proposée ne prend en compte que la vitesse, donc la position du drone dérive légèrement, mais reste près de la cible voulue qui est à une distance de 500m et à 100m d'altitude. L'objectif de la loi de commande est de mettre le GLMAV dans le domaine de stabilité de la loi de commande de la phase opérationnelle.

Remarque 1 *La loi de commande de la phase d'observation prendra le relais pour $t \geq 13s$, moment à partir duquel les vitesses de translation sont inférieures à 1m/s et l'assiette du drone est proche de l'horizontale.*

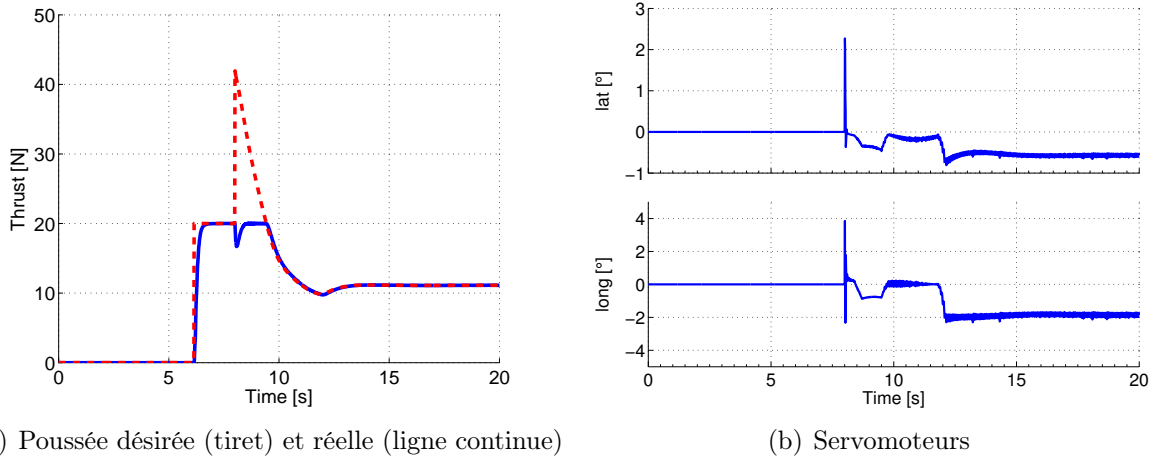


FIGURE 4.4 – Sortie des actionneurs de la simulation

4.5.2 Simulations 2 : nécessité d’avoir un contrôle d’attitude durant la phase de transition

Dans ces simulations, nous allons comparer les trajectoires obtenues avec la loi de commande en vitesse complète, avec celles obtenues avec une loi de commande qui ne stabilise pas l’attitude du drone, mais ne contrôle que la poussée, comme cela serait le cas si les données fusionnées de la centrale inertielle n’étaient pas disponibles.

Dans le cas idéal où le drone ne serait pas perturbé par des rafales de vent, la loi de commande “simple” (sans contrôle de l’attitude) pourrait être utilisée pour ralentir le GLMAV. Bien qu’avec cette loi de commande, le GLMAV n’a pas un comportement stable une fois ralenti, au moment $t = 11s$ la vitesse du drone (inférieure à 1 m/s) et l’attitude du drone (tangage et roulis inférieurs à 25°) sont telles que le contrôle du drone pourrait être passé à la loi de commande de la phase d’observation.

Mais si le drone est soumis à des rafales de vent, la loi de commande “simple” ne stabilise plus le GLMAV, et il n’est plus possible de rattraper les instabilités du drone.

Ces simulations montrent l’importance du contrôle en attitude lors de la phase de transition, et donc le fait que les données fusionnées de la centrale inertielle doivent impérativement être disponibles quelques secondes après le déploiement.

4.5.3 Simulations 3 : Validation avec de multiples conditions initiales

Nous allons maintenant vérifier les performances de la loi de commande proposée pour l’ensemble des trajectoires possibles dues à la dispersion des conditions initiales (erreurs de $\pm 10\%$ sur la vitesse initiale et erreurs de $\pm 2^\circ$ sur l’angle de lancement). Nous appliquerons aussi les rafales de vent décrites sur la figure 4.3(d).

Les trajectoires obtenues dans le plan $\mathbf{x}_e - \mathbf{z}_e$ sont représentées sur la figure 4.6. Les différentes étapes sont marquées sur les trajectoires : le déploiement (cercles creux), la

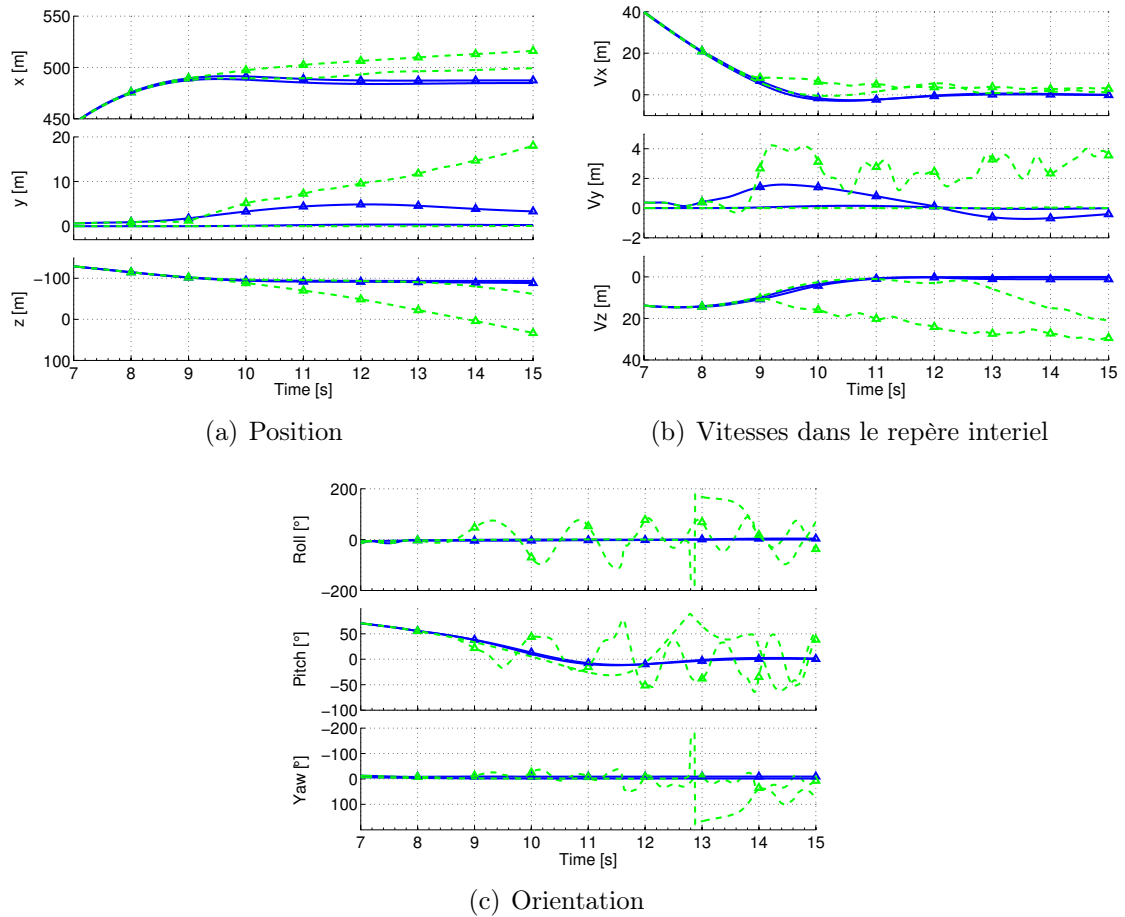


FIGURE 4.5 – Simulations (n°2) après le déploiement avec la loi de commande en vitesse complète (ligne continue) et en appliquant seulement la poussée (ligne pointillée), sans vent puis avec les mêmes rafales que la figure 4.3(d) (triangle)

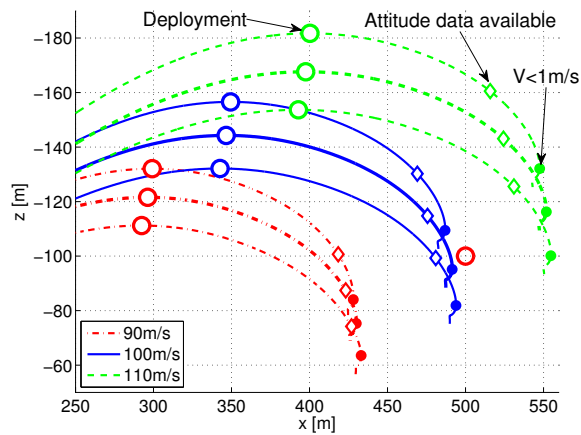


FIGURE 4.6 – Simulations (n°3) après le déploiement avec la loi de commande en vitesse complète et avec la dispersion des conditions initiales de la Fig. 2.7

disponibilité des données fusionnées de la centrale inertielle à $t = 8s$ (diamants creux), et le moment où les vitesses de translation du GLMAV passent en dessous de 1 m/s (cercles pleins).

Nous pouvons remarquer que pour toutes les conditions initiales, le GLMAV est complètement ralenti avant d'atteindre une altitude de 60 m. Les lois et stratégie de commande que nous avons proposées pour la phase de transition sont donc validées.

4.6 Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons proposé une stratégie de commande basée sur la méthode du backstepping. Cette loi de commande a été validée en simulation numérique en utilisant le modèle aérodynamique complet décrit dans le chapitre 3.

Chapitre 5

Résultats expérimentaux

Sommaire

5.1	Introduction	69
5.2	Le prototype GLMAV-lite	70
5.2.1	Hardware	70
5.2.2	Software	72
5.3	Problèmes rencontrés	73
5.3.1	Communication I2C	73
5.3.2	Vibrations	74
5.3.3	Protection du prototype	76
5.4	Flux optique	77
5.4.1	Principe du flux optique	77
5.4.2	Compensation des rotations	78
5.4.3	Calibration de la caméra	79
5.4.4	Implémentation	80
5.5	Essais en vol	82
5.5.1	Essais avec le prototype GLMAV-lite	82
5.5.2	Essais avec le prototype final du GLMAV	88
5.6	Essais de déploiement envisagés	91
5.7	Conclusion	93

5.1 Introduction

Dans ce chapitre, nous allons décrire les prototypes de GLMAV que nous avons utilisés pour réaliser des expérimentations. Puis, nous allons expliquer les problèmes que nous avons rencontrés ainsi que les solutions que nous avons trouvées. Et enfin, nous décrirons les différents essais que nous avons effectués.

5.2 Le prototype GLMAV-lite

Le prototype du GLMAV sur lequel nous avons fait la plupart des expérimentations est le GLMAV-lite, une version simplifiée du GLMAV. Il est basé sur la mécanique d'un hélicoptère de modélisme LamaV4, mais il utilise la même électronique que la version finale du GLMAV.

Ce prototype simplifié a été réalisé par l'ISL pour pouvoir commencer à faire des tests, en attendant le prototype final sur lequel il y a eu des difficultés au niveau de la tenue des rotors à la vitesse de rotation nécessaire pour soulever le GLMAV.

5.2.1 Hardware

5.2.1.1 Architecture mécanique

Le rotor, le plateau cyclique, et les actionneurs du GLMAV-lite sont issus d'un hélicoptère de modélisme LamaV4 (Fig. 5.1).

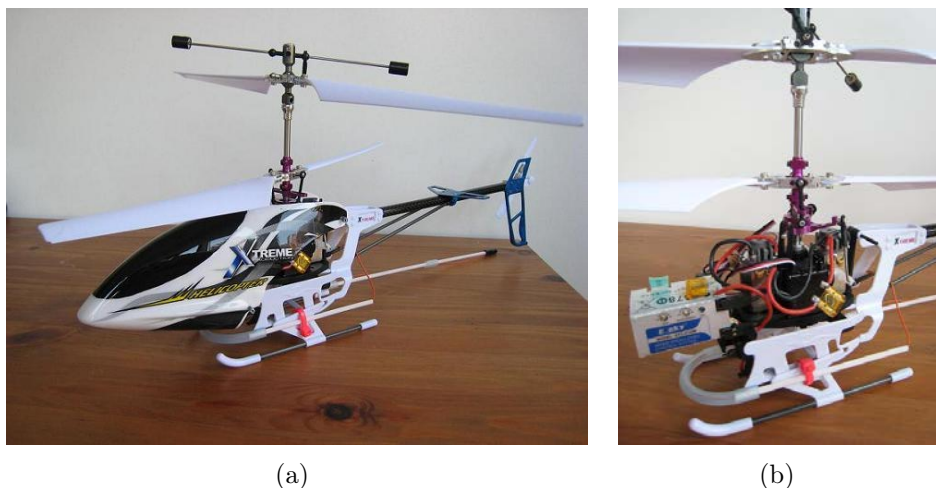


FIGURE 5.1 – Hélicoptère de modélisme LamaV4

La barre de Bell, mécanisme d'inertie associé au rotor supérieur, a été raccourcie pour être de la même longueur que sur le prototype final. Les moteurs à courant continu ont été remplacés par des moteurs brushless pour avoir plus de puissance. Le corps du lamaV4 a été remplacé, et l'électronique initiale a été substituée par une carte sur mesure, qui est placée sous les moteurs pour se rapprocher de la forme de "projectile" du prototype final. Un support de batterie en polystyrène vient se placer en dessous de la carte électronique, toujours pour avoir la forme finale du GLMAV, et pour amortir les chocs lors de l'atterrissage (Fig. 5.2).

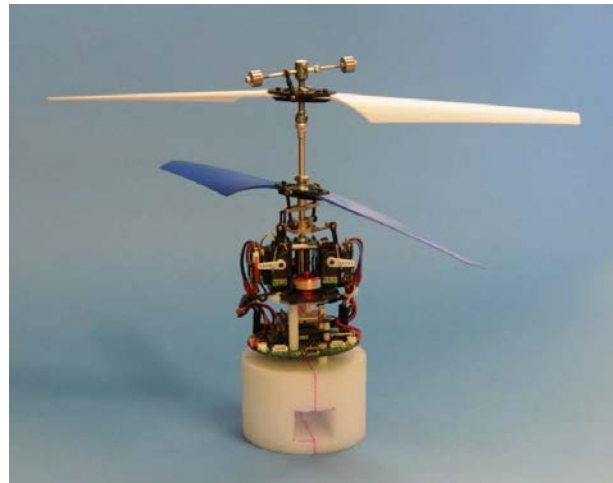
5.2.1.2 Architecture électronique

La partie électronique (Fig 5.3) du GLMAV est basée sur un Gumstix, un petit ordinateur embarqué qui permet de faire tourner Linux.

- special device available for subsonic wind-tunnel experiments

- **Operational phase**

- first platform available for implementation of command laws



FRENCH-GERMAN RESEARCH INSTITUTE OF SAINT-LOUIS

© ISL 2011– All rights reserved conform to ISO 16016

FIGURE 5.2 – Prototype du GLMAV-lite

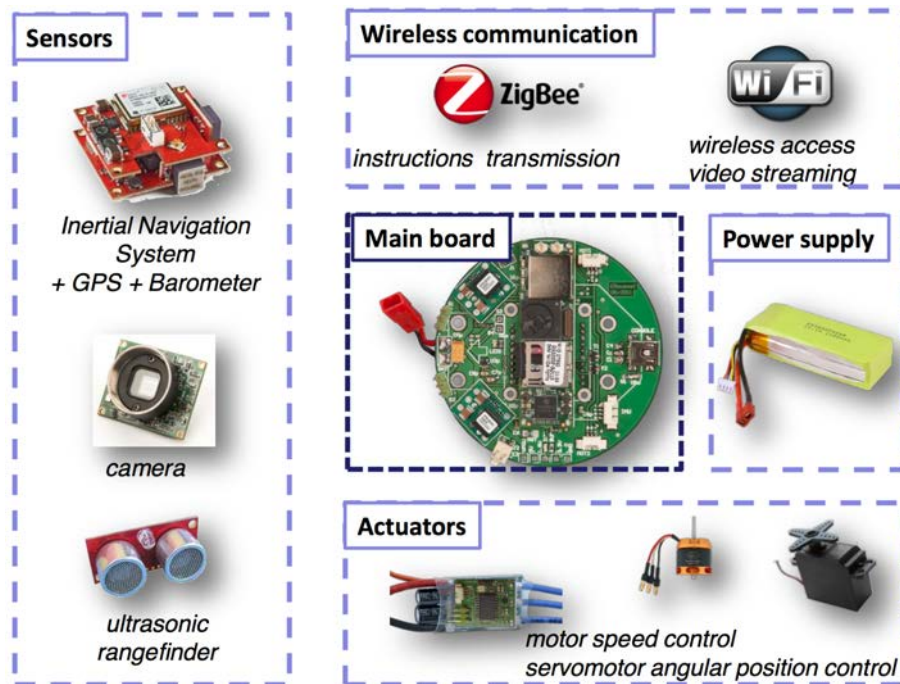
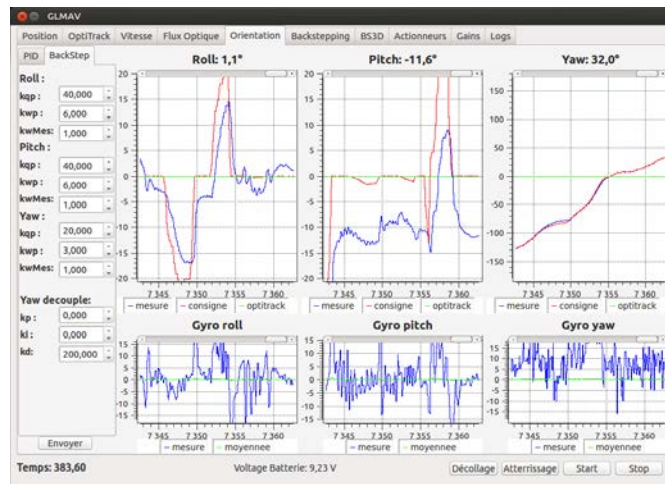


FIGURE 5.3 – L'électronique du GLMAV

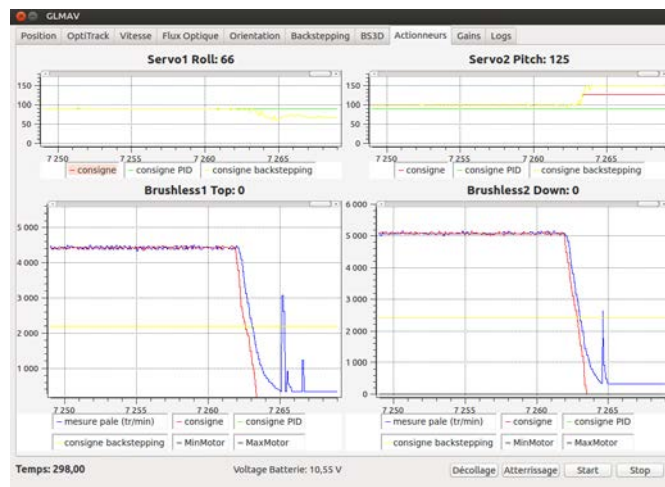
La carte électronique a été développée à l'ISL [50]. Elle permet de communiquer avec les différents éléments du GLMAV. La centrale inertielle SBG-Systems est reliée par une liaison série. La caméra transmet les images par USB. Les informations du capteur ultrason sont récupérées par Inter Integrated Circuit (I2C). Une liaison série avec un ZigBee permet de recevoir les consignes envoyées par la télécommande. Le Wifi permet de communiquer avec la station au sol, pour lui envoyer les images de la caméra et les informations des capteurs. Les moteurs de rotors et les servomoteurs du plateau cyclique sont commandés par l'intermédiaire d'un dsPic qui reçoit ces consignes par I2C.

5.2.2 Software

5.2.2.1 Station au sol



(a) Mesures des angles d'Euler



(b) États des actionneurs

FIGURE 5.4 – Station au sol

La station au sol communique avec le drone par l'intermédiaire du Wifi. Elle permet d'afficher les différentes données du drone (Fig 5.4). Elle affiche les données provenant des capteurs présents sur le drone, les différentes consignes calculées par la loi de commande, ainsi que les images de la caméra. Elle permet aussi de modifier les gains de la loi de commande pour les ajuster en direct sans avoir besoin de recompiler, ni même de redémarrer, le programme.

5.2.2.2 Système embarqué

Il est possible d'installer Linux sur le Gumstix. Il est critique que les lois de commande développées soient exécutées en temps réel pour qu'elles fonctionnent correctement. Pour cela, nous avons installé Xenomai qui permet d'ajouter une couche temps réel dur au noyau Linux.

Pour générer le noyau Linux et le système de fichiers, nous avons utilisé OpenEmbedded et bitbake, qui permettent de faire de la cross-compilation. C'est-à-dire, de compiler le système d'exploitation ou les différents programmes sur un ordinateur qui a une architecture de processeur différente de celle sur lequel ils vont être exécutés. Le Gumstix a une architecture ARM, alors que nous avons utilisé un ordinateur de bureau classique x86 pour compiler. L'avantage de la cross-compilation est qu'elle permet de compiler sur un ordinateur plus puissant que le Gumstix qui est un petit système embarqué. Donc de gagner du temps lors de la compilation, et d'avoir un système plus léger sans les éléments nécessaires à la compilation sur le système embarqué.

La loi de commande est implémentée directement sur le système embarqué du drone, tous les calculs sont faits de manière embarquée.

5.3 Problèmes rencontrés

Au cours des expérimentations que nous avons réalisées, nous avons rencontré un certain nombre de problèmes. Dans cette section, nous allons présenter une partie de ces problèmes ainsi que leurs solutions.

5.3.1 Communication I2C

Le protocole de communication I2C, est un bus série bidirectionnel utilisé pour la communication entre un microprocesseur et différents composants électroniques. Il utilise deux fils, la ligne Serial Data Line (SDA) qui transmet les données et la ligne Serial Clock Line (SCL) qui synchronise l'émetteur et le récepteur. Deux trames I2C sont montrées sur la figure 5.5.

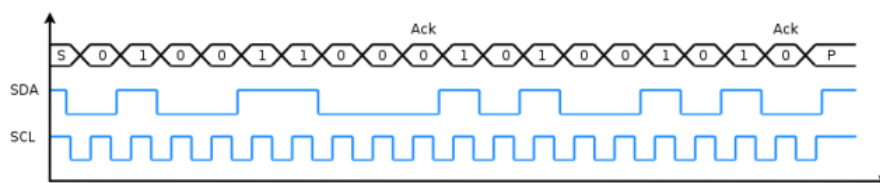


FIGURE 5.5 – Trames I2C

Nous avons rencontré deux types de défaillance sur l'I2C :

1. la ligne SDA qui reste à 5V :
 - (a) il n'y a pas de timeout détecté par le programme

- (b) les vibrations déclenchent ce problème et en manipulant un peu la carte, cela fonctionne de nouveau
- 2. la ligne SDA qui reste à 0V, SCL à 5V :
 - il y a un timeout détecté par le programme

Le premier problème a été le plus difficile à diagnostiquer, car il apparaissait de façon aléatoire et cela nous a pris beaucoup de temps avant de réaliser que le problème était mécanique. La carte électronique du GLMAV-lite fait partie de la structure mécanique, elle subit donc les différents chocs auxquels le drone est soumis. De ce fait, elle subit des contraintes en torsions entre les 4 vis de soutien. Le problème venait que ces torsions ont fini par décoller les vias, petits tubes qui relient les pistes électriques de la couche supérieure aux pistes de la couche inférieure, entre le dessus et le dessous de la carte électronique. Avec les vias décollés, le contact ne se faisait que quand la carte électronique était au sol et ne subissait aucune torsion. Dès que le drone volait et que les vibrations et les mouvements du drone provoquaient une torsion, le contact pouvait se perdre pendant une seconde ou plus. Sans ce contact, le contrôle des servomoteurs du plateau cyclique et des moteurs des rotors est interrompu, et cela suffisait pour rendre le drone instable, et le mettre dans une position dans laquelle il ne pouvait plus revenir. Dans ce cas, le drone tombait au sol, d'où la nécessité d'avoir des protections adéquates pour le drone.

Pour résoudre ce problème, nous avons réalisé une nouvelle carte électronique avec un diamètre des vias plus important, et une épaisseur de la carte plus importante. Pour des raisons de poids, nous étions obligés d'utiliser la carte électronique comme support rigidifiant pour le drone, mais cela devrait être évité pour ne pas avoir ces problèmes de décollement des soudures sous les contraintes mécaniques.

Le second problème vient du fait que par moment le dsPic rate la lecture d'un signal "clock" sur la ligne SCL, et donc il bloque le bus en attendant de le recevoir. Pour débloquent le dsPic, il faut que le gumstix envoie plusieurs signaux "clock" sur la ligne SCL, normalement 9 signaux devraient être le maximum pour débloquent le bus. Le driver I2C par défaut de Linux ne prend pas en compte ce cas de figure, nous l'avons donc modifié. La modification intervient lorsque le driver I2C rencontre l'erreur "controller timed out waiting for start condition to finish", qui correspond au blocage du bus par le dsPic. Lorsque le driver rencontre l'erreur au lieu de juste renvoyer le code d'erreur "ETIMEDOUT", nous avons ajouté du code avant l'envoi de l'erreur pour essayer de débloquent le bus. Le code qui a été ajouté permet de passer la gestion des sorties I2C en mode General Purpose Input/Output (GPIO), et de passer la ligne SCL à 1 et 0 d'envoyer des signaux "clock" en vérifiant si le bus se débloquent. Si le bus se débloquent, la gestion des sorties I2C est repassée en mode normal et l'erreur de "ETIMEDOUT" n'est pas envoyée, sinon elle est envoyée.

5.3.2 Vibrations

Toute la partie mécanique autour des rotors provoque des vibrations, qui sont assez faibles lorsque la mécanique est en très bon état, c'est-à-dire avec toutes les pièces neuves et bien ajustées. Sur la figure 5.6, nous pouvons voir les accélérations mesurées par la centrale SBG-Systems avec le prototype GLMAV-lite lors des premiers essais. Les différentes

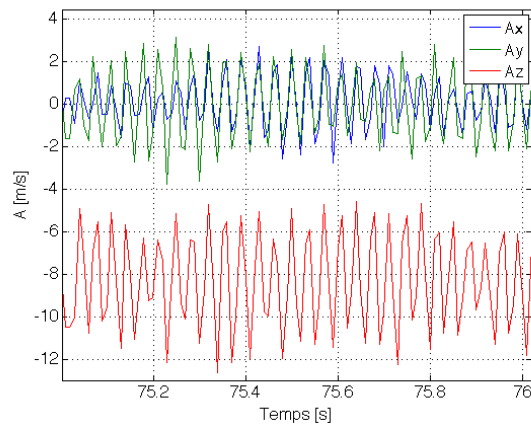


FIGURE 5.6 – Valeurs des accéléromètres avec une mécanique en très bon état

accélérations sont bien centrées sur leurs valeurs nominales et leur fluctuation n'est pas trop importante.

Une fois que le drone a un peu vécu, qu'il est tombé quelques fois. La mécanique se dégrade, ce qui est normal il n'est pas possible d'avoir des pièces neuves en permanence, les vibrations deviennent beaucoup plus importantes. La figure 5.7 montre les accélérations mesurées avec une mécanique dégradée. L'accélération en z n'est plus centrée sur 9.81m/s^{-2} mais plutôt 4.5m/s^{-2} et les fluctuations sont plus importantes. Nous pouvons remarquer que les fluctuations sur l'axe y sont plus importantes que sur l'axe x. Cela est dû au fait que la structure du GLMAV-lite est plus étroite sur l'axe y donc le drone est moins rigide selon y et les vibrations sont plus importantes.

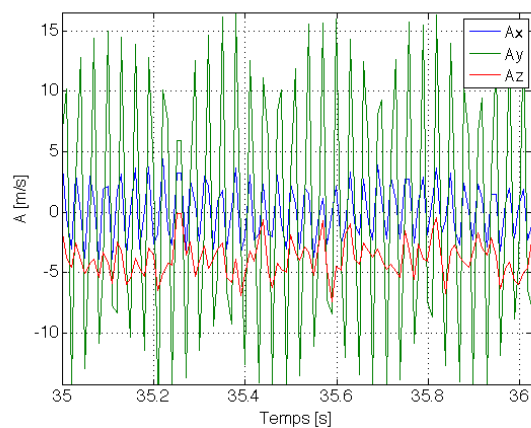


FIGURE 5.7 – Valeurs des accéléromètres avec une mécanique dégradée

Pour résoudre ce problème, nous avons attaché la centrale sur un support en mousse au lieu de la fixer directement sur la carte électronique. Ce support en mousse amortit les vibrations et permet d'obtenir de meilleures mesures même avec une mécanique dégradée (Fig. 5.8).

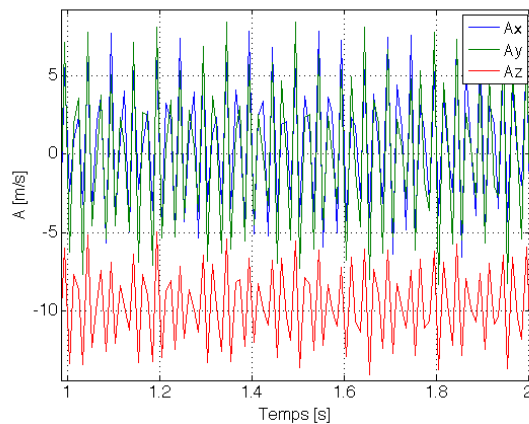


FIGURE 5.8 – Valeurs des accéléromètres avec une mécanique dégradée, mais avec la centrale sur un support en mousse

5.3.3 Protection du prototype

Les pales et le rotor s'abiment facilement, il faut donc les protéger contre les chocs. Nous avons réalisé des protections qui ont évolué sur plusieurs versions. La première était juste des barres verticales qui sortaient sur les côtés du drone pour l'empêcher de se coucher sur le côté (Fig 5.9(a)). Sur la figure 5.9(b) vous pouvez voir la dernière version qui protège entièrement le GLMAV même en cas de retournement. Celle-ci est faite à partir de tiges de fibre de carbone, assemblées avec des éléments en plastique et des tubes de carbone.



(a) Première protection



(b) Protection finale

FIGURE 5.9 – L'évolution des protections du GLMAV

5.4 Flux optique

Nous nous sommes intéressés au flux optique pour répondre à deux problèmes que nous avons rencontrés.

Le premier problème était d'obtenir la vitesse de translation du drone au cours de la phase de transition. Comme nous l'avons vu dans la section 2.6.1, à cause de la forte accélération au lancement, peu de capteurs sont disponibles lors de la phase de transition. Initialement, la disponibilité du GPS avait été prévue environ 30s après le tir, soit bien après la fin de la phase de transition. Donc pour mesurer les vitesses latérales du drone, nous avons pensé à utiliser la caméra déjà présente sur le drone pour faire du flux optique. Grâce à l'utilisation d'un prisme, la caméra a deux champs de vision, le premier vers le nez du projectile et l'autre à 90° , dirigé vers le côté du projectile. Donc au cours de la transition, le champ de vision de la caméra peut être dirigé vers le sol en contrôlant le lacet.

Le deuxième problème était que pour stabiliser le drone au-dessus d'une zone d'intérêt fixe, l'utilisation du GPS de la centrale SBG-Systems n'est pas suffisante, sa précision dans le plan de plusieurs mètres n'est pas assez bonne.

Pour remédier à ce deuxième problème, nous avons commencé à mettre au point une loi de commande à base de mesures de flux optique pour mesurer les vitesses latérales du drone, qui est déjà utilisé avec succès sur des quadrirotors. Mais nous avons rencontré des problèmes de vibrations et de pendulation de drone qui faussaient de manière importante les mesures de vitesse à partir des données du flux optique seul. Nous avons donc intégré les mesures de vitesses angulaires et de positions angulaires, issues de la centrale inertielle, entre chaque image prise par la caméra pour compenser leur influence sur le calcul de flux optique.

5.4.1 Principe du flux optique

Le flux optique est le mouvement apparent des objets, surfaces et contours d'une scène visuelle, causé par le mouvement relatif entre un observateur (l'œil ou une caméra) et la scène (Fig. 5.10).

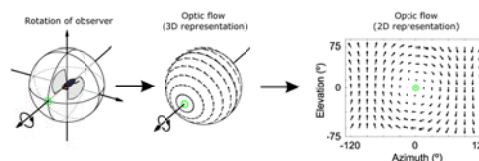


FIGURE 5.10 – Principe du flux optique

Le concept de flux optique a été étudié dans les années 1940 et des travaux ont été publiés dans American psychologist par James J. Gibson.

Les applications du flux optique telles que la détection de mouvement, la segmentation d'objets et la mesure de la disparité stéréoscopique utilisent le mouvement des textures de l'objet et de ses bords. Dans notre cas, nous utiliserons le flux optique pour mesurer les vitesses de translation du GLMAV.

5.4.2 Compensation des rotations

Nous avons implémenté le calcul du flux optique sur deux caméras, tout d'abord sur une caméra PS Eye de Sony, puis sur une caméra Chameleon de PointGrey pour utiliser la même que sur le prototype final du GLMAV. Les deux caméras n'ont pas les mêmes caractéristiques en terme de résolution et de fréquence de prise d'images (FPS), donc l'approche de compensation des rotations est différente. La caméra PS Eye a une résolution de 320x240 pixels à 120 FPS. La caméra Chameleon a une résolution de 1296x964 pixels à 18 FPS, mais nous pouvons augmenter la fréquence à 21Hz en limitant la transmission des données à la partie de l'image qui nous intéresse qui est de 1128x680 pixels.

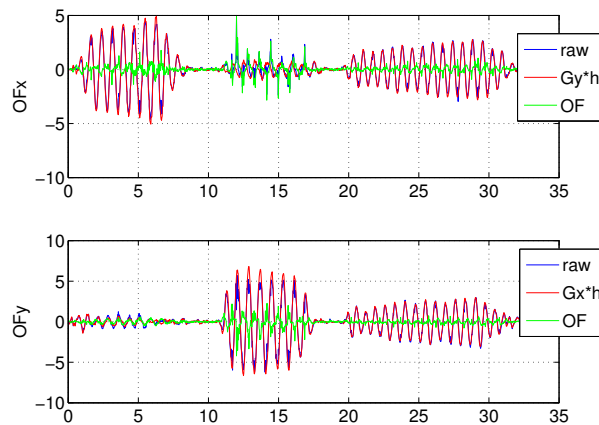


FIGURE 5.11 – Compensation des rotations à 100Hz avec la caméra PS Eye

Avec la caméra PS Eye et sa fréquence élevée, il est possible d'utiliser directement les valeurs mesurées par les gyromètres pour calculer la compensation des rotations. En prenant les images à 100 FPS, nous sommes à la même fréquence que la centrale inertielle, et en appliquant un retard sur les mesures des gyromètres correspondant au temps de transmission des images par la caméra, nous arrivons à compenser les rotations. Les

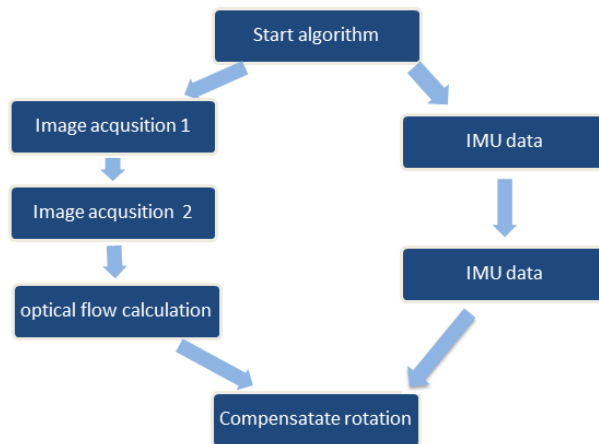


FIGURE 5.12 – Principe de la compensation des rotations

premiers essais à la main utilisant une caméra PS Eye fonctionnant à 100Hz (Fig. 5.11) sont encourageant.

Avec la caméra Chameleon, il n'est pas possible d'utiliser directement les valeurs de vitesse angulaire venant de la centrale inertielle, car celles-ci sont obtenues à 100Hz alors que les images sont obtenues à 21Hz. Il faut donc calculer la valeur de vitesse angulaire entre les deux images pour pouvoir compenser les rotations (Fig. 5.12).

5.4.3 Calibration de la caméra

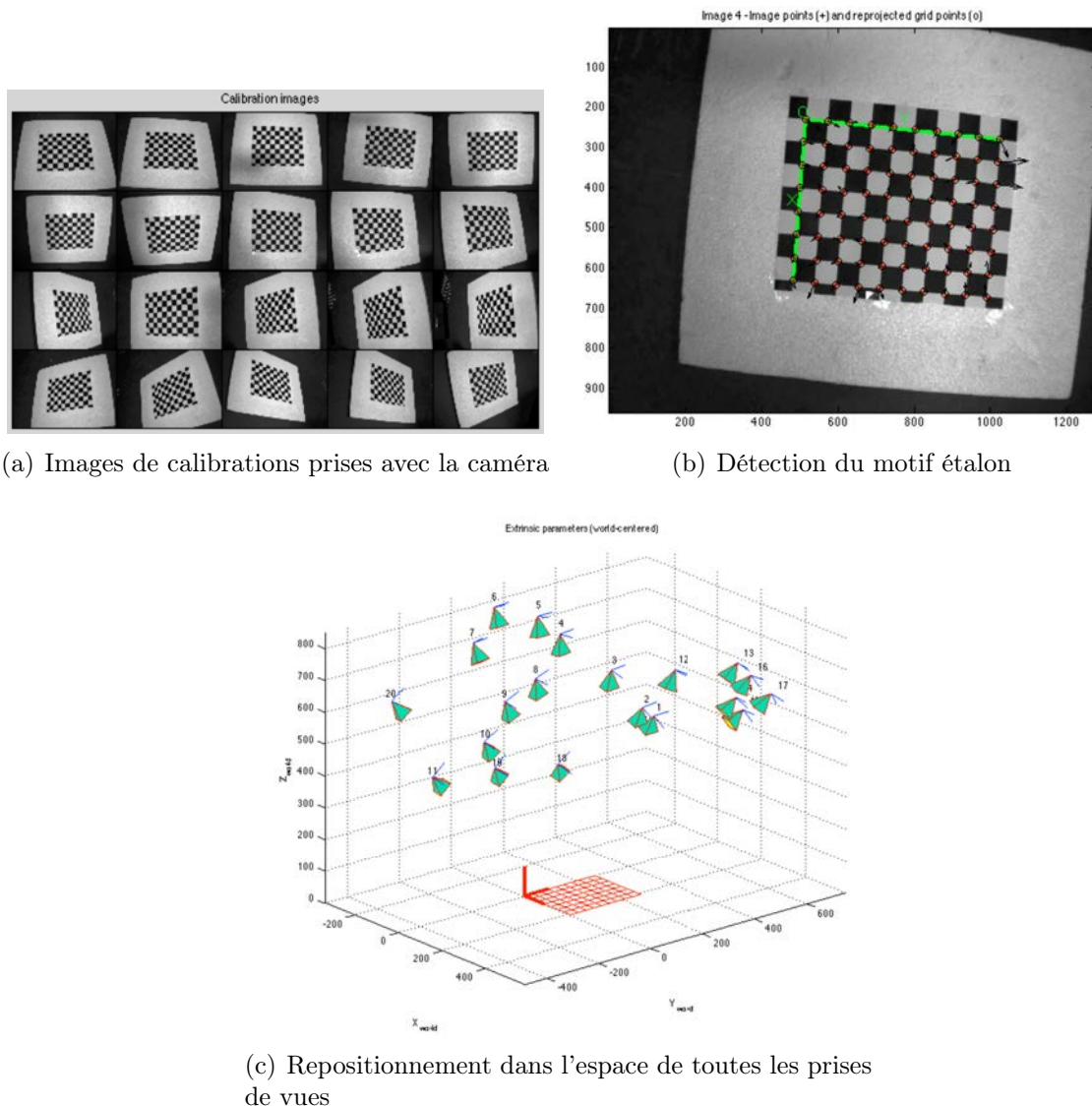


FIGURE 5.13 – Principe de la calibration d'une caméra

Pour obtenir des résultats corrects en utilisant une caméra, il faut la calibrer pour obtenir ces différentes caractéristiques intrinsèques comme sa valeur focale. Il faut prendre une série d'images d'un motif étalon suivant différents angles (Fig. 5.13(a)), puis il faut

manuellement sélectionner les quatre extrémités du motif étalon sur chaque image. Ensuite, l'algorithme de calibration détecte le motif sur les images (Fig. 5.13(b)), et à partir de cela, il calcule les caractéristiques de la caméra. À la fin de la calibration, il est possible d'afficher la position 3D de la caméra par rapport au motif étalon (Fig. 5.13(c)).

5.4.4 Implémentation

Pour calculer le flux optique de façon embarquée sur le drone, nous utilisons le Digital Signal Processor (DSP) du Gumstix, un second processeur optimisé pour le traitement numérique du signal, pour accélérer les opérations sur les images. Une librairie reprenant une partie des fonctions de la librairie Open-source de traitement d'image OpenCV a été développée au laboratoire, et optimisée pour être utilisée sur le DSP du Gumstix.

Pour augmenter la vitesse de capture de la caméra, nous ne transmettons que la Region Of Interest (ROI) de l'image qui nous intéresse en utilisant le format 7 du driver vidéo IIDC. Cette ROI mesure 1128x640 pixels (Fig 5.14(a)) et comprend les deux vues à 90° obtenues avec le prisme placé devant la caméra. Les deux vues de la caméra sont ensuite transmises à la station au sol, et les mêmes images sont aussi utilisées pour faire le calcul du flux optique.

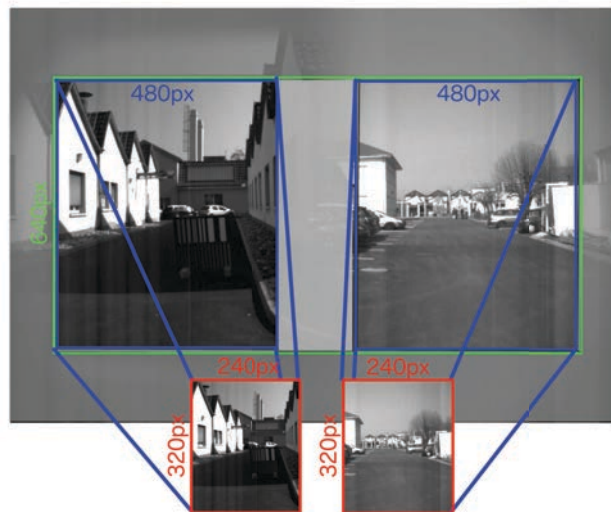
La capacité de calcul du DSP du Gumstix, bien que beaucoup plus élevée que celle du CPU, n'est pas suffisante pour calculer le flux optique sur deux images de 480x640 pixels entre deux captures d'images, et suffisamment rapidement pour ne pas avoir trop de retard pour envoyer les mesures à la loi de commande. En effet, il faut 70ms au DSP pour qu'il calcule le flux optique sur les deux images, alors que le temps entre deux prises de vue à 21Hz n'est que de 41ms. Nous avons donc réduit la taille des images par moyennage sur 2x2 pixels pour obtenir des images de 240x320 pixels (Fig 5.14(c)). Avec ces images de tailles réduites, nous diminuons le temps de traitement à 20ms. L'acquisition des images a aussi été améliorée au niveau du driver vidéo IIDC pour enregistrer les images directement dans la zone de mémoire partagée avec le DSP, ainsi que dans la librairie de calcul pour éviter de copier plusieurs fois les images, et cela a permis de gagner encore quelques millisecondes.



(a)



(b)



(c)

FIGURE 5.14 – Images obtenues par la caméra Chaméléon

5.5 Essais en vol

Nous allons maintenant présenter les différents essais que nous avons réalisés avec le prototype intermédiaire "GLMAV-lite" et le prototype final en mode déployé.

5.5.1 Essais avec le prototype GLMAV-lite

Nous avons commencé par faire des essais avec le prototype GLMAV-lite, car nous avons eu des problèmes avec les rotors du prototype final, qui ne tournaient pas assez rapidement pour soulever le poids du prototype.

5.5.1.1 Essais en orientation

Tout d'abord, nous avons testé le GLMAV-lite avec des lois de commande en orientation, un simple correcteur Proportionnel-Dérivé puis la loi de commande non linéaire décrite dans le chapitre 4.

5.5.1.1.1 Correcteur Proportionnel-Dérivé

Les premiers essais qui ont été réalisés avec le GLMAV-lite ont utilisé un simple contrôleur Proportionnel-Dérivé. Les angles de tangage, roulis et lacet sont régulés par rapport à leur consigne donnée par la télécommande. La vitesse des rotors, et donc l'altitude, est régulée manuellement.

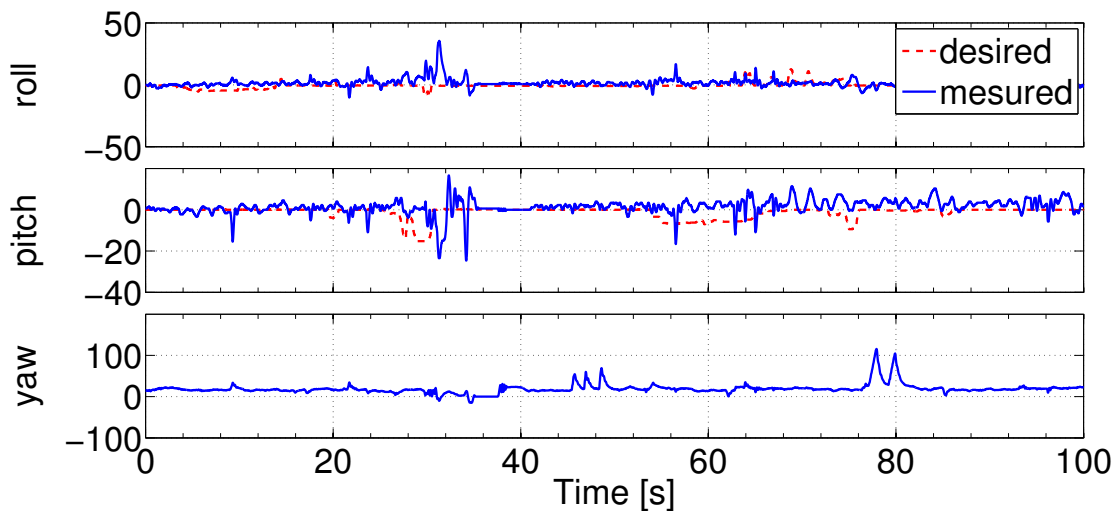


FIGURE 5.15 – Stabilisation de l'assiette du GLMAV-lite par correcteur PD avec des perturbations

Des perturbations angulaires ont été appliquées sur le drone, et nous pouvons remarquer qu'il les rejette bien pour retourner sur la valeur de consigne de chaque angle (Fig 5.15).

5.5.1.1.2 Commande non linéaire

Nous avons ensuite implémenté la loi de commande avec contrôle du lacet, développée dans le chapitre 4. Nous avons entièrement gardé la loi de commande en orientation, mais seulement une partie de la loi de commande en translation, car nous n'avions pas de mesures des vitesses en x et y .

La télécommande donne des valeurs de vitesses de consigne, en x et y , et en position en z . L'erreur en vitesse δ_v suivant x et y est calculée directement en posant les vitesses mesurées comme nulles. Pour tous les tests avant les tests finaux de déploiement, il est plus simple de contrôler l'altitude au lieu de seulement la vitesse suivant z , car dans les salles de tests le drone n'a pas beaucoup de marge de manoeuvre en hauteur. Pour l'axe z , nous avons donc utilisé un capteur ultrason qui permet de mesurer l'altitude et la vitesse suivant z du drone, la vitesse de consigne en altitude est définie par un simple correcteur proportionnel avec une altitude de consigne donnée par la télécommande. Nous utilisons cette erreur en vitesse comme entrée pour la loi de commande en translation, qui nous donne une consigne en poussée, et une consigne en quaternion qui sera utilisée pour la loi de commande en orientation.

5.5.1.2 Essais dans la salle OptiTrack

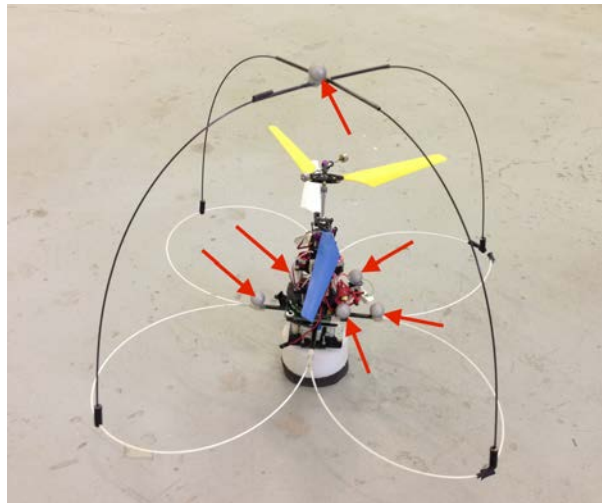


FIGURE 5.16 – Marqueurs réfléchissants placés sur le drone pour le système OptiTrack

La salle OptiTrack permet de mesurer la position et la vitesse de façon précise pour effectuer des tests dans des conditions presque idéales. Des marqueurs réfléchissants sont placés sur le prototype afin qu'il puisse être positionné par le système OptiTrack. Il est nécessaire d'avoir au moins 3 marqueurs pour pouvoir définir l'orientation du drone. Plus le nombre de marqueurs est important, plus la précision des mesures est bonne. Les capteurs peuvent aussi être temporairement masqués par le corps ou les pales du drone, il est donc important d'en utiliser plus de trois pour ne pas perdre en précision ou même perdre complètement la position du drone. Nous pouvons distinguer six marqueurs (les petites sphères grises) sur la photo 5.16.

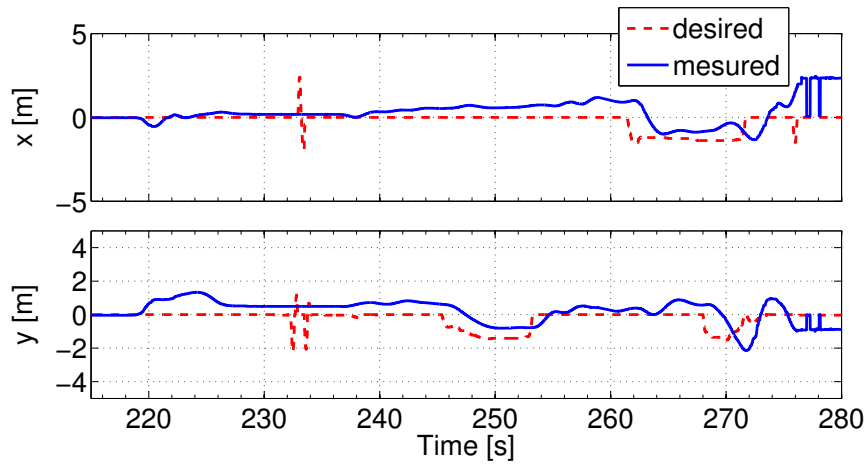


FIGURE 5.17 – Positions mesurées (ligne continue) et désirées (ligne pointillée) du GLMAV-lite dans la salle OptiTrack

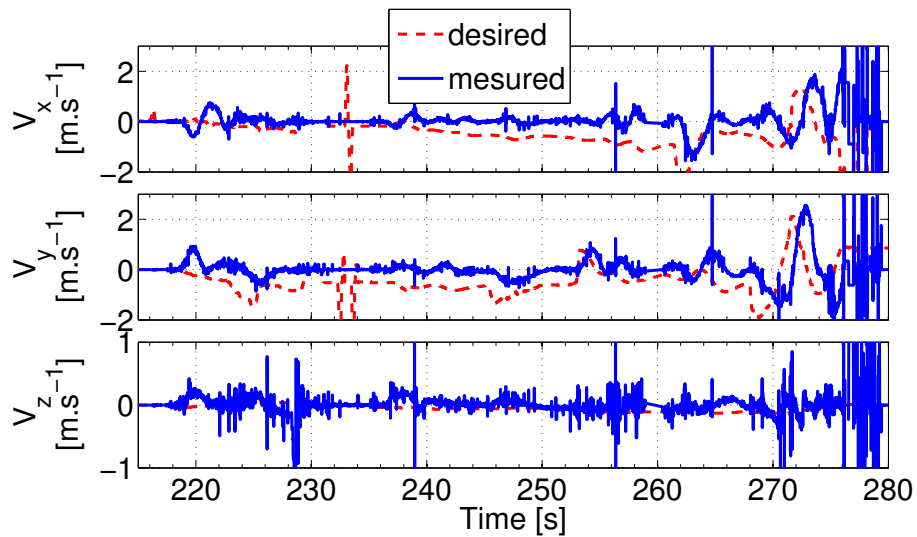


FIGURE 5.18 – Vitesses mesurées (ligne continue) et désirées (ligne pointillée) du GLMAV-lite dans la salle OptiTrack

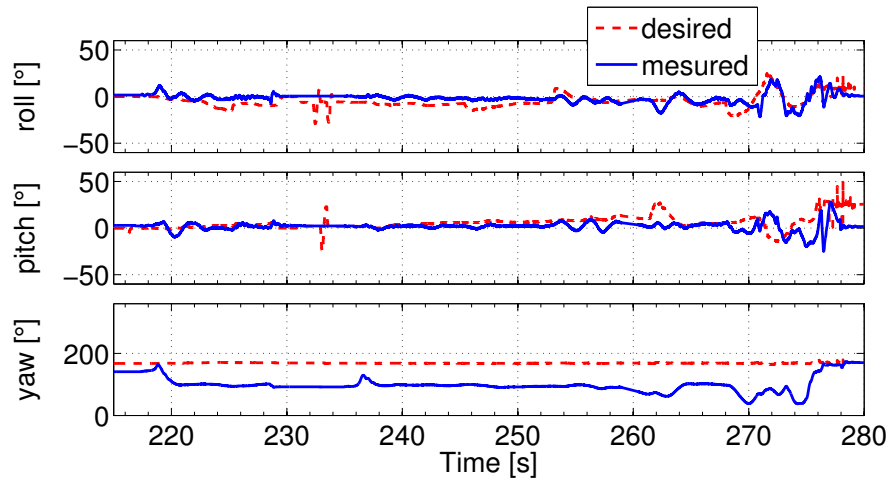


FIGURE 5.19 – Angles mesurés (ligne continue) et désirés (ligne pointillée) du GLMAV-lite dans la salle OptiTrack

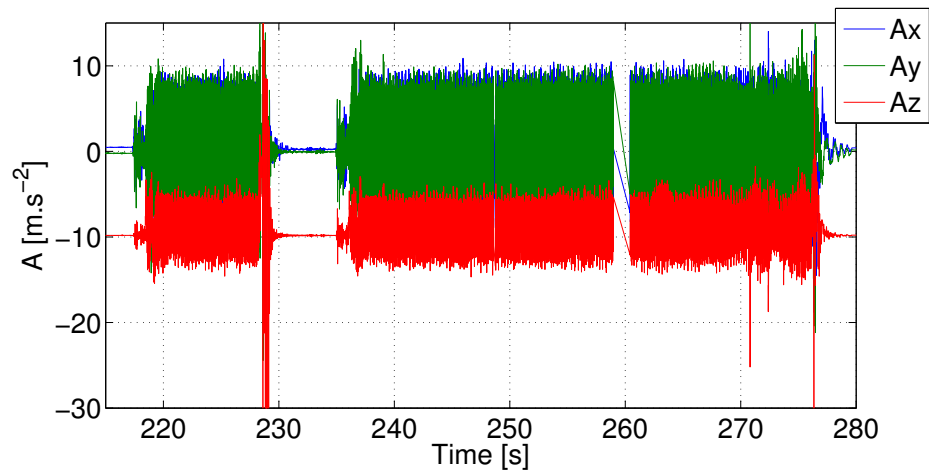


FIGURE 5.20 – Accélérations mesurées sur le GLMAV-lite dans la salle OptiTrack

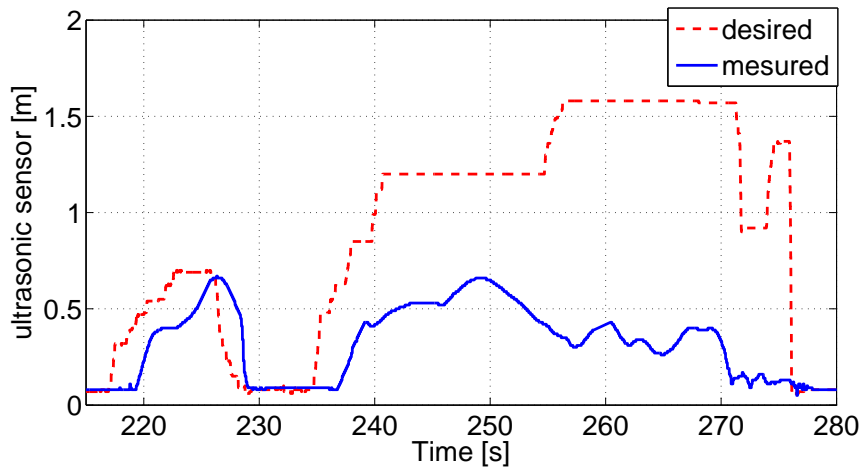


FIGURE 5.21 – Altitude mesurée (ligne continue) et désirée (ligne pointillée) du GLMAV-lite dans la salle OptiTrack

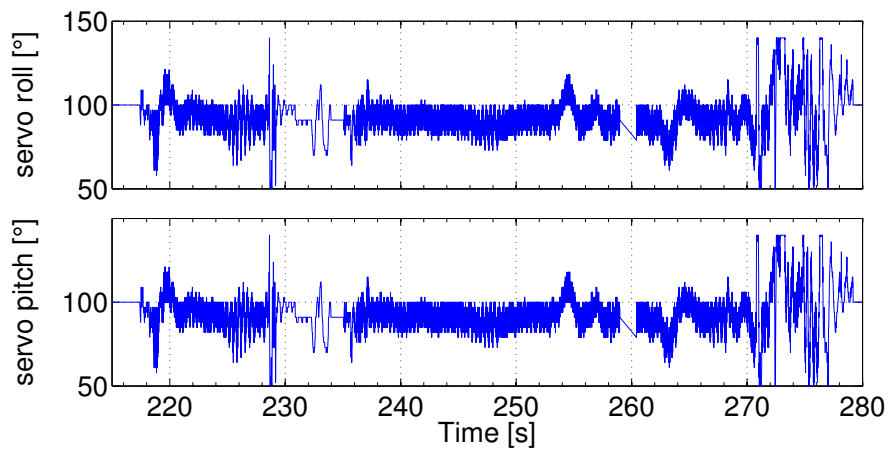


FIGURE 5.22 – Consignes données aux servomoteurs du plateau cyclique du GLMAV-lite dans la salle OptiTrack

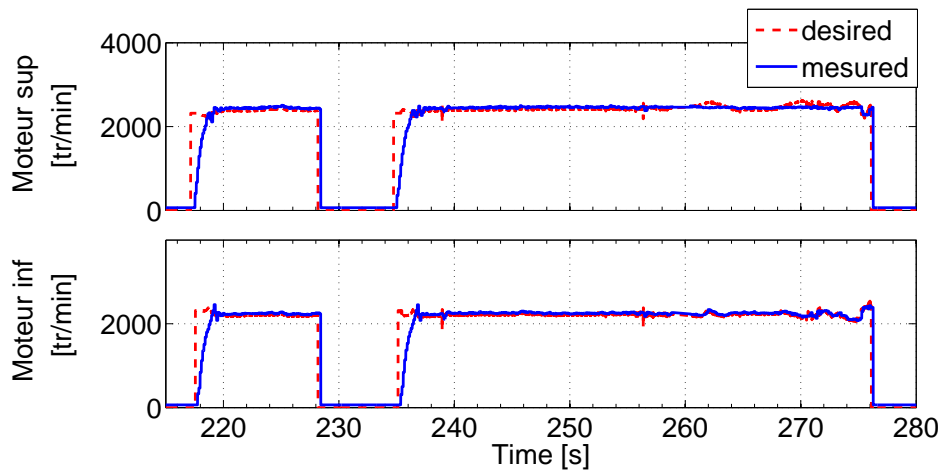


FIGURE 5.23 – Vitesses des moteurs mesurées (ligne continue) et désirées (ligne pointillée) du GLMAV-lite dans la salle OptiTrack

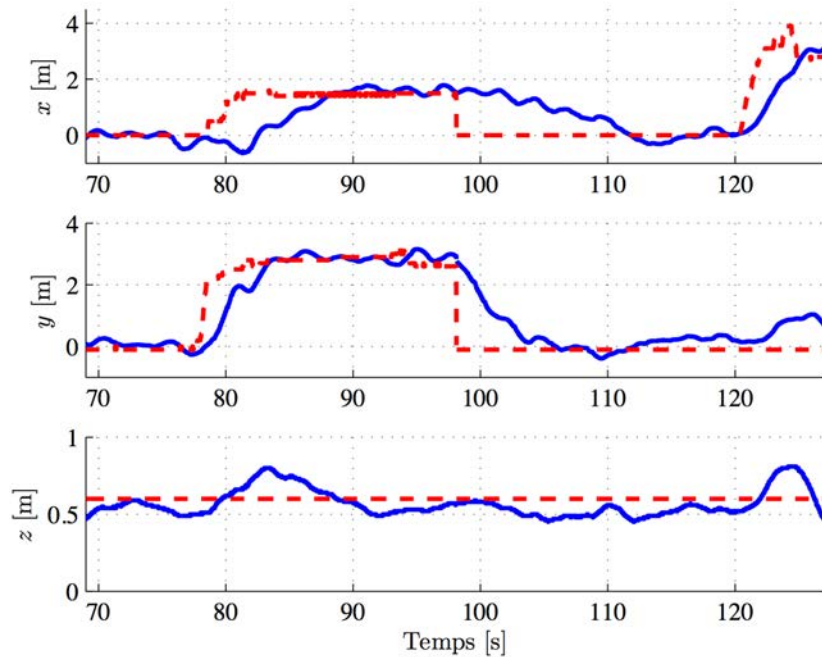


FIGURE 5.24 – Positions mesurées (ligne continue) et désirées (ligne pointillée) du GLMAV-lite en utilisant la loi de commande en position du CRAN dans la salle OptiTrack

Pour des raisons de débattement horizontal, nous avons, comme pour l'altitude, préféré contrôler directement la position du drone au lieu de sa vitesse. Les vitesses de consignes sont issues d'un simple correcteur proportionnel entre la position mesurée et la position désirée.

Les essais, dont les mesures sont présentées dans les figures 5.17 à 5.23, comportent deux vols du drone, un premier entre les secondes 217 et 228 puis un deuxième entre les

secondes 234 et 276. Le premier vol est un vol stationnaire où les consignes en position sont fixes, et au cours du deuxième vol, les consignes en position sont variables. Nous pouvons voir que lorsque le drone ne bouge pas, il respecte bien la consigne en altitude (Fig. 5.21), alors que lorsqu'il bouge, il est en dessous de la consigne.

Les consignes en position (Fig. 5.17) et vitesse (Fig. 5.18) sont bien suivies même si nous pouvons remarquer un peu de retard.

Sur la figure 5.20, nous pouvons voir que le bruit de mesure est important, mais que les valeurs sont bien centrées sur leur bonne valeur nominale, ceci grâce à l'ajout de mousse entre la centrale SBG-Systems et le corps du drone pour filtrer les vibrations. À la seconde 228, le drone a chuté, il a subi une accélération verticale de 6g lors du contact avec le sol alors qu'il a un support en polystyrène pour amortir les chocs.

Sur la figure 5.23, nous pouvons remarquer que les moteurs ne démarrent pas à la même vitesse, le moteur inférieur démarre plus rapidement, car son moment d'inertie est plus faible, il n'a pas de barre de Bell comme le rotor supérieur.

Entre les secondes 232 et 234, nous pouvons voir qu'il y a des pics de consignes en position alors que le drone est au sol, nous donnons ces consignes afin de vérifier que les deux servos sont bien fonctionnels avant de démarrer les rotors.

Le CRAN a aussi utilisé la salle OptiTrack, pour tester leur loi de commande en position. Nous avons utilisé la loi de commande en position conçue par le CRAN avec le prototype du GLMAV-lite d'Heudiasyc (Fig. 5.24).

5.5.2 Essais avec le prototype final du GLMAV



FIGURE 5.25 – Prototype GLMAV final

Pour faire des essais sur le prototype final du GLMAV (Fig. 5.25), nous sommes allés

dans les locaux de l'ISL à St Louis. Nous étions avec les personnes de l'ISL qui s'occupent du développement du prototype ainsi que le doctorant du CRAN. Nous sommes restés deux fois une semaine au cours du dernier semestre du projet ANR GLMAV. Nous avons passé la première semaine à régler le GLMAV, puis la deuxième semaine à faire des tests.

5.5.2.1 Essais en orientation sur la rotule



FIGURE 5.26 – Rotule pour essais en rotation seule

Les premiers essais avec le prototype final du GLMAV ont été réalisés sur une rotule (Fig. 5.26) spécialement conçue pour le GLMAV par l'ISL. Cette rotule laisse le prototype tourner librement autour de ces trois axes de rotation, mais bloque ses translations. Cela permet de pouvoir effectuer des tests de façon sûre, sans danger aussi bien de casse pour le prototype, que de blessures pour les personnes autour.

Sur cette rotule, nous avons pu commencer à nous accommoder à ce nouveau prototype. Nous avons réglé les gains, mais la rotule augmente les moments d'inertie du drone donc lors du passage en vol libre, nous avons dû diminuer les gains pour que le prototype soit stable.

5.5.2.2 Essais de contrôle de l'assiette du drone

Nous avons ensuite réalisé quelques essais en vol libre en intérieur sans la rotule. Les seuls éléments contrôlés par la loi de commande étaient les angles de roulis et tangage. La vitesse de lacet, et les angles de consignes en roulis et tangage étaient contrôlés directement par le pilote avec la télécommande.

Le drone décolle à la seconde 46, vole un peu moins de 20 secondes puis se pose à la seconde 63. Le pilote commandait le drone pour qu'il reste le plus stationnaire possible. Les résultats obtenus ne sont pas encore parfaits, le drone oscille de façon notable en tangage et roulis (Fig 5.27), quels que soient les réglages des gains que nous avons réalisés.

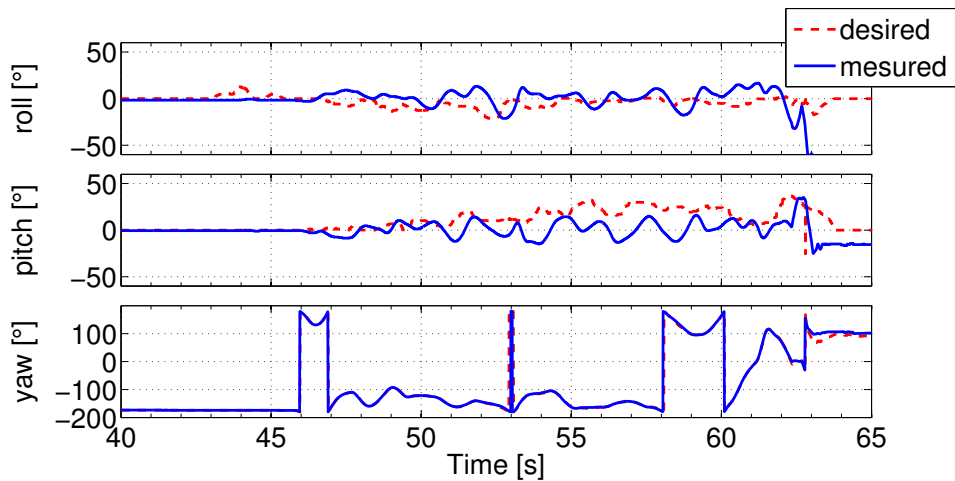


FIGURE 5.27 – Angles mesurés (ligne continue) et désirés (ligne pointillée) lors du contrôle de l’assiette du GLMAV

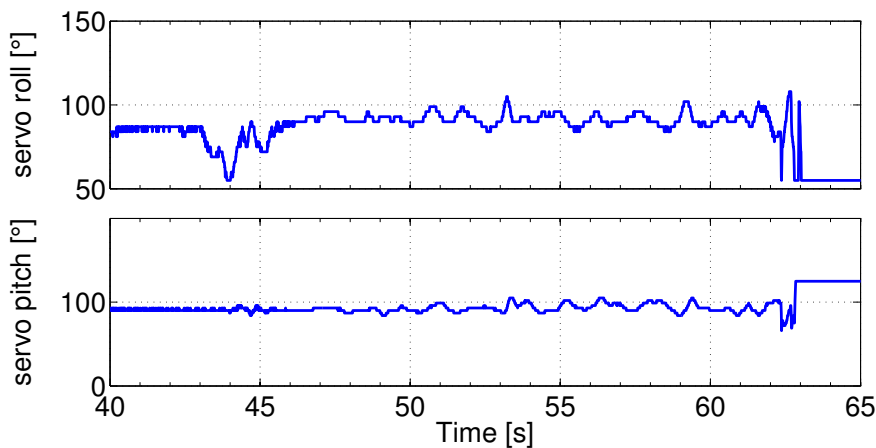


FIGURE 5.28 – Consignes données au servomoteur du plateau cyclique lors du contrôle de l’assiette du GLMAV

Nous pouvons remarquer que la consigne de lacet est toujours égale à la mesure, car cet angle n’était pas commandé par la loi de commande. Ceci est dû au fait que le pilote commandait directement la vitesse de lacet.

L’asservissement des moteurs est plus lent et moins précis sur le prototype final par rapport au prototype GLMAV-lite (Fig 5.29). Cela est encore plus visible sur l’asservissement du moteur supérieur qui a une inertie plus importante à cause de la barre de Bell. Les vitesses de rotation sont plus que deux fois supérieures par rapport au prototype GLMAV-lite.

Nous retrouvons le problème de valeurs nominales erronées sur les accéléromètres, dû aux vibrations créées par l’ensemble moteurs/rotors. Sur la figure 5.30, on remarque bien que la valeur nominale de l’accéléromètre suivant l’axe \mathbf{z}_b n’est pas proche de $9,81g$ dès que les moteurs sont à leur vitesse de rotation qui permet la sustentation du drone.

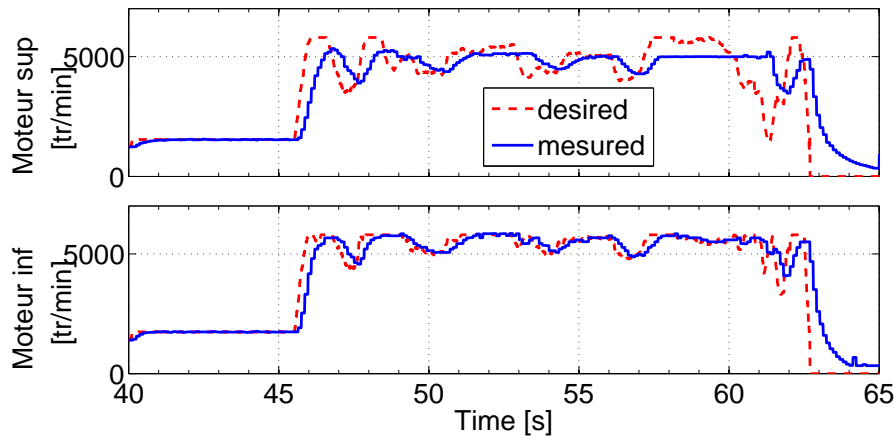


FIGURE 5.29 – Vitesses des moteurs mesurées (ligne continue) et désirées (ligne pointillée) lors du contrôle de l’assiette du GLMAV

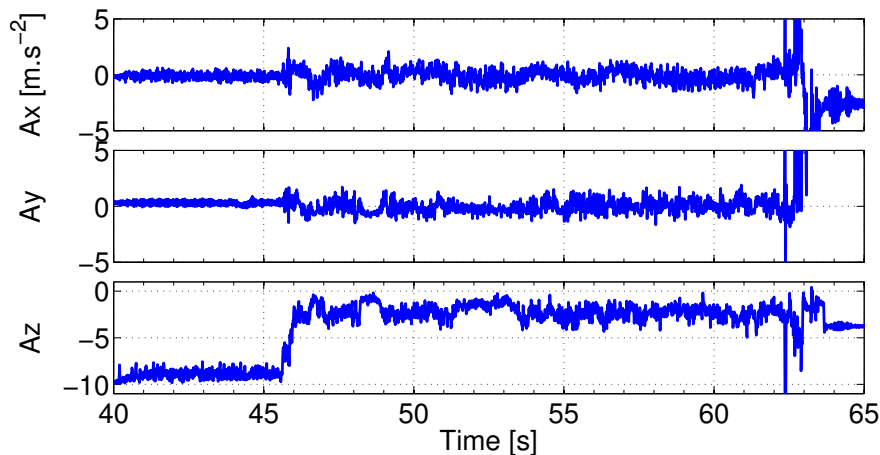


FIGURE 5.30 – Accélérations mesurées lors du contrôle de l’assiette du GLMAV

5.6 Essais de déploiement envisagés

Plusieurs méthodes pour tester les commandes de manière progressive lors de déploiements ont été considérées. La première était de positionner manuellement le GLMAV en vol stationnaire à plusieurs mètres du sol, de couper les moteurs puis de les rallumer pour simuler un déploiement à vitesse nulle (Fig 5.31).

Une fois les lois de commande validées pour un déploiement à vitesse nulle, nous aurions embarqué le GLMAV sur un avion télécommandé pour simuler un déploiement avec une vitesse de quelques mètres par seconde avec un angle de largage non nul (Fig 5.32). Un déploiement en utilisant un avion télécommandé est moins dangereux que de le lancer avec le tube et les explosifs. Les conditions de déploiements - la vitesse d’avance et l’angle de largage - sont contrôlées.

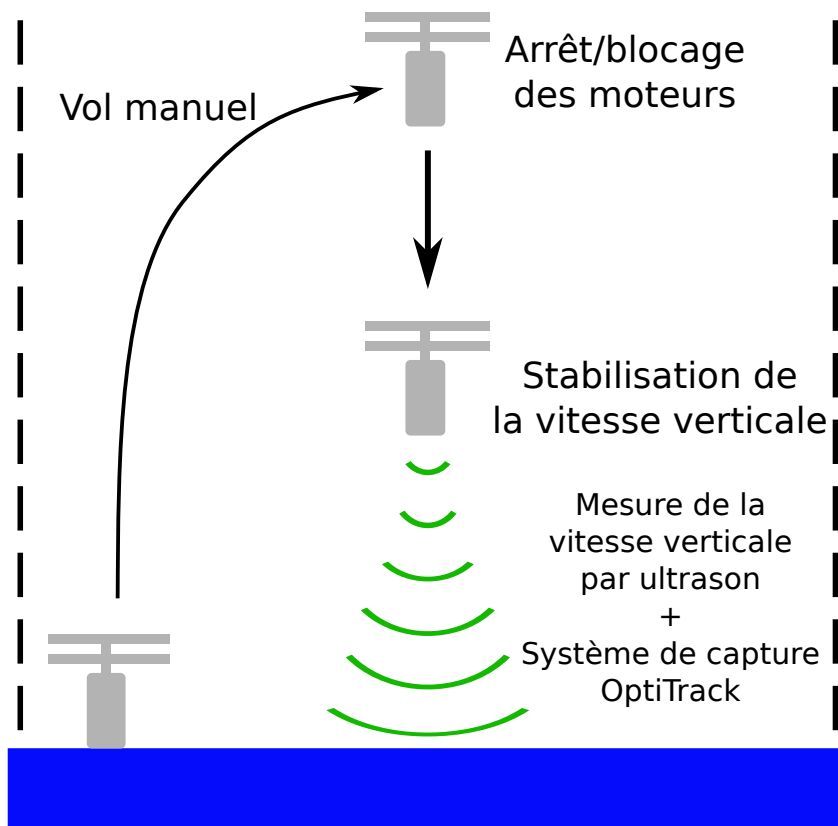


FIGURE 5.31 – Déploiement avec une vitesse nulle

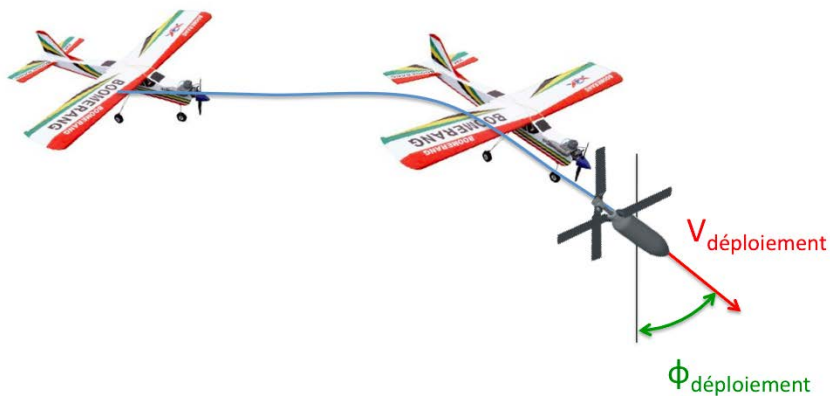


FIGURE 5.32 – Utilisation d'un avion-largueur

Ces différents essais de déploiement n'ont pas été réalisés à cause du manque de maîtrise que nous avons rencontré avec le prototype final du GLMAV.

5.7 Conclusion

Nous avons décrit les parties hardware et software des deux prototypes du GLMAV. Dues aux difficultés rencontrées sur la réalisation du prototype final du GLMAV, nous avons principalement travaillé avec le GLMAV-lite, un prototype simplifié et allégé.

Puis nous avons exposé une partie des problèmes que nous avons rencontrés au cours de nos expérimentations ainsi que les solutions que nous leur avons trouvées. Les problèmes de communications I2C ont été réglés en réalisant une nouvelle carte électronique fiabilisant les vias, et en adaptant le driver I2C. Un support de mousse pour la centrale SBG-Systems a permis d'améliorer la stabilité des accélérations. La protection des pales des rotors a été assurée par une légère cage de tubes en carbone. Nous avons utilisé une méthode de flux optique pour régler nos problèmes d'indisponibilité de certains capteurs au début du tir, ainsi que de stabilité du drone sur la zone d'observation.

Ces essais ont montré que nous maîtrisons le vol du prototype GLMAV-lite, mais la maîtrise du prototype final nécessitera des essais complémentaires.

Conclusion et perspectives

Conclusion

Cette thèse s'est déroulée dans le cadre du projet ANR Démonstrateur Gun Launched Micro Air Vehicle (GLMAV) en partenariat avec l'Institut franco-allemand de recherches de Saint-Louis (ISL), le Centre de Recherche en Automatique de Nancy (CRAN), et la société SBG-Systems. Le projet ANR s'est terminé en ayant atteint la majeure partie ses objectifs, mais sans avoir réussi à fournir un vol de démonstration complet du GMLAV, comprenant l'ensemble des trois phases successivement.

Notre thèse portait sur la maîtrise de la phase de transition du vol du GMLAV, un drone projectile/minihélicoptère, réalisant le passage d'un état d'objet balistique à l'état d'un drone miniature autonome. Ces travaux ont impliqué un nombre important de disciplines différentes, depuis l'aérodynamique, la mécanique du solide, à l'automatique en passant par l'informatique embarquée et l'électronique.

Dans notre document, nous avons commencé par décrire les différentes familles de drones, en particulier les minidrones et les drones lancés par canon. Cette étude a permis de mettre en avant que peu de drones présentaient les avantages d'un lancement par canon, qui sont la grande rapidité de déploiement sur la zone à observer et l'économie d'énergie au cours du trajet vers la zone d'intérêt. Elle a aussi montré que la majorité des drones lancés par canon avaient une configuration déployée de type avion, qui ne permet pas de faire de l'observation au plus près des bâtiments. Le concept du GLMAV, un drone lancé par canon ayant une configuration déployée de type hélicoptère, en est alors ressorti comme très innovant du fait de l'absence de concurrent, avec un avantage important qui est la possibilité de faire de l'observation de cible fixe ou d'aller voir à l'intérieur des bâtiments, voire d'explorer leur intérieur.

Nous avons ensuite présenté le projet ANR GLMAV dans sa globalité, en pointant les points durs qui ont été détectés au début du projet, qui sont la tenue à l'accélération des composants, la phase de transition, l'autopilote du GLMAV. Un autre point dur important rencontré au cours du projet a été la tenue de l'ensemble rotors à la très grande vitesse de rotation qui leur était imposée par les caractéristiques du GLMAV en terme de poids et de diamètre de rotors. Les problématiques rencontrées dans la phase de transition ont été décrites, celles-ci sont la disponibilité des mesures venant des capteurs, car la forte accélération de 2500 g du coup de canon a perturbé ces capteurs, la dispersion des conditions initiales due à la petite quantité d'explosif utilisé, et le problème du ralentissement du GLMAV qui a une vitesse de 60 m/s au moment du déploiement.

L'obtention d'un modèle aérodynamique du GLMAV valide au cours des trois phases

ballistique, de transition et d'observation est le premier problème qui nous avons traités au cours de cette thèse. Ce modèle a été obtenu à partir des équations d'un solide à 6-DDL auquel sont appliqués des forces et moments extérieurs. Au cours des différentes phases de vol, ces forces et moments changent pour prendre en compte les dynamiques propres à chaque phase. Pour pouvoir simuler nos lois de commande conçues pour la maîtrise du vol au cours de la phase de transition, nous avons implémenté notre modèle mathématique dans une librairie Simulink afin de simuler des vols en boucle ouverte ou en boucle fermée. Cette librairie prend comme entrées, les vitesses des deux rotors et les angles d'inclinaison du plateau cyclique. Ce modèle permettant la simulation précise du GLMAV étant très non-linéaire, ne convenait pas pour la conception des lois de commande à cause de sa complexité. Nous avons donc réduit ce modèle à un solide à 6-DDL avec la gravité, et quatre entrées de commande : la poussée et les moments produits par les rotors sur les 3 axes du drone. À cause de cette réduction du modèle, les sorties de commandes des lois de commande ne correspondent plus aux entrées réelles disponibles sur le drone, il a donc fallu ajouter un bloc qui permettait de répartir ces sorties de la loi de commande sur les entrées des actionneurs.

Après avoir obtenu le modèle aérodynamique du GLMAV au cours des trois phases de vol, nous nous sommes penchés vers la conception d'une loi de commande permettant le ralentissement contrôlé du GLMAV pendant la phase de transition. Nous avons opté pour une loi de commande en vitesse, car la position du GLMAV à l'apogée n'est pas complètement déterminée dû à la dispersion des conditions initiales, la position peut varier de plus ou moins 100 m autour du point nominal à 500m. Nous avons utilisé la méthode du backstepping pour concevoir ces lois de commande. Nous utilisons un schéma de contrôle standard en cascade. La boucle externe commande la vitesse de translation, alors que la boucle interne se concentre sur la stabilisation de l'orientation

Plusieurs expérimentations ont été réalisées dans les locaux de l'Heudiasyc et de l'ISL. Le prototype final du GLMAV n'étant pas complètement opérationnel, notre thèse s'est appuyée, dans ses expérimentations, sur un pré prototype, le GLMAV-lite, de mêmes formes, plus léger et volant en configuration déployée.

Perspectives

Les travaux présentés dans ce manuscrit ouvrent des portes sur plusieurs pistes pour la poursuite du projet GLMAV. Nous allons présenter les perspectives de travail qui pourraient améliorer les résultats présentés dans ce mémoire de thèse.

Ce qui nous a beaucoup manqué pour affiner la modélisation du GLMAV est le manque de tests en soufflerie avec le prototype final du GLMAV. Les problèmes, au niveau de la tenue des rotors à la vitesse nécessaire pour soulever le GLMAV, ont beaucoup retardé la réalisation du prototype final, qui n'a été prêt que quelques mois avant la fin du projet. De premiers tests sur la force axiale du GLMAV pour différentes vitesses au cours de la phase de transition ont été réalisés par l'ISL seule. Il serait intéressant de compléter ces tests par des essais de déploiement dans la soufflerie.

L'utilisation du flux optique pour stabiliser en position le GLMAV est un point à poursuivre. Cette technique est déjà utilisée avec succès sur les quadrirotors du laboratoire qui

utilisent les mesures brutes du flux optique pour leur stabilisation en position. Mais pour les hélicoptères coaxiaux, l'obtention des vitesses de translation à partir des mesures de flux optique n'est directe, car les hélicoptères coaxiaux ont tendance à penduler. Il faut donc compenser le flux optique créé par les vitesses de rotation du drone qui ajoutent une composante ne correspondant pas aux vitesses de translation. De premiers résultats de compensation sont concluants en utilisant une caméra qui a la même fréquence d'acquisition d'images que la fréquence de mesures de la centrale inertielle (100Hz). Mais il serait nécessaire de compléter les travaux pour des fréquences de caméra faible qui ne permettent pas d'utiliser directement la mesure des vitesses de rotation de la centrale inertielle.

Un nombre plus important d'essais avec le prototype final est nécessaire. Les oscillations observées au cours des tests avec le prototype final n'ont pas pu être compensées par les réglages des gains. Elles sont peut-être dues au couple de stabilisation de la barre de Bell qui est peut-être trop important quand les rotors tournent à 5000 tr/min. Il serait aussi intéressant de faire des tests sans barre de Bell, avec des pales du rotor supérieur fixes, car le couple stabilisant n'est peut-être pas nécessaire grâce à la loi de commande. Les essais de largage à vitesse nulle et par avion devront être testés, dès que les essais de la loi de commande de la phase opérationnelle montreront que le GLMAV est stable. Bien sûr ensuite, il faudra réaliser des essais de vol complets, avec le tir par canon.

Une architecture du GLMAV un peu différente aurait peut-être pu régler les problèmes rencontrés avec la vitesse des rotors. À la place de la mécanique fragile d'un plateau cyclique, de deux axes de moteurs fins l'un dans l'autre et en porte-à-faux, d'une longueur entre rotors importante, et des pieds de pales devant pouvoir pivoter autour de leurs axes pour créer les moments de tangage et roulis. Il aurait pu être utilisé une architecture "tilt-rotors". C'est-à-dire un ensemble de deux moteurs contrarotatifs avec des pales fixes et une courte longueur entre rotors, et que ce soit cet ensemble complet qui pivote sur les deux axes de tangage et roulis. Un système comme celui-ci serait plus robuste et aurait permis d'avoir des couples de tangage et roulis disponible plus importants qu'actuellement.

Annexe A

Ralentissement du GLMAV en utilisant la rotation du corps

Rapport technique janvier 2011

Au moment du déploiement (à une portée de 500 m et une hauteur de 100 m), le GLMAV a un spin et une vitesse linéaire très importants (voir tableau A.1).

Conditions initiales			Conditions au déploiement			
V0 (m/s)	QE (°)	Spin (Hz / rad/s)	Temps (s)	V (m/s)	angle (°)	spin (rad/s)
100	35	83 / 524	7,7	59	-24,4	383
100	60	83 / 524	13,8	62	-63,2	345
150	20	125 / 785	4,4	95	-0,9	580

TABLE A.1 – Conditions de tir du GLMAV

Il faut annuler ou au moins réduire fortement le spin et la vitesse linéaire pour pouvoir commencer à utiliser la loi de commande créée pour le vol en hélicoptère. La première chose à réduire est la vitesse linéaire, car il faut empêcher le GLMAV de tomber au sol. En fonction des conditions de tir, si rien n'ai fait, le GLMAV met de 2 à 5 s pour atteindre le sol.

A.1 Principe

La vitesse de rotation est importante lorsque l'on déploiera les rotors, donc nous avons pensé à utiliser la poussée qu'ils produiront pour ralentir le GLMAV. En alimentant faiblement les moteurs (ou en rendant mécaniquement non-inversible la rotation des rotors), on entrainera les rotors dans le mouvement de rotations du corps sans consommer beaucoup d'énergie. Les deux rotors seront fixes par rapport au corps, et auront donc la même vitesse de rotation que celui-ci. Le problème est que d'après la figure A.4, si le rotor qui tourne dans son sens positif crée une poussée qui ralentit le GLMAV, le rotor qui tourne en sens inverse créera une poussée dans le sens contraire qui annulera presque la poussée de l'autre rotor. **Donc la première implication de cette méthode est de ne déployer**

que le rotor qui tourne normalement dans le même sens que la rotation qui sert à stabiliser le projectile.

A.2 Calcul de la poussée et du moment résistant du rotor

Pour connaître la poussée produite lorsque le rotor tourne dans un vent axial, nous avons utilisé la théorie de l'élément de pales. Elle consiste à considérer le rotor comme un ensemble fini de tranches d'aile, à calculer les efforts de portance et de trainée pour chaque élément en considérant la vitesse relative de la pale par rapport à l'air, puis projeter et sommer ces efforts pour avoir la poussée totale et le couple nécessaire pour faire tourner le rotor.

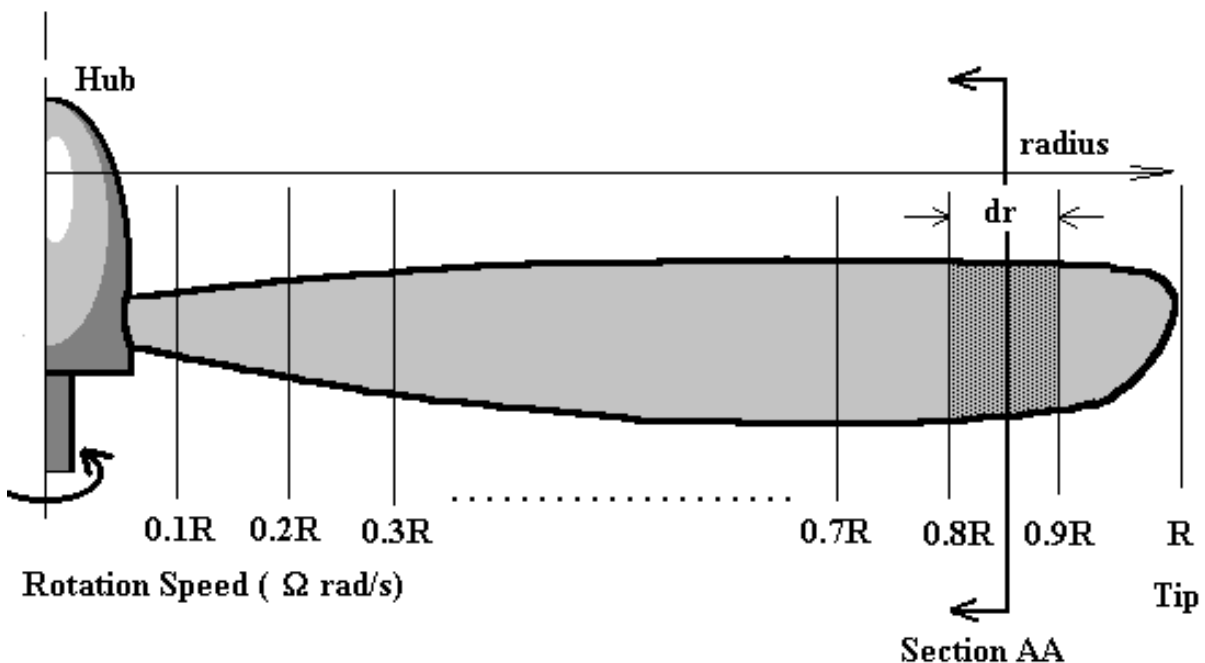


FIGURE A.1 – découpage de la pale

Pour obtenir la vitesse du vent relatif (des figures A.2 et A.3), nous avons considéré, pour une première approche, qu'elle était la composition du vent créé par la vitesse d'avance, V_a , et la vitesse due à la rotation de la pale, $V_\omega = \omega_r \cdot r$.

La figure A.2 montre les forces pour un élément de pale situé au rayon r . La vitesse d'avance est positive, pour un hélicoptère cela correspond à une prise d'altitude. L'incidence du vent par rapport à la pale est i , cet angle est la différence entre l'angle de calage de la pale α et l'angle du vent par rapport à l'horizontale β .

On calcule ensuite la portance dR_l et la trainée dR_d pour l'angle d'incidence i et la vitesse $V_{VentRel}$, puis on projette ces forces pour avoir la portance et la force, qui participe

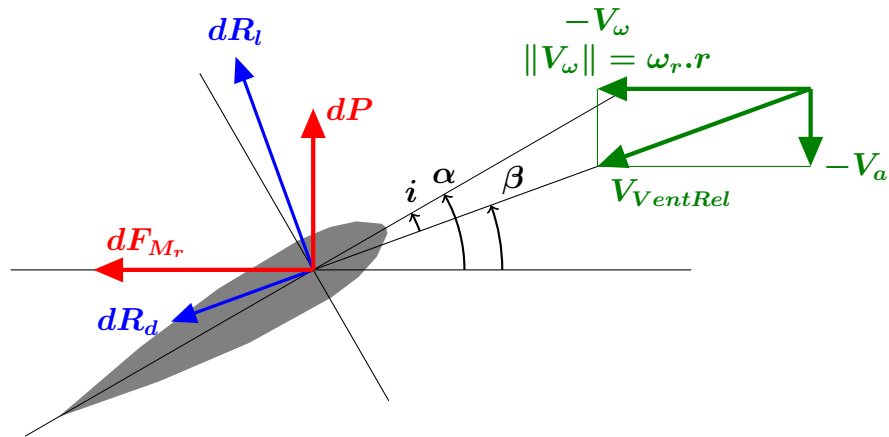


FIGURE A.2 – Forces appliquées sur un élément de pale, vitesse d'avance V_a positive

au moment appliqué au rotor, pour l'élément de pale. Et enfin on intègre suivant r la portance et le moment qui est égal à $r \cdot dF_{M_r}$. Et on multiplie par le nombre de pales.

La figure A.3 montre les mêmes forces, mais avec une vitesse d'avance négative du même ordre de grandeur que la vitesse due à la rotation du rotor. En effet, les premières estimations de vitesse au moment du déploiement donnent que la vitesse axiale du GLMAV sera d'environ 60 m/s pour une vitesse linéaire due à la rotation d'environ 40 m/s au rayon égal à 10 cm.

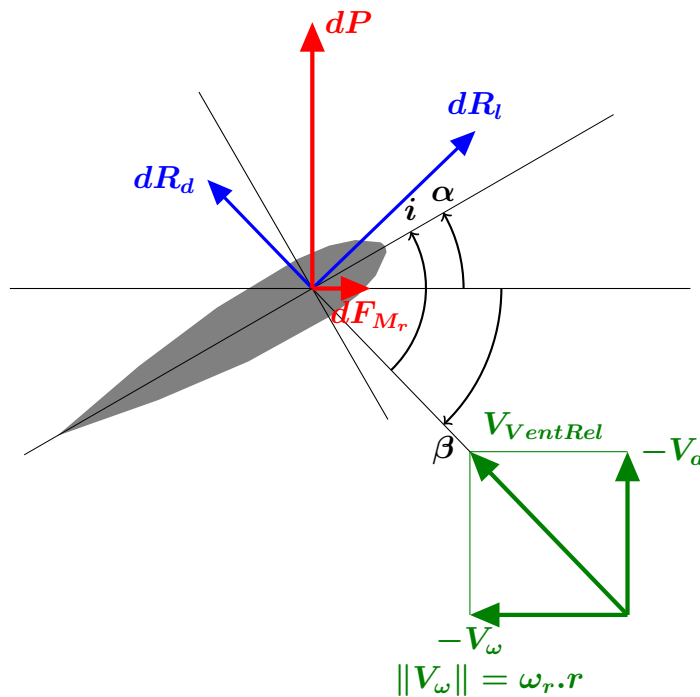


FIGURE A.3 – Forces appliquées sur un élément de pale, vitesse d'avance V_a négative

Pour cette configuration, le moment créé par la pale n'est plus un moment résistant qui ralentira la rotation du rotor (et du corps, car ils sont considérés solidaires), mais un moment qui accélérera la rotation. Donc, la poussée créée par le rotor augmentera jusqu'au moment où cette poussée aura assez freiné le GLMAV pour que le moment redevienne résistant.

Les figures A.4 à A.7 montrent la poussée et le moment résistant pour une grande page de valeurs de vitesse d'avance et de vitesse de rotation. Ils ont été calculés en utilisant la méthode de l'élément de pale. Les paramètres de rotor qui ont été utilisés sont décrits dans le tableau A.2.

Nous avons utilisé les coefficients de portance et de trainée d'un profil symétrique dont nous avons les valeurs de 0 à 360°. Nous avons essayé de calculer ces coefficients pour d'autres profils avec les logiciels XF5 et Xfoil. Mais les calculs ne convergent pas dès que l'on sort des angles d'incidences usuelles, alors que nous avons besoin de calculer ces coefficients pour tous les angles d'incidence.

Paramètres	Valeurs	Description
Rrmin	0.04 m	Rayon minimal de la partie active
Rrmax	0.125 m	Rayon maximal
Npr	2	Nombre de pales
Pr	0.2 m	Pas géométrique
Ar0	5	Angle d'incidence
Clr	/	Coefficient de portance
Cdr	/	Coefficient de trainée
Crm	0.025 m	Corde de la pale au rayon min
Crm	0.018 m	Corde de la pale au rayon max

TABLE A.2 – Paramètres du rotor

Sur ces courbes, nous pouvons voir que la poussée reste positive lors que la vitesse d'avance est négative et que le moment résistant devient négatif.

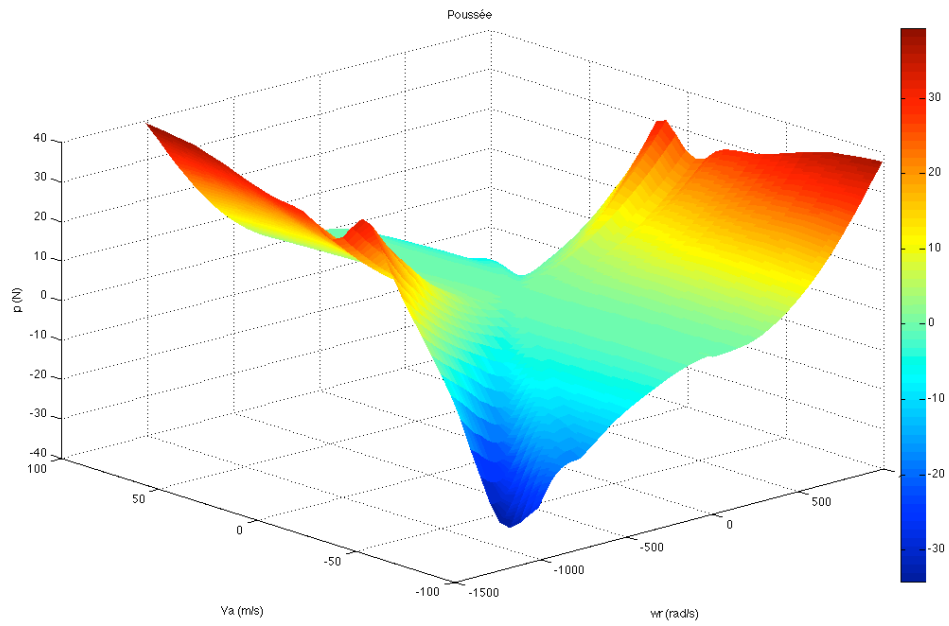


FIGURE A.4 – Poussée en fonction de la vitesse d’avance et de la vitesse de rotation

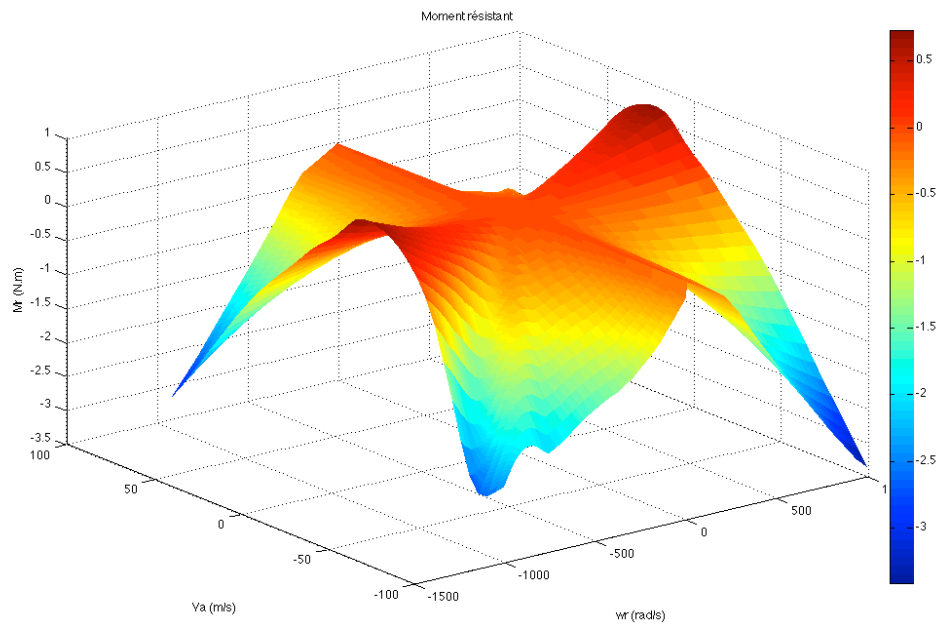


FIGURE A.5 – Moment en fonction de la vitesse d’avance et de la vitesse de rotation

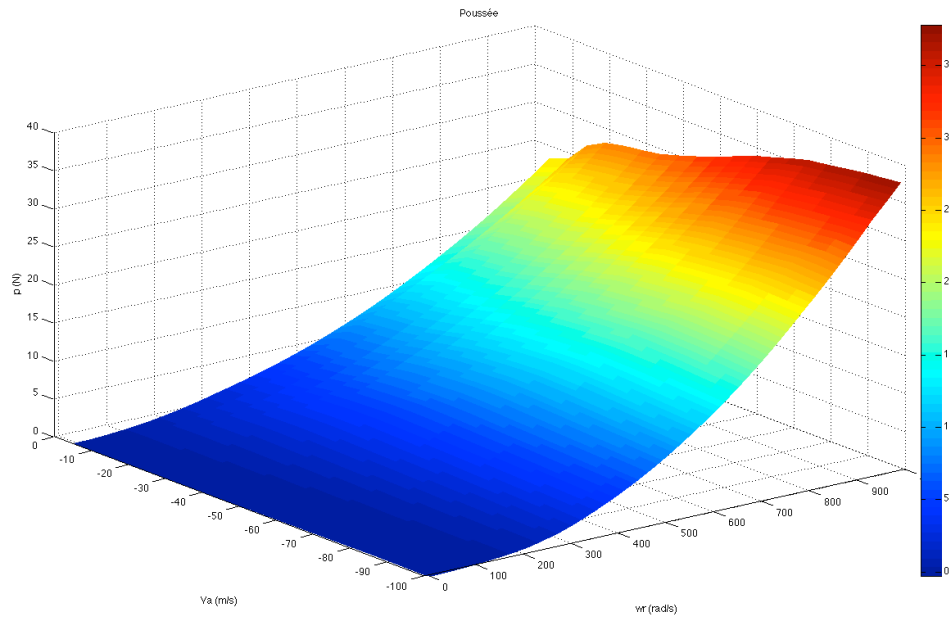


FIGURE A.6 – Poussée en fonction de la vitesse d’avance et de la vitesse de rotation, zoom autour des valeurs au déploiement

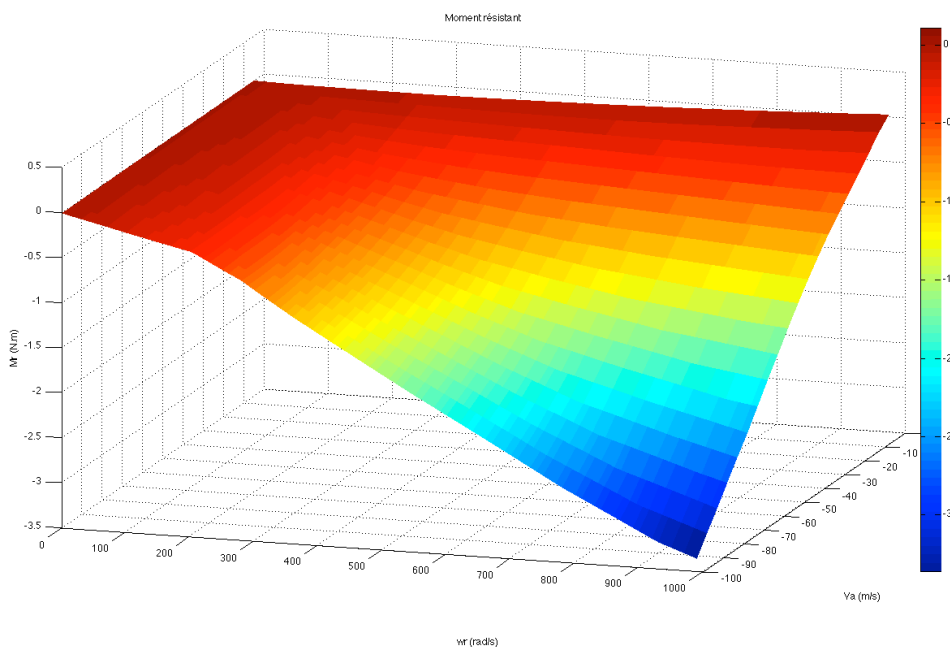


FIGURE A.7 – Moment en fonction de la vitesse d’avance et de la vitesse de rotation, zoom autour des valeurs au déploiement

A.3 Simulation

Nous avons réalisé une simulation très simple pour vérifier la faisabilité du ralentissement du GLMAV en utilisant seulement un rotor qui serait solidaire du corps.

La simulation est la chute d'un solide auquel est appliqué :

- son poids ;
- la force de poussée du rotor suivant son axe longitudinal X_b ;
- le moment résistant (ou entraînant), dû au rotor, autour de X_b ;
- un moment d'amortissement autour de X_b .

Les conditions initiales sont les conditions au déploiement décrites sur la première ligne du tableau A.1.

Pour le calcul de la poussée et du moment du rotor, nous avons utilisé comme vitesse d'avance, la composante de la vitesse du GLMAV suivant son axe longitudinal. Car la fonction que nous avons réalisée pour ce calcul ne prend pas en compte les vitesses latérales.

Sur la figure A.6, on peut voir que la poussée pour une vitesse d'avance nulle et une vitesse de rotation d'environ 10 000 tr/min (~ 1000 rad/s) est de 25 N. Alors que l'on devrait n'avoir que 5 N, nous avons donc divisé les valeurs de la poussée par 5 pour la simulation pour se rapprocher de valeurs "plausibles".

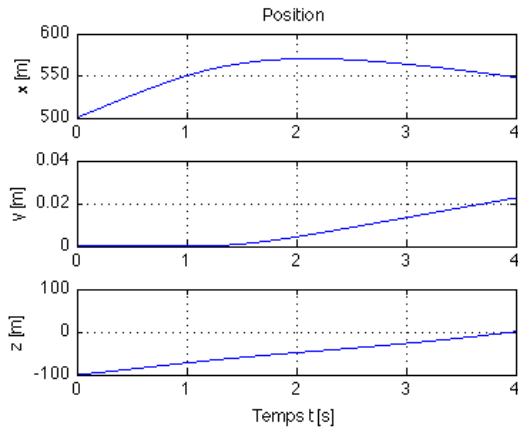
Nous avons utilisé les blocs du programme Matlab de [51] sur le vol balistique, pour le calcul du moment d'amortissement autour de l'axe longitudinal, tout en multipliant le coefficient d'amortissement par dix pour prendre en compte les frottements sur toutes les parties qui ont été déployées (sauf les pales).

Les résultats de la simulation sont figure A.8. La vitesse initiale est dans le plan $X_e Z_e$ du repère inertiel (R_e) lié à la Terre, avec l'axe Z_e dirigé vers le sol. L'axe X_b du repère corps (R_b) est l'axe longitudinal du GLMAV.

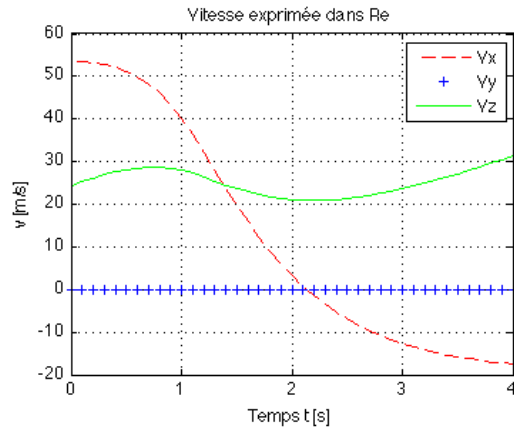
Le moment "entraînant", créé par le rotor, a accéléré la rotation du corps jusqu'à 2940 rad/s ($\sim 28\ 000$ tr/min), permettant ainsi d'augmenter la poussée jusqu'à 45 N. Mais tourner à une vitesse si importante pourrait poser des problèmes sur la mécanique du GLMAV.

La vitesse suivant l'axe longitudinal X_b du GLMAV est annulée en 2,7 s. À ce moment, la vitesse suivant X_e est de -10m/s, et le GLMAV a encore une vitesse verticale de 22 m/s (vers le sol). La vitesse verticale est environ égale à celle au déploiement, donc il serait peut-être plus judicieux de déployer le rotor avant l'apogée de la trajectoire balistique.

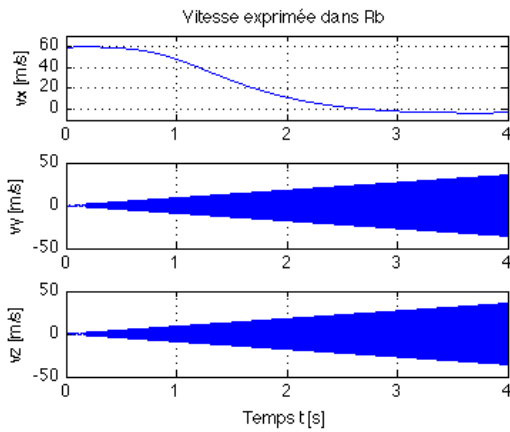
La vitesse de rotation autour de X_b est de 1550 rad/s, ce qui est trois fois la vitesse de rotation initiale, mais en commençant à faire tourner le rotor, la rotation devrait diminuer rapidement. Sinon, il faudrait prévoir un autre moyen de freiner la rotation, mais qui serait actif seulement à partir de ce moment et pas avant, car c'est la rotation qui a permis de freiner la vitesse linéaire.



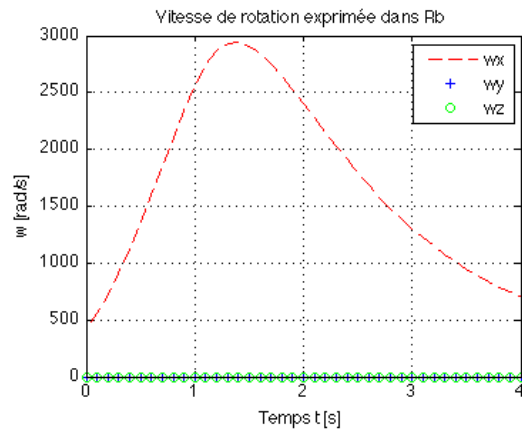
(a) Position exprimée dans le repère inertiel



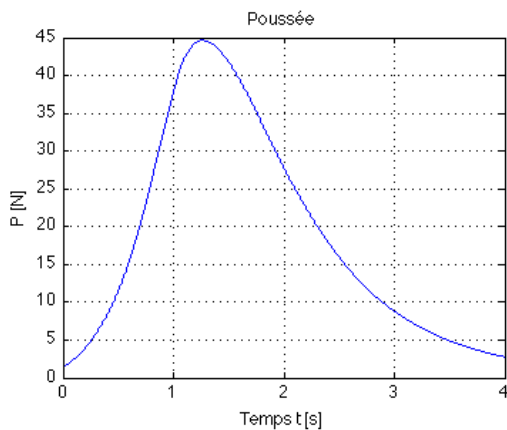
(b) Vitesse exprimée dans le repère inertiel



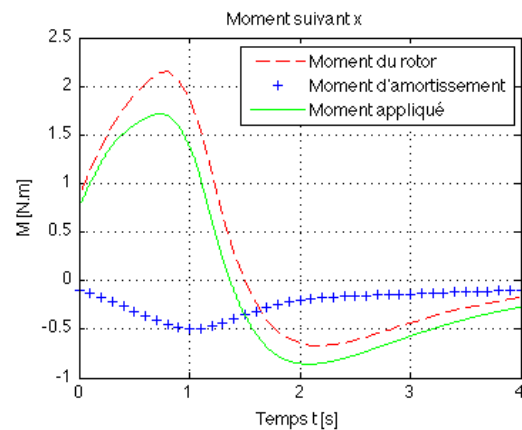
(c) Vitesse exprimée dans le repère corps



(d) Vitesse de rotation exprimée dans le repère corps



(e) Poussée du rotor



(f) Moment autour de l'axe longitudinal

FIGURE A.8 – Résultats de la simulation

A.4 Conclusion

La méthode présentée pour le ralentissement du GLMAV en utilisant la rotation du corps est donc plausible, mais il faudrait effectuer des tests en soufflerie pour vérifier que

le moment est bien entrainant et qu'il est bien supérieur au moment d'amortissement autour X_b .

La simulation a été très simplifiée, donc pour avoir une meilleure estimation de la trajectoire, nous allons d'une part intégrer les forces et moments de la balistique. Mais sur ce point, il me faudrait avoir les différents paramètres balistiques du GLMAV en mode déployé. Et d'autre part, il faut que nous améliorons le calcul de la poussée et du moment résistant du rotor (qui ont pour l'instant un facteur d'erreur de 5 sur la poussée et inconnu sur le moment...). Pour cela, il me faudrait les paramètres des pales utilisées (C_d , C_l , pas géométrique ...) ou que nous réalisions des essais en soufflerie pour déterminer les surfaces des figures A.4 et A.5.

Annexe B

Article de revue dans le *Journal of
Intelligent and Robotic Systems*

The transition phase of a Gun-Launched Micro Air Vehicle Nonlinear Modeling and Control

C. Chauffaut · J. Escareno · R. Lozano

Received: 22 June 2012 / Accepted: 13 July 2012

Abstract The present paper addresses the transition stage of a Gun-Launched Micro Air Vehicle (GLMAV) whose main goal is to rapidly position a rotorcraft MAV over a high-risk scene (Prison riots, blind zones: e.g. over-the-hill, etc.). The development of this robotic platform is part of an overall ongoing project (GLMAV) headed by the St. Louis French-German Research Institute (ISL). The vehicle is launched at a distance of 500 m and a height of 100 m, where the GLMAV will collect and transmit visual information from the scene. Issues raising from the use of the gun-based launching technique are discussed in detail. A control strategy is proposed to overcome such problems and to stabilize the GLMAV. High-fidelity simulations, covering ballistic and transition phases, validate the control policy adopted to face the MAV gun-launching problem.

Keywords MAV · Gun-launched · Nonlinear Modeling · Backstepping

1 Introduction

The applications range of miniature air vehicles (MAVs) has dramatically increased in the last years, thanks to the actual technological advance (embedded systems, wireless

communications, sensors miniaturization, composite materials, configuration diversity, etc.). The potential and impact of such vehicles is specially witnessed in missions evolving within hazardous environments as toxic plumes monitoring (sampling and tracking) due to nuclear/chemical disasters, damage assessment of natural disasters, surveillance and protection of borders and coasts, riots control, just to mention a few.

Surveillance of sensible locations imposes proximity restrictions between the launching spot and the area of interest depending on the risk level. For this reason, fixed-wing MAVs featuring loitering capabilities are commonly used for remote-surveillance missions due to their efficiency in terms of range and forward speed. However, the wing-born surveillance is unable to provide a static view of the target (hovering) and in addition it is significantly vulnerable to wind gusts. The lack of hovering-based surveillance might be overcome by VTOL¹ aircrafts MAVs, though the wind vulnerability still remains.

An alternative approach to solve the aforementioned issues consists of launching the rotorcrafts MAVs by means of an auxiliary device (catapult and gun launcher). In this study we focus on the gun-based launching technique, which represents a promising concept to explore due to its scientific potential. Indeed, the development of GLMAVs copes with a variety of fields, involving ballistics, mechanics, modeling (dynamic & aerodynamic), nonlinear control and embedded systems. The gun-based launching technique is intended to achieve the following goals:

- Short estimated time of arrival (ETA) to target zone
- Energy consumption reduction to increase the surveillance time
- Incorporate Hovering and VTOL capabilities
- Wind vulnerability reduction (wing-less airframe)

C. Chauffaut · J. Escareno · R. Lozano
Heudiasyc UMR 7253
Université de Technologie de Compiègne,
Centre de Recherche de Royallieu
60200 Compiègne, France
E-mail: corentin.chauffaut@hds.utc.fr
juan.escareno@gmail.com
rlozano@hds.utc.fr

R. Lozano
UMI LAFMIA CINVESTAV-CNRS
Av. Instituto Politecnico Nacional 2508,
Col. San Pedro Zacatenco, Del. Gustavo A. Madero
07360, México, Distrito Federa, México

¹ Vertical Take-Off and Landing

GLMAVs experience various flight conditions throughout the overall flight envelope. Three principal flight regimes are distinguished: ballistic, transition and hovering.

Recent research and industrial works related to gun-launched drones are principally focused to foldable fixed-wing configurations. The "Wide Area Surveillance Projectile (WASP)" [7] developed by the MIT and FASM / QUICKLOOK UAV [10] by ILC Dover rely on expandable wings, which are stored inside the body and then inflated to have the form of a wing. The SilentEyes [9] produced by Raytheon-Company, the Switchblade [1] by AeroVironment-Inc. and the Coyote [2] from BAE-Systems are using foldable rigid wings. Rigid wings are folded on the side of the body of the UAV and are deployed. On the other hand, beyond our project, few helicopter-like gun launched UAVs have been studied according to the best of our knowledge. In [11] is demonstrated the feasibility of such a platform. Lite Machines has been awarded a Phase III Small Business Technology Transfer Program contract under Topic N04-T004, entitled Sonobuoy Tube Launched UAV. Its product, the Voyeur [6], is a coaxial helicopter stored in a tube and hand-launched.

The research conducted in the present paper lies within the framework of the undergoing joint project Gun Launched Micro Air Vehicle (GLMAV) [3] whose objective is the fast positioning over a zone of interest. We focus on the study of the transition phase, and the inherent problems as well, regarding to the stabilization of the GLMAV. A

quaternion-based hierarchical control law undertaking the GLMAV translational velocity is proposed. A detailed dynamic model is developed, it takes into account the dynamics of the whole flight envelope from the ballistic to transition regimes. The operational phase is not treated here but the current dynamic model is also valid. The effectiveness of our control strategy is demonstrated on high-fidelity simulations using the aforementioned dynamic model.

The outline of the paper is as follows, section 2 describes the GLMAV successive stages of the flight envelope, and its dynamic model. The problems encountered during the transition phase are addressed in the section 3. In section 4 is defined a velocity control strategy for the transition phase of the GLMAV. Numerical simulations results are presented in section 5. Conclusions and perspectives are finally given in section 6.

2 Platform description

The overall goal of the project is to launch a rotorcraft drone about 500 meters away at an altitude of 100 meters, which stands for the nominal operational point. At this moment, and preceded by MAVs deployment, the vehicle will be able to hover and collect valuable information of the zone of interest via a downwards-pointing camera (Fig. 1).

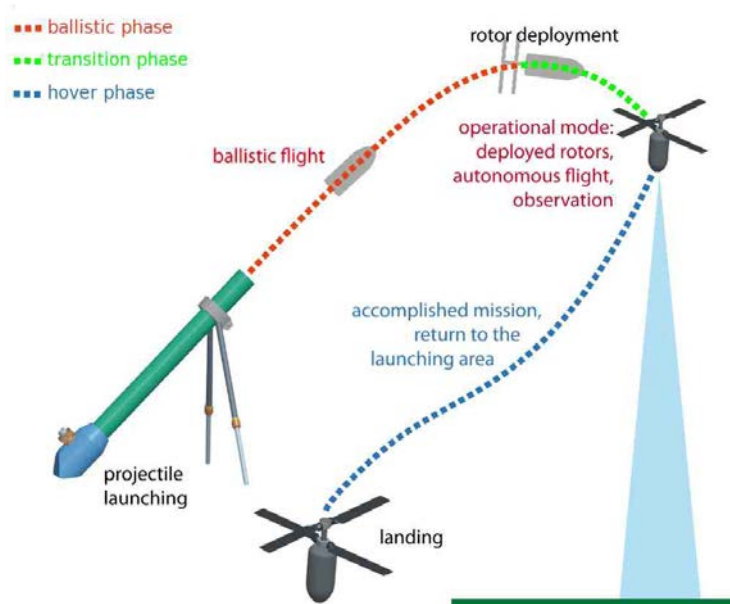


Fig. 1 GLMAV Operational regimes

2.1 GLMAV concept

The rotorcraft MAV used to provide hovering-based surveillance is based on a coaxial rotor system (dual motor driving two counter-rotating blades), where one of the rotors is fully controlled by a swashplate. Next, we provide a description of the different flight conditions throughout the flight envelope.

- i) *Ballistic phase*: During this stage the vehicle behaves as a projectile and the rotors are folded to fit in the projectile shell. The rotors are deployed by the rear of the projectile to slow down the flying robot at the end of this regime.
- ii) *Transition phase*: The deceleration of the vehicle defines the start of the transition regime, which possess the dynamical parameters of both the ballistic and hovering regimes. After the deployment of the rotors, the GLMAV follows a trajectory during which the velocity decreases. It has a smaller curvature radius than without deployment because the axial velocity is decreasing, due to the lift generated by the rotors (Fig. 3).
- iii) *Operational phase*: In this regime the translational velocity of the MAV is such that the vehicle is able to operate as a conventional VTOL rotorcraft MAV.

Remark 1. It is worth mentioning that the ballistic phase is passively stabilized with small fixed fins of a diameter significantly inferior to the diameter of the rotors so that they do not disturb the aerodynamics of the coaxial-rotors during the final hovering mode.

Table 1 summarizes the advantages of the GLMAV w.r.t. conventional MAV configurations.

2.2 Simulation Dynamic Model

The equations of motion describing the overall flight behavior of the GLMAV corresponding to the transition phase, which comprises the dynamic parameters of the initial ballistic phase and final hovering flight regime. The dynamics during hovering flight has been modeled and identified in [5]. It is based on a 6 DOF model expressed in the body

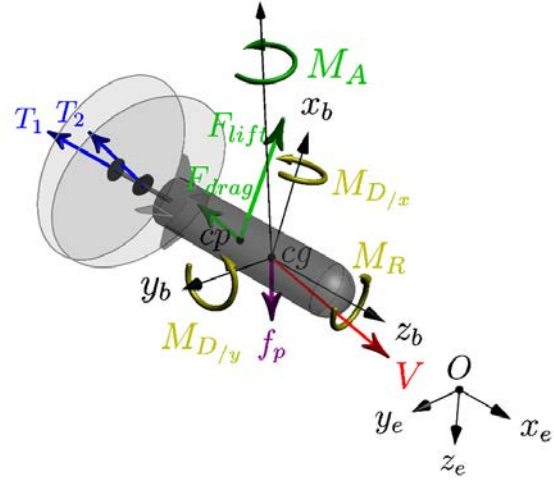


Fig. 2 Reference frames and external forces

frame:

$$\mathbf{I} \begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} L \\ M \\ N \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{pmatrix} \mathbf{I} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad (1)$$

$$m \begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} - m \begin{pmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix}, \quad (2)$$

where $(L, M, N)^T$ and $(X, Y, Z)^T$ are respectively the torques and forces applied on the vehicle. There are three external forces applied on the vehicle: the thrust generated by the coaxial rotors $\mathbf{T}(\Omega_1, \Omega_2, \delta_{c_y}, \delta_{c_x})$ which is a function of the rotors angular speed and swashplate incidence angles; the drag forces of the body in the air flow composed of the external wind (disturbance, and translational velocities); and of the rotors air-slipstream $\mathbf{f}_{\text{body}}(\mathbf{V}_{\text{prop}}, \mathbf{V}_{\text{body}}, \mathbf{V}_{\text{wind}})$, and last is the gravity \mathbf{f}_p .

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} = \mathbf{T}(\Omega_i, \delta_{c_{x/y}}) + \mathbf{f}_{\text{body}}(\mathbf{V}_{\text{prop}}, \mathbf{V}_{\text{body}}, \mathbf{V}_{\text{wind}}) + \mathbf{f}_p \quad (3)$$

Table 1 Comparative table

	GLMAV	Fixed-Wing/VTOL aircraft MAV
Target ETA	Very fast	Fast
Energy consumption	No energy used until rotors deployment	Energy used during the whole flight envelope
Hovering control	Swashplate (mechanical complexity)	NA / Control surfaces or tilting-rotor
Crosswind robustness	Low drag	High drag (wings)

$$\begin{cases} L = -d\beta \sin\delta_{c_x} \Omega_2^2 \\ M = d\beta \sin\delta_{c_y} \cos\delta_{c_x} \Omega_2^2 \\ N = \gamma_1 \Omega_1^2 + \gamma_2 \Omega_2^2 \end{cases} \quad (4)$$

To complete the dynamic equations, we added the forces and torques of the ballistic.

The drag (\mathbf{F}_{drag}) opposite to the projectile air velocity, the lift (\mathbf{F}_{lift}) generated by the angle of incidence of the velocity with respect to the longitudinal axis \mathbf{z}_b , the pitching torque (\mathbf{M}_A) due to the distance between the center of gravity and the center of pressure, and the tilting (\mathbf{M}_D) and roll (\mathbf{M}_R) damping torques for the angular velocities.

The Magnus torque and force, specific to spinning projectile, are not present here because the vehicle is stabilized by fins during the ballistic phase so it has no or almost no angular velocity around its longitudinal axis.

$$\begin{cases} \mathbf{F}_{\text{drag}} = -qSC_D \frac{\mathbf{V}}{\|\mathbf{V}\|} \\ \mathbf{F}_{\text{lift}} = qSC_L \frac{\mathbf{V}}{\|\mathbf{V}\|} \otimes \left(\frac{\mathbf{z}_b}{\sin\delta} \otimes \frac{\mathbf{V}}{\|\mathbf{V}\|} \right) \\ \mathbf{M}_A = qSDC_M \left(\frac{\mathbf{V}}{\|\mathbf{V}\|} \otimes \frac{\mathbf{z}_b}{\sin\delta} \right) \\ \mathbf{M}_D = -qSDC_H (\mathbf{z}_b \otimes \dot{\mathbf{z}}_b \frac{D}{\|\mathbf{V}\|}) \\ \mathbf{M}_R = -qSDC_I \frac{\omega D}{\|\mathbf{V}\|} \mathbf{z}_b \end{cases} \quad (5)$$

where q is the dynamic pressure, S the section, D the diameter, and $C_{D/L/M/H/I}$ the aerodynamic parameters of the projectile.

\mathbf{V} is the relative air velocity of the projectile, corresponding to the difference between the translational velocity of the vehicle, and the wind and rotor' air slipstream velocities.

Assuming small angles of incidence, the aerodynamics coefficients of the lift force and pitching torque are can be reduced to :

$$\begin{cases} \mathbf{F}_{\text{lift}} = qSC_{L\delta} \frac{\mathbf{V}}{\|\mathbf{V}\|} \otimes (\mathbf{z}_b \otimes \frac{\mathbf{V}}{\|\mathbf{V}\|}) \\ \mathbf{M}_A = qSDC_{M\delta} \left(\frac{\mathbf{V}}{\|\mathbf{V}\|} \otimes \mathbf{z}_b \right). \end{cases} \quad (6)$$

We have assumed that the external aerodynamics forces and torques generated by the coaxial rotors and those generated by the shape of the ballistic projectile are completely independent and additive. An important future work will be to characterize the interferences between those two components aerodynamics in wind tunnel tests.

We also modeled the dynamics of the actuators as first order systems to obtain a more realistic model, since for this application the actuators dynamics are not negligible compared to that of the vehicle.

3 PROBLEM DISCUSSION

3.1 Sensors availability

The use of a small portable launching tube requires an important acceleration of the projectile to reach the desired velocity at the end of the tube, determined by the target's distance, around 100m/s in our case. The tests carried out by the ISL laboratory to obtain a velocity of 100m/s showed that the projectile experiences an acceleration of 2400g. Such acceleration amount disrupts the measures provided by the SBG-Systems IMU and interrupts the satellite link of GPS. After a few seconds, the raw data from the IMU are available again, followed by the GPS, both of those would have been turned on and warmed up, and the GPS link acquired

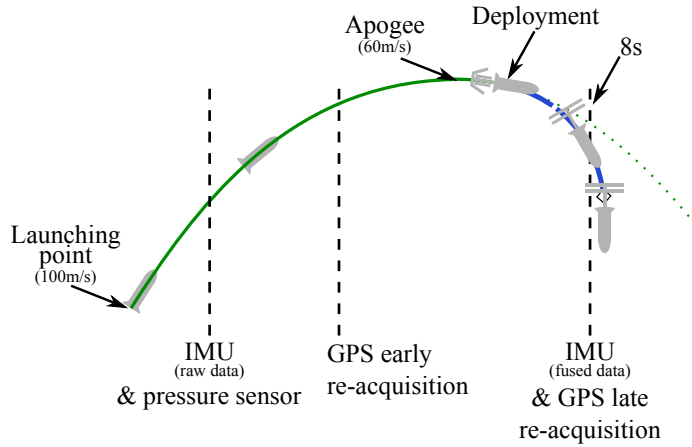


Fig. 3 Available sensors over the ballistic and transition phase

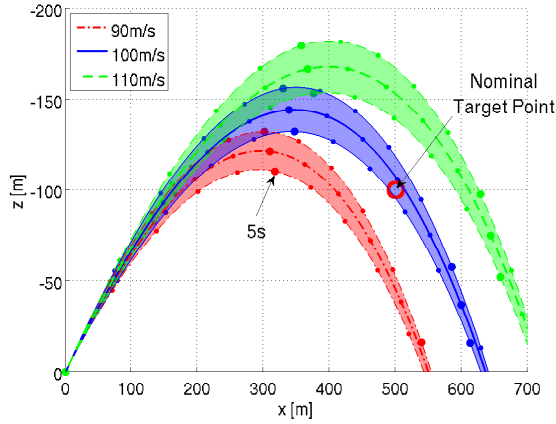


Fig. 4 Simulation with +/-10% errors on the initial velocity (100 m/s) and +/-2° errors (colored zone) on the launched angle
Note that the altitude values are negative because z_e is downward

before the launched to shorten their disabled time (Fig. 3). The Kalman-based fusion of the IMU would need a longer period of time to converge, we assume that after 8s it is possible to use the fused attitude data for control purposes. If the GPS turns out to be too slow to re-acquire, a pressure sensor will be available at the same time as the raw IMU data.

Remark 2. The previous assumptions will be verified, in the next stage of the project, during real open-loop ballistic tests performed by the ISL laboratory.

3.2 Launching conditions errors

Fig. 4 depicts that the initial velocity and launching angle have a great impact on the ballistic trajectory of the projectile. A velocity error of 10% (common value when using small quantities of explosive) can lead to a $\pm 100\text{m}$ range error. The launching angle is also sensitive, errors of 2° (colored zone) results in an incertitude of 50m around the nominal range for a given initial velocity. Though this issue is easy to overcome using an inclinometer on the tube to set an accurate launching angle.

3.3 Analysis of the open-loop stability

Wind gusts have little impact on the projectile. When it has an important translational velocity the fins creates stabilizing torques and forces. Fig 3.3 shows open-loop simulations of the projectile in windy conditions. The wind alters the trajectory of the projectile, it tends to increase the y-axis position, without rendering the GLMAV unstable. The aerodynamic forces represented in Fig. 5(c) includes the \mathbf{F}_{drag} ,

\mathbf{F}_{lift} , and \mathbf{f}_{body} , whereas the torques (Fig. 5(d)) includes \mathbf{M}_A , \mathbf{M}_D and \mathbf{M}_R .

3.4 Transition strategy

Considering the few available sensors (Fig. 3) and possible trajectories (Fig. 4), determining the correct time of deployment (just after the apogee) is not a simple matter unless the altitude provided by the GPS is available and accurate enough. If this is not the case, we could use information from the pressure sensor to detect the apogee.

Just after the deployment, the IMU's fused data are not yet available so we cannot control the attitude of the GLMAV, but the translational velocity is still very high so the fins naturally stabilize the attitude. Therefore, we control only the angular speed around \mathbf{z}_b using the raw data from the yaw gyroscope and the thrust which is set to a fix value to slow down the projectile. The thrust is not set to its maximal value in order to consider the action of the proportional control law on MAV's yaw speed. As soon as the IMU's fused data are available, the controller switches to the complete velocity control described in section 4. During this phase, the translational velocity is still large and the actual position might vary by a hundred of meters shifting away the target point (section 3.2). For this reason, the controller focuses first on velocity damping disregarding the position, resulting in to the attitude stabilization of the air robot.

This task should be accomplished in less than 10 seconds, time the rotorcraft takes to reach the ground (Fig. 4).

4 CONTROL

The model of the system used for the control is simplified. It is reduced to a 6DOF with gravity, and two input controls, the thrust and the torques produced by the rotors.

$$\begin{cases} m\dot{\mathbf{v}} = -m\mathbf{g} + \mathbf{T} \\ \dot{\mathbf{q}} = \mathbf{Q}(\mathbf{q})\boldsymbol{\omega} \\ \mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} = -\boldsymbol{\omega} \otimes (\mathbf{I}\boldsymbol{\omega}) + \mathbf{M}_R \end{cases} \quad (7)$$

with

$$\mathbf{T} = -u_T \mathbf{z}_b = -u_T \mathbf{R}\mathbf{z}_e \quad (8)$$

and

$$\mathbf{Q}(\mathbf{q}) = \frac{1}{2} \begin{pmatrix} -\boldsymbol{\varepsilon}^T \\ \boldsymbol{\eta}\mathbf{I}_3 + \mathbf{S}_\boldsymbol{\varepsilon} \end{pmatrix}$$

$\mathbf{S}_\boldsymbol{\varepsilon}$ being the skew-symmetric matrix of $\boldsymbol{\varepsilon}$.

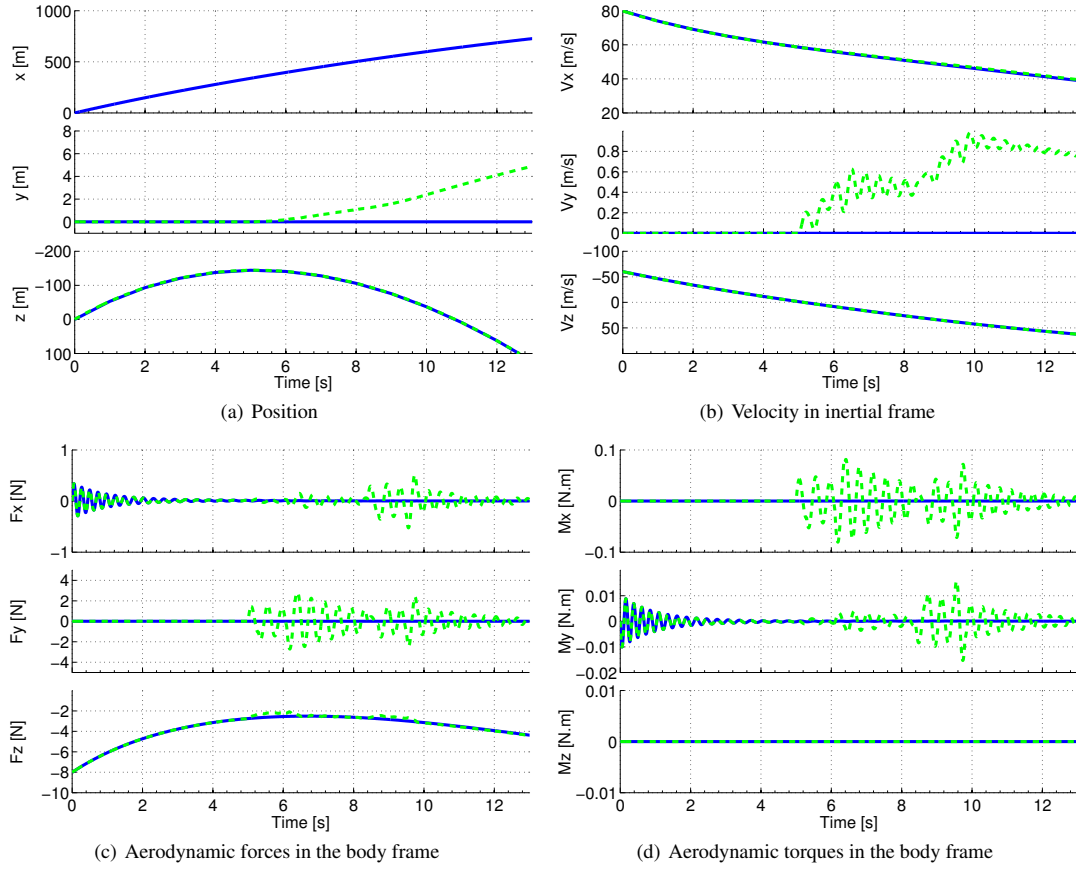


Fig. 5 Simulation of the ballistic passive stabilization without wind (solid line) and with two gust of $[5m/s; 10m/s; 0m/s]$ wind at 5s and 8s (dash line)

Concerning the control we use a standard two-level control scheme to face the transition stage. The outer-loop deals with the translational speed while the inner-loop focus on the orientation control. The outer-loop computes the desired thrust vector to regulate the translational velocity. From the thrust vector, we extract its norm (total thrust) and orienta-

tion, which is compared with the actual vehicle orientation to obtain an error rotation matrix stabilized by the inner-loop control. This provides the control torques vector that combined with total thrust stabilizes the states of GLMAV.

Definition 1. The quaternion orientation error $\tilde{\mathbf{q}}$ is the rotation of minimal angle transforming \mathbf{T} to $\bar{\mathbf{u}}_{\mathbf{T}}$

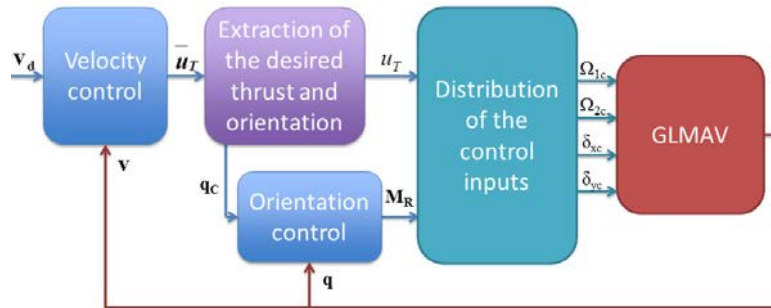


Fig. 6 Control architecture of the GLMAV

$$\tilde{\mathbf{q}} = \begin{pmatrix} \tilde{\eta} \\ \tilde{\varepsilon} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\left(\frac{\tilde{\alpha}}{2}\right) \\ \tilde{\mathbf{n}} \sin\left(\frac{\tilde{\alpha}}{2}\right) \end{pmatrix}$$

with:

$$\tilde{\mathbf{n}} = \frac{\mathbf{z}_b \times \tilde{\mathbf{u}}_{\mathbf{T}}}{\|\mathbf{z}_b \times \tilde{\mathbf{u}}_{\mathbf{T}}\|}, \quad \tilde{\alpha} = \cos^{-1}\left(\frac{1}{\|\tilde{\mathbf{u}}_{\mathbf{T}}\|} \mathbf{z}_b \tilde{\mathbf{u}}_{\mathbf{T}}\right)$$

The definition of $\tilde{\mathbf{n}}$ encounters a singularity if \mathbf{z}_b and $\tilde{\mathbf{u}}_{\mathbf{T}}$ are collinear (i.e. $\tilde{\alpha} \in \{0, \pi\}$). So if $\tilde{\alpha} = 0$, the MAV is already at the desire attitude, $\tilde{\mathbf{n}}$ is set to $(0, 0, 0)^T$. And if $\tilde{\alpha} = \pi$, the MAV is in the opposite attitude of the desire attitude, $\tilde{\mathbf{n}}$ is arbitrarily set to $(0, 1, 0)^T = \mathbf{y}_b$.

Theorem: Velocity regulation.

Considering the dynamic model of eq. (7)-(8) where the control inputs are u_T the thrust input and $\mathbf{M}_{\mathbf{R}}$ the torque input produce by the rotors. Let the desired fixed velocity be \mathbf{v}_d and:

1. Setting \mathbf{K}_v , \mathbf{K}_q and \mathbf{K}_ω as positive and real gains;
2. Using the following errors:
 - $\delta_v = \mathbf{v} - \mathbf{v}_d$ velocity error;
 - $\tilde{\delta}_T = \mathbf{T} - \tilde{\mathbf{u}}_{\mathbf{T}}$ thrust vector error;
 - $\delta_T = \|\mathbf{T}\| - \|\tilde{\mathbf{u}}_{\mathbf{T}}\|$ thrust norm error;
 - $\delta_q = \tilde{\varepsilon}$ orientation error;
 - $\delta_\omega = \tilde{\omega} - \mathbf{u}_\omega$ angular velocity error;

where $\tilde{\mathbf{u}}_{\mathbf{T}}$ and \mathbf{u}_ω are virtual control laws on the thrust and angular velocity:

$$\begin{aligned} - \tilde{\mathbf{u}}_{\mathbf{T}} &= m(\mathbf{g} - \mathbf{K}_v \delta_v) \\ - \mathbf{u}_\omega &= -2\mathbf{K}_q \tilde{\eta} \tilde{\varepsilon} \end{aligned} \quad (10)$$

3. The control laws on the thrust and rotors torques are given by:
 - $u_T = \|\tilde{\mathbf{u}}_{\mathbf{T}}\|$
 - $\mathbf{M}_{\mathbf{R}} = \mathbf{S}_\omega \mathbb{I} \omega$

$$\begin{aligned} &+ \mathbb{I} \left(\mathbf{R}_d^T \left(-\mathbf{K}_\omega \delta_\omega - \frac{1}{2} \tilde{\eta} \tilde{\varepsilon} + (\mathbf{K}_q \tilde{\varepsilon}^T \tilde{\omega}) \tilde{\varepsilon} \right. \right. \\ &\quad \left. \left. - (\mathbf{K}_q (\tilde{\eta} (\tilde{\eta} \mathbf{I}_3 + \mathbf{S}_{\tilde{\varepsilon}}))) \omega \right) \right) \end{aligned} \quad (11)$$

ensure that the GLMAV's model is stable.

Proof. The proof follows directly from the backstepping methodology:

Step 1. Let us take the first candidate Lyapunov function (CLF) W_v as following, with the velocity :

$$W_v = \frac{1}{2} \delta_v^T \delta_v$$

Its time-derivate is:

$$\begin{aligned} \dot{W}_v &= -\delta_v^T \mathbf{K}_v \delta_v \\ &+ \delta_v^T \left(\frac{\mathbf{T}}{m} - (\mathbf{g} - \mathbf{K}_v \delta_v) \right) \end{aligned}$$

with (9) and (10),

$$\dot{W}_v = -\delta_v^T \mathbf{K}_v \delta_v + \delta_v^T \tilde{\delta}_T$$

Step 2. The stability of the translational system will be driven by the convergence of δ_p , which is equivalent to the convergence of the real thrust vector to the vector of reference $\tilde{\mathbf{u}}_{\mathbf{p}}$. Assuming now that the reference thrust is never zero, this is realistic on the flight envelope of the MAV. Using (8), we find that it is possible to decompose the error into two vectors:

- an Euclidean error norm:

$$\begin{aligned} \delta_T &= \|\mathbf{T}\| - \|\tilde{\mathbf{u}}_{\mathbf{T}}\| \\ &= u_T - \|m\mathbf{g} - m\mathbf{K}_v \delta_v\| \end{aligned}$$

- an orientation error defined by the following rotation matrix:

$$\tilde{\mathbf{R}} = \mathbf{R}^T \mathbf{R}_d$$

as

$$\frac{\tilde{\mathbf{u}}_{\mathbf{T}}}{\|\tilde{\mathbf{u}}_{\mathbf{T}}\|} = \tilde{\mathbf{R}} \frac{\mathbf{T}}{t} \Leftrightarrow \frac{\tilde{\mathbf{u}}_{\mathbf{T}}}{\|\tilde{\mathbf{u}}_{\mathbf{T}}\|} = \tilde{\mathbf{R}} \mathbf{z}_b$$

Therefore, the expression of the first CLF comes as

$$\dot{W}_v = -\delta_v^T \mathbf{K}_v \delta_v - p \delta_v^T (\tilde{\mathbf{R}} - \mathbf{I}_3) \mathbf{R}_d \mathbf{z}_b$$

It is then possible to immediately get $u_T = \|\tilde{\mathbf{u}}_{\mathbf{T}}\|$, which ensures the convergence in norm.

Step 3. Recall that the Frobenius norm of the difference $(\tilde{\mathbf{R}} - \mathbf{I}_3)$ can be expressed as follow [8]:

$$\|\tilde{\mathbf{R}} - \mathbf{I}_3\|_{\mathcal{F}} = 2\sqrt{2} \|\tilde{\varepsilon}\|$$

We define the orientation error $\delta_q \in \mathbb{R}^3$ by

$$\delta_q = \tilde{\varepsilon}$$

where $\tilde{\varepsilon}$ is given by Definition 1. It is worth noticing that keeping only the imaginary part $\tilde{\varepsilon}$ of $\tilde{\mathbf{q}}$ and consequently leaving free the scalar part of $\tilde{\mathbf{q}}$, allows simplification of calculus by using conventional matrix products instead of quaternion algebra.

Introduce now a new CLF for the attitude error:

$$W_q = \frac{1}{2} \delta_q^T \delta_q$$

To evaluate \dot{W}_q we introduce de following error

$$\tilde{\omega} = \mathbf{R}_d (\omega - \omega_d)$$

with $\omega_{\mathbf{d}}$ defined by:

$$\omega_{\mathbf{d}} = 2\mathbf{Q}^{-1}(\mathbf{q}_{\mathbf{d}})\dot{\mathbf{q}}_{\mathbf{d}}$$

We consider that the rotational dynamics is faster than the translational dynamics. The desired attitude $\mathbf{q}_{\mathbf{d}}$ is therefore considered constant for the attitude system, and $\omega_{\mathbf{d}}$, depending on the derivative of $\mathbf{q}_{\mathbf{d}}$, is zero.

The time derivative of $\delta_{\mathbf{q}}$, is:

$$\dot{\delta}_{\mathbf{q}} = \dot{\tilde{\varepsilon}} = \frac{1}{2}(\tilde{\eta}\mathbf{I}_3 + \mathbf{S}_{\tilde{\varepsilon}})\tilde{\omega}.$$

Taking now $\delta_{\omega} = \tilde{\omega} - \mathbf{u}_{\omega}$, it follows

$$\dot{\delta}_{\mathbf{q}} = \frac{1}{2}(\tilde{\eta}\mathbf{I}_3 + \mathbf{S}_{\tilde{\varepsilon}})(\delta_{\omega} + \mathbf{u}_{\omega})$$

Introducing

$$\mathbf{u}_{\omega} = -2\mathbf{K}_{\mathbf{q}}\tilde{\eta}\tilde{\varepsilon} \quad \text{and} \quad \mathbf{K}_{\mathbf{q}} = \mathbf{K}_{\mathbf{q}}^T > 0$$

We finally obtain the following expression of \dot{W}_q

$$\dot{W}_q = \delta_{\mathbf{q}}^T \dot{\delta}_{\mathbf{q}} = -\tilde{\eta}^2 \tilde{\varepsilon}^T \mathbf{K}_{\mathbf{q}} \tilde{\varepsilon} + \frac{1}{2} \tilde{\varepsilon}^T (\tilde{\eta}\mathbf{I}_3 + \mathbf{S}_{\tilde{\varepsilon}}) \delta_{\omega}$$

Step 4. We add to the CFL W_q a term expressing the rotation dynamic. The new CLF W_{ω} and its derivative are then given by:

$$W_{\omega} = W_q + \frac{1}{2} \delta_{\omega}^T \delta_{\omega}$$

$$\dot{W}_{\omega} = \dot{W}_q + \delta_{\omega}^T \dot{\delta}_{\omega}$$

$\dot{\delta}_{\omega}$ is given by

$$\dot{\delta}_{\omega} = \mathbf{R}_{\mathbf{d}} \dot{\omega} + 2\mathbf{K}_{\mathbf{q}} \left(-\frac{1}{2} \tilde{\varepsilon}^T \tilde{\omega} \right) \tilde{\varepsilon} + 2\mathbf{K}_{\mathbf{q}} \tilde{\eta} \left(\frac{1}{2} (\tilde{\eta}\mathbf{I}_3 + \mathbf{S}_{\tilde{\varepsilon}}) \omega \right)$$

Reporting this expression in \dot{W}_{ω} , one has

$$\begin{aligned} \dot{W}_{\omega} = & -\tilde{\eta}^2 \tilde{\varepsilon}^T \mathbf{K}_{\mathbf{q}} \tilde{\varepsilon} + \frac{1}{2} \tilde{\eta} \tilde{\varepsilon}^T \delta_{\omega} \\ & + \delta_{\omega}^T (\mathbf{R}_{\mathbf{d}} \dot{\omega} + \mathbf{K}_{\mathbf{q}} (\tilde{\eta} (\tilde{\eta}\mathbf{I}_3 + \mathbf{S}_{\tilde{\varepsilon}}) \omega - \tilde{\varepsilon}^T \omega \tilde{\varepsilon})) \end{aligned}$$

Recalling the UAV model (7), we obtain:

$$\mathbb{I} \dot{\omega} = -\mathbf{S}_{\omega} \mathbb{I} \omega + \mathbf{M}_{\mathbf{R}}$$

and the torque control (11) leads to the following expression of \dot{W}_{ω} :

$$\dot{W}_{\omega} = -\tilde{\eta}^2 \delta_{\mathbf{q}}^T \mathbf{K}_{\mathbf{q}} \delta_{\mathbf{q}} - \delta_{\omega}^T \mathbf{K}_{\omega} \delta_{\omega}$$

, we can find a real number $\alpha > 0$ which ensures the non positivity of \dot{W}_{ω} :

$$\dot{W}_{\omega} \leq -\alpha W_{\omega} \quad (12)$$

W_{ω} is therefore a CLF and the control $\mathbf{M}_{\mathbf{R}}$ stabilizes exponentially the orientation error $\delta_{\mathbf{q}}$.

Step 5. Furthermore extending the method used in [4], and with $\|\mathbf{R}_{\mathbf{d}} \mathbf{e}_3\| = 1$, we can find a bound of \dot{W}_v :

$$\dot{W}_v = -\delta_v^T \mathbf{K}_v \delta_v - u_T \delta_v^T (\tilde{\mathbf{R}} - \mathbf{I}_3) \mathbf{R}_{\mathbf{d}} \mathbf{z}_b$$

Then

$$\dot{W}_v \leq -\delta_v^T \mathbf{K}_v \delta_v + 2\sqrt{2}u_T \|\delta_v\| \|\delta_{\mathbf{q}}\|$$

And using (12)

$$\dot{W}_v \leq -\delta_v^T \mathbf{K}_v \delta_v + 2\sqrt{2}u_T \|\delta_v\| e^{-\alpha t}$$

The thrust u_T being naturally bounded by the propeller, there exists a neighborhood Ω such that:

$$\forall x = (\delta_v) \notin \Omega, \dot{W}_v \leq 0$$

where the radius of Ω decreases exponentially to the origin. The convergence to the origin of the translational dynamics, considering the entire system, is subsequently verified.

5 SIMULATION RESULTS

In order to validate the control strategy described in section 4, we have carried out high-fidelity simulations to provide a detailed vision of the performance of the aircraft in both flight regimes. To this aim, three sets of simulations are presented, using the dynamic model described in section 2.2.

For the simulations, the apogee is considered to be known, so the rotors are activated at the correct time for each initial conditions. The complete GLAMV's vector state except the position (i.e. q , the orientation quaternion of the MAV, its translational and angular velocities, v and ω) is measured from $t = 8s$ on, when the IMU fused-data are available.

5.1 Simulation 1: Velocity control (regulation case)

The first simulation uses the control law described in section 4 and the strategy of section 3.4, over the ballistic and transition phases. To demonstrate the robustness of our controller, we have included wind gusts of 5 m/s, along x_e , and 10 m/s, along y_e (Fig 7(d)).

The translational velocities of the GLMAV (Fig. 7(b)) are well regulated to zero. Notice that for the same wind speed (at 5s and 8s), the impact is greater when the velocity along x_e is smaller (lower aerodynamic-based stabilization torques in the fins).

In view of the constant wind after 12s, the GLMAV is driven to a roll angle of 3° , and washplate incidence angles of -0.5° and -2° .

The proposed control law takes into account only the velocity, so the actual position drifts but remains close to target

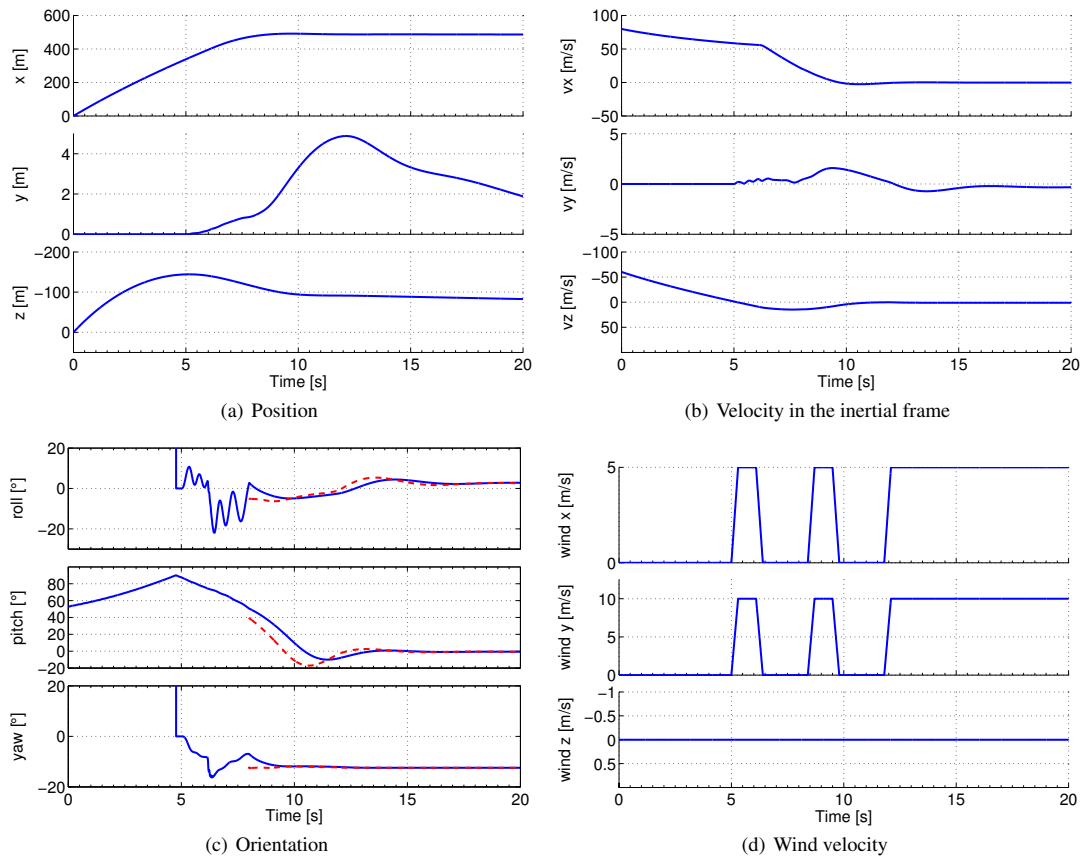


Fig. 7 Simulation (n°1) of the ballistic and transition phase with the control law of section 4 and the strategy of section 3.4 in presence of wind

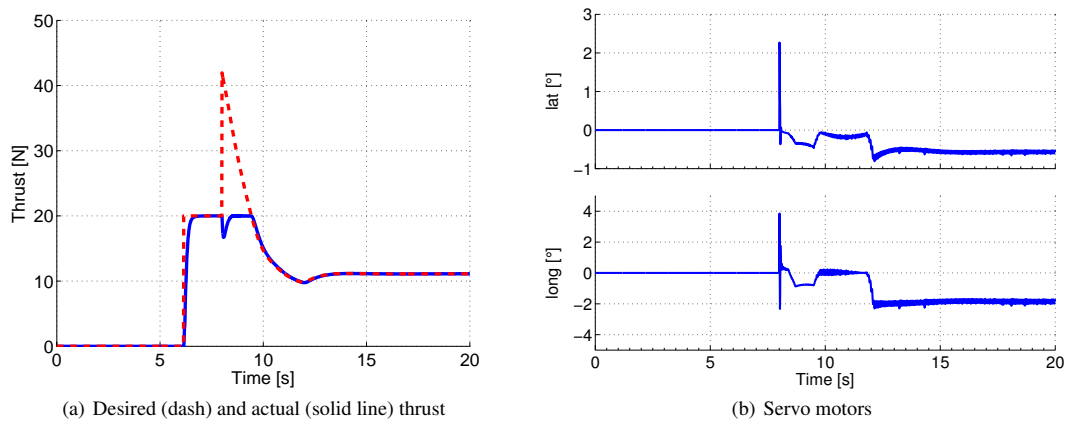


Fig. 8 Actuators output for the simulation n°1

point, i.e. 500 m of range and 100 m of height. The objective of the controller is rendering the GLMAV dynamics into a stability domain such that the tracking control objective is achieved in the next stage (operational phase). Figure 8(a) shows that at 8s, when velocity control starts, the thrust decreases from the commanded reference value. This is due to the fact that the motors are already at their maximum rotation value, and furthermore significant torques along x_b and y_b are required to correct the attitude of the GLMAV. Due to the desired torques, the lower rotor actuated by a swashplate with non-null incident angles (Fig 8(b)), and as the thrust created by each rotor are maximal, the resulting force along the axis z_b is reduced.

Remark 3. The controller acting in the operational (not treated in this paper) phase will undertake the stabilization problem for $t \geq 13s$ where the translational velocities are below 1 m/s and the attitude angles are close to zero.

5.2 Simulations 2: necessity of the transition attitude control (and fused IMU data)

In these simulations, we require a velocity controller that is robust with respect to wind perturbation. To this end, we require the attitude information (IMU fused-data) of the GLMAV. Moreover, we compare the proposed velocity controller with a control law that focuses on thrust regulation disregarding the attitude information of the vehicle.

In a disturbances-free scenario, a 'simple' (i.e. without attitude control) controller (no-marker dashed-line) could be used to slow down the vehicle velocity. Despite the fact that it presents an unstable behavior, around $t = 11s$ the velocities (below 1 m/s) and attitude angles (pitch of -25°) are such that they might be handled by the controller of the operational phase.

In the case where the system is disturbed by wind gusts, the 'simple' controller (triangle-marker dashed-line) renders the system unstable and prevents that the GLMAV velocities and angles could be easily regulated at any time.

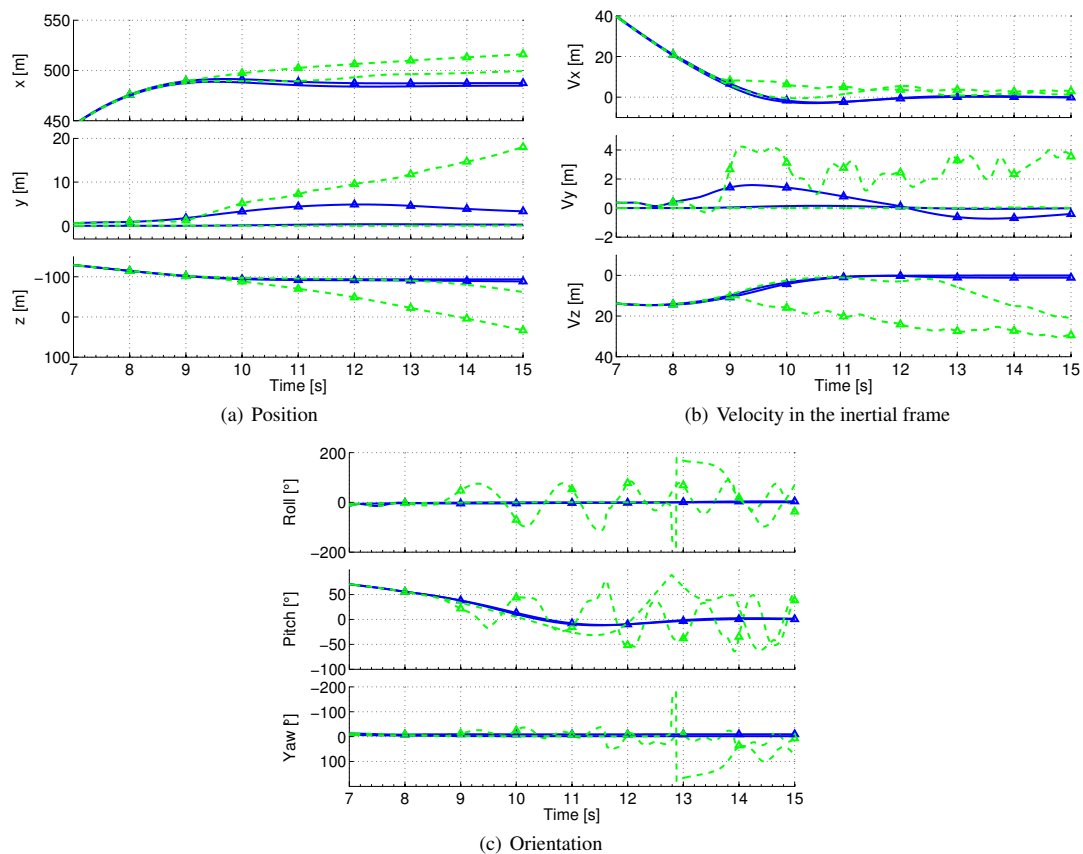


Fig. 9 Simulations (n°2) after the deployment with a complete velocity control (solid line) and with only thrust control (dash line), without wind and with the same wind as Fig 7(d) (triangle marker)

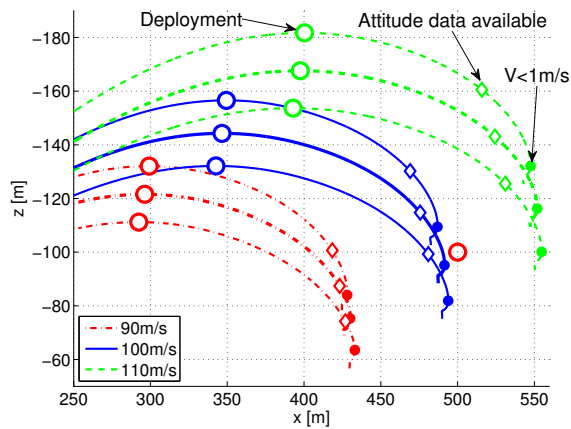


Fig. 10 Simulations (n°3) after the deployment with a complete velocity control and the same initials conditions as Fig. 4

5.3 Simulations 3: Validation with multiple initial conditions

In this subsection, we evaluate the performance of the proposed control law and strategy for a variety of initial conditions. We keep the initial conditions used in section 3.2 ($\pm 10\%$ errors on the initial velocity and $\pm 2^\circ$ errors on the launching angle) and a wind as depicted in Fig 7(d). The resulting trajectories in the plane $x_e - z_e$ are presented in Fig. 5.3. The successive stages are marked along the trajectory: the deployment point (empty circle), the IMU fused-data availability point (empty diamond) at $t = 8s$, and finally the successful damping of the translational velocity to values below 1m/s (full circle).

Notice that for all initial conditions, the GLMAV achieves a stable state over the 60m altitude. The range error is lower than 60m around the target point. Hence, the strategy and control proposed towards the transition phase stabilization is plainly validated.

6 CONCLUSION AND FUTURE WORK

The paper has addressed the Gun-Launched Micro Air Vehicle transition phase, we have presented a detailed dynamic model describing the behavior of the vehicle during the ballistic and transition regimes. In this sense we have discussed the different launching scenarios, such as the open-loop and controlled velocity conditions. The proposed strategy to deal with the launching problem, in addition to the fact that few sensors are available during the transition phase, is based on a hierarchical scheme, whose aim is to slow down the translational velocity of the vehicle leading to the stabilization of its attitude. Our control strategy has been validated by

means of several high-fidelity simulations using a detailed dynamic model which take into account the aerodynamic external forces. Future work is focused to implement the strategy on the actual MAV prototype. The velocity control phase will be tested using a GLMAV-lite prototype designed for hovering.

7 ACKNOWLEDGMENTS

This work was supported by the french public administrative establishment National Research Agency under the project number **ANR 09 SECU 12**.

References

1. AeroVironment, Inc.: Switchblade (2011). URL <http://www.avinc.com/uas/adc/switchblade/>
2. BAE Systems: Coyote Unmanned Aircraft System (2010). URL <http://www.baesystems.com/Newsroom/NewsReleases/2010/autoGen110019163057.html>
3. Gnemmi, P., Koehl, A., Martinez, B., Changey, S., Theodoulis, S.: Modeling and Control of Two GLMAV Hover-Flight Concepts. In: European Micro Aerial Vehicle Conference, EMAV 2009. Delft, Netherlands (2009). URL <http://hal.archives-ouvertes.fr/hal-00440514/en/>
4. Guenard, N., Hamel, T., Moreau, V.: Dynamic modeling and intuitive control strategy for an x4-flyer. In: Control and Automation, 2005. ICCA'05. International Conference on, vol. 1, pp. 141–146. IEEE (2005)
5. Koehl, A., Rafaralahy, H., Martinez, B., Boutayeb, M.: Modeling and Identification of a Launched Micro Air Vehicle: Design and Experimental Results. In: AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit. Toronto, Canada (2010)
6. Lite Machines Corporations: Voyeur uav (2011). URL http://www.litemachines.com/index_files/Page293.htm
7. MIT: Wide Area Surveillance Projectile (1998). URL <http://web.mit.edu/aeroastro/www/labs/ICE/projects/wasp.html>
8. Murray, R., Li, Z., Sastry, S.: A mathematical introduction to robotic manipulation. CRC (1994)
9. Raytheon Company: SilentEyes Micro Unmanned Aerial Vehicle (2004). URL <http://raytheon.mediaroom.com/index.php?s=43&item=53&pagetemplate=release>
10. Smith, T.R., McCoy, E., Krasinski, M., Limaye, S., Shook, L., Uhelsky, F., Graham, W.: Ballute and parachute decelerators for FASMQuickLook uav. In: AIAA (ed.) Proceedings of Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Monterey, USA (2003)
11. Werely, N.M., Pines, D.J.: Feasibility study of a smart submunition: Deployment from a conventional weapon. Tech. Rep. ARL-CR-0475, Army Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground (2001)

Annexe C

Stabilité de Lyapunov

La stabilité au sens de LYAPUNOV traduit une constatation élémentaire : si l'énergie totale d'un système se dissipe continument alors ce système tend à se ramener à un état d'équilibre. La *méthode directe* consiste donc à générer une fonction scalaire du vecteur d'état du système, de type énergétique, qui admet une dérivée temporelle négative, ce que Lyapunov a traduit sous la forme d'un ensemble de théorèmes construits sur un schéma constant :

“ S'il existe une fonction de l'état $W : R^n \rightarrow R$ satisfaisant certaines conditions sur W et \dot{W} , alors les trajectoires du système satisfont certaines propriétés recherchées. ”

Ces théorèmes offrent une alternative à la résolution des équations différentielles décrivant le comportement du système - dont les solutions décrivent les trajectoires - pour conclure à sa stabilité, ou à son instabilité, et donner une estimation de la vitesse de convergence dans le premier cas. L'asservissement d'un système autour d'un point de fonctionnement instable en boucle ouverte va donc logiquement consister à trouver une loi de commande modifiant la dynamique du système de manière à rendre négative la dérivée d'une *fonction candidate de Lyapunov*, choisie définie positive afin de remplir la première hypothèse du théorème. Généralement, un choix judicieux de fonction candidate permettra de parvenir à un résultat intéressant au point de vue de l'étendue du domaine stabilisé et de la rapidité de la convergence induite par la loi de commande déduite de l'étude de la fonction de Lyapunov.

Les variations les plus connues du théorème sont les suivantes :

Stabilité bornée : Considérons le système dynamique non linéaire $(S) : \dot{x} = f(x)$. S'il existe une fonction définie positive et continument dérivable $W(x)$ de l'état qui vérifie les conditions suivantes dans une boule $\Omega \in R^n$ (n dimension de l'état) :

$$\begin{cases} W(0) = 0 \\ W(x) > 0 \forall x \in (\Omega \setminus 0) \\ \dot{W}(x) \leq 0 \forall x \in (\Omega \setminus 0) \end{cases}$$

Alors si $x(0) \in \Omega$ toutes les trajectoires du système, décrites par les solutions de S, sont bornées, c'est-à-dire que sur chacune $\forall t \geq 0, x(t) \in \Omega$.

Notons que ce théorème implique également que chaque sous-ensemble $\{z | W(z) \leq W(x(0))\} \subseteq \Omega$ est stable.

Stabilité asymptotique : Si, dans le cadre des hypothèses précédentes, la dernière condition est renforcée par une définition strictement négative de $\dot{W} : \dot{W}(x) < 0 \forall x \in (\Omega \setminus 0)$, la convergence est asymptotique : toute trajectoire de $\dot{x} = f(x)$ converge vers 0 lorsque $t \rightarrow \infty$.

Stabilité exponentielle : Si, toujours dans le cadre des hypothèses précédentes, on renforce encore la dernière condition en vérifiant $\forall x \in (\Omega \setminus 0), \exists \alpha > 0 | \dot{W}(x) \leq -\alpha W(x)$, alors on s'assure que la convergence est exponentielle :

Pour toute trajectoire de $S, \exists M | \forall t \geq 0, \|x(t)\| < M e^{-\frac{\alpha t}{2}} \|x(0)\|$

Stabilité globale : dans tous les cas précédents, si en plus des hypothèses correspondantes, on a $\Omega = R^n$, la convergence est assurée quel que soit l'état initial. On parle alors de systèmes *Globalement Asymptotiquement Stables* (GAS) ou *Globalement Exponentiellement Stables* (GES).

Annexe D

Publications

Revue internationale avec comité de lecture

C. Chauffaut, J. Escareno, and R. Lozano, “The Transition Phase of a Gun-Launched Micro Air Vehicle” *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, vol. 70, pp. 119–131, Apr. 2013. Projet ANR Démonstrateur GLMAV.

Conférences internationales avec comité de lecture

C. Chauffaut, E.-S. Espinoza Quesada, J. Escareno, and R. Lozano, “Towards Gun and Aircraft-Launched MAVs : Embedded Flight Control System,” in *Embedded Systems, Computational Intelligence and Telematics in Control*, (Würzburg, Allemagne), pp. 260–265, Apr. 2012.

J. Escareno, L.-R. Garcia Carrillo, **C. Chauffaut**, R. Lozano, and V. Santibanez, “Nonholomic like corridor navigation of a quad-rotor mav using optical flow,” in *Embedded Systems, Computational Intelligence and Telematics in Control*, (Würzburg, Allemagne), pp. 248–253, Apr 2012.

C. Chauffaut, J. Escareno, and R. Lozano, “The Transition Phase of a Gun-Launched Micro Air Vehicle,” in *International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS’12)*, (Philadelphie, États-Unis), 2012.

V. Gassmann, A. Drouot, **C. Chauffaut**, E. Roussel, S. Changey, P. Gnemmi, E. Richard, M. Boutayeb, and R. Lozano, “Control of a gun launched MAV for scene observation,” in *2nd Workshop on Research, Education and Development of Unmanned Aerial Systems, RED-UAS 2013*, (Compiègne, France), Nov. 2013.

Conférences nationales

P. Gnemmi, S. Changey, E. Roussel, K. Meder, C. Rey, L. Bernard, B. Grandvallet, **C. Chauffaut**, 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 *6ème Workshop Interdisciplinaire sur la Sécurité Globale, WISG’12*, (Troyes, France), 2012.

P. Gnemmi, S. Changey, C. Rey, E. Roussel, K. Meder, N. Metzger, S. Schertzer, E. Pécheur, A. Drouot, **C. Chauffaut**, R. Siryani, C. Berner, L. Bernard, P. Wey, B. Martinez, M. Boutayeb, and R. Lozano, “Conception et réalisation d’un démonstrateur pour un système hybride projectile/drone miniature - État des travaux après 32 mois,” in *7ème Workshop Interdisciplinaire sur la Sécurité Globale, WISG’13*, (Troyes, France), 2013.

Bibliographie

- [1] K. Valavanis, *Advances in Unmanned Aerial Vehicles : State of the Art and the Road to Autonomy*, ser. International series on intelligent systems, control and automation : science and engineering. Springer-Verlag, 2008, vol. 33. [Online]. Available : <http://www.springer.com/mathematics/applications/book/978-1-4020-6113-4>
- [2] K. Nonami, F. Kendoul, S. Suzuki, W. Wang, and D. Nakazawa, *Autonomous Flying Robots : Unmanned Aerial Vehicles and Micro Aerial Vehicles*. Springer-Verlag, 2010. [Online]. Available : <http://www.springer.com/engineering/robotics/book/978-4-431-53855-4>
- [3] R. Lozano, Ed., *Unmanned Aerial Vehicles : Embedded Control*, ser. ISTE. Wiley, 2010. [Online]. Available : <http://eu.wiley.com/WileyCDA/WileyTitle/productCd-1848211279.html>
- [4] K. Valavanis and G. Vachtsevanos, Eds., *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*. Springer-Verlag, 2014. [Online]. Available : <http://www.springer.com/engineering/robotics/book/978-90-481-9706-4>
- [5] Legislation française. Arrêté du 11 avril 2012 - article 4. [Online]. Available : http://www.legifrance.gouv.fr/affichTexteArticle.do;jsessionid=ED716F22D11317130B07846052FC5D3F.tpdjo14v_1?idArticle=LEGIARTI000025860165&cidTexte=LEGITEXT000025860151&dateTexte=20140210
- [6] D. Casbeer, R. Beard, T. McLain, S.-M. Li, and R. Mehra, “Forest fire monitoring with multiple small uavs,” in *American Control Conference, 2005. Proceedings of the 2005*, June 2005, pp. 3530–3535 vol. 5.
- [7] A. Ryan and J. Hedrick, “A mode-switching path planner for uav-assisted search and rescue,” in *Decision and Control, 2005 and 2005 European Control Conference. CDC-ECC '05. 44th IEEE Conference on*, Dec 2005, pp. 1471–1476.
- [8] A. Puri, K. Valavanis, and M. Kontitsis, “Statistical profile generation for traffic monitoring using real-time uav based video data,” in *Control Automation, 2007. MED '07. Mediterranean Conference on*, June 2007, pp. 1–6.
- [9] J. Berni, P. Zarco-Tejada, L. Suarez, and E. Fereres, “Thermal and narrowband multispectral remote sensing for vegetation monitoring from an unmanned aerial vehicle,” *Geoscience and Remote Sensing, IEEE Transactions on*, vol. 47, no. 3, pp. 722–738, March 2009.

- [10] R. Beard, T. McLain, D. Nelson, D. Kingston, and D. Johanson, “Decentralized cooperative aerial surveillance using fixed-wing miniature uavs,” *Proceedings of the IEEE*, vol. 94, no. 7, pp. 1306–1324, July 2006.
- [11] Wikipedia. U.s. military uav tier system. [Online]. Available : http://en.wikipedia.org/wiki/U.S._Military_UAV_tier_system
- [12] Joint Air Power Competence Centre, “Strategic Concep of Employment for Unmanned Aircraft Systems in NATO,” Joint Air Power Competence Centre, Tech. Rep., 2010. [Online]. Available : http://www.japcc.org/publications/report/Report/UAS_CONEMP.pdf
- [13] UK Civil Aviation Authority. Basic principles of Unmanned Aircraft. [Online]. Available : <http://www.caa.co.uk/default.aspx?catid=1995&pagetype=90&pageid=11185>
- [14] Northrop Grumman. Global hawk. [Online]. Available : <http://www.northropgrumman.com/Capabilities/GlobalHawk/Pages/default.aspx>
- [15] Boeing. Phantom Eye. [Online]. Available : http://www.boeing.com/boeing/bds/phantom_works/phantom_eye.page
- [16] Israel Aircraft Industries. Heron tp. [Online]. Available : <http://www.iai.co.il/2013/18900-37204-en/IAI.aspx>
- [17] General Atomics. Predator. [Online]. Available : <http://www.ga-asi.com/products/aircraft/predator.php>
- [18] Dassault Aviation. neuron. [Online]. Available : <http://www.dassault-aviation.com/fr/defense/neuron/introduction/>
- [19] AeroVironment, Inc. Raven. [Online]. Available : http://www.avinc.com/uas/small_uas/raven/
- [20] Ascending Technologies. Falcon 8. [Online]. Available : <http://www.asctec.de/uav-applications/aerial-imaging/asctec-falcon-8/asctec-falcon-8/>
- [21] AeroVironment, Inc. Nano hummingbird. [Online]. Available : <https://www.avinc.com/nano>
- [22] G. C. H. E. de Croon, M. A. Groen, C. D. Wagter, B. Remes, R. Ruijsink, and B. W. van Oudheusden, “Design, aerodynamics and autonomy of the delfly,” *Bioinspiration & Biomimetics*, vol. 7, no. 2, p. 025003, 2012. [Online]. Available : <http://stacks.iop.org/1748-3190/7/i=2/a=025003>
- [23] K. Y. Ma, P. Chirarattananon, S. B. Fuller, and R. J. Wood, “Controlled flight of a biologically inspired, insect-scale robot,” *Science*, vol. 340, no. 6132, pp. 603–607, 2013. [Online]. Available : <http://www.sciencemag.org/content/340/6132/603.abstract>
- [24] J.-M. Pfimlin, “Commande d’un minidrone à hélice carénée : de la stabilisation dans le vent à la navigation autonome,” Ph.D. dissertation, École Nationale Supérieure de l’Aéronautique et de l’Espace, 2006.
- [25] I. Tjin, “Fantail flight controller design and flight testing,” in *RSAF Aerospace Technology Seminar*, Singapore, 2007.

-
- [26] D. Poinso, "Commande d'un drone en vue de la conversion vol rapide - vol stationnaire," Ph.D. dissertation, Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace, 2008.
- [27] ISL. Grenade de reconnaissance optique. [Online]. Available : <http://optronique.net/defense/systeme/imagerie/grenade-de-reconnaissance-optique>
- [28] E. Sommer, L. Bernard, C. Bissel, E. Junod, J. Kreitz, R. Meyer, and D. Schmoltzi, "Videogranate für aufklärung aufgaben im städtekampf," ISL, Rapport technique ISL-RV 216/2006, 2006.
- [29] E. Sommer, L. Bernard, C. Berner, D. Bidino, M. Brökelmann, E. Junod, D. Klatt, J. Kreitz, A. Lenz, F. Leopold, and D. Schmoltzi, "Videogranate für aufklärung aufgaben im städtekampf," ISL, Rapport technique ISL-RV 233/2007, 2007.
- [30] Singapore Technologies Engineering. (2014) Soldier Parachute Aerial Reconnaissance Camera System (SPARCS). [Online]. Available : <http://www.stengg.com/products-solutions/products/40mm-soldier-parachute-aerial-reconnaissance-camera-system-%28sparcs%29>
- [31] AMTEC Less-Lethal Systems. (2014) HUNTIR - Projectile-Delivered Camera. [Online]. Available : <http://www.lesslethal.com/index.php?page=huntir>
- [32] MIT. (1998) Wide Area Surveillance Projectile. [Online]. Available : <http://web.mit.edu/aeroastro/www/labs/ICE/projects/wasp.html>
- [33] T. R. Smith, E. McCoy, M. Krasinski, S. Limaye, L. Shook, F. Uhelsky, and W. Graham, "Ballute and parachute decelerators for FASMQuickLook uav," in *Proceedings of Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar*, AIAA, Ed., Monterey, USA, 2003.
- [34] AeroVironment, Inc. (2011) Switchblade. [Online]. Available : <http://www.avinc.com/uas/adc/switchblade/>
- [35] BAE Systems. (2010) Coyote Unmanned Aircraft System. [Online]. Available : http://www.baesystems.com/Newsroom/NewsReleases/2010/autoGen_110019163057.html
- [36] Bird Aerospace LLC. Bird's Eye. [Online]. Available : <http://www.birduas.com/deployment.html>
- [37] N. M. Werely and D. J. Pines, "Feasibility study of a smart submunition : Deployment from a conventional weapon," Army Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, Tech. Rep. ARL-CR-0475, 2001.
- [38] Lite Machines Corporations. (2011) Voyeur uav. [Online]. Available : http://www.litemachines.com/index_files/Page293.htm
- [39] J. Haverinen and A. Kemppainen, "Global indoor self-localization based on the ambient magnetic field," *Robotics and Autonomous Systems*, vol. 57, no. 10, pp. 1028 – 1035, 2009, 5th International Conference on Computational Intelligence, Robotics and Autonomous Systems (5th CIRAS). [Online]. Available : <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0921889009001092>
- [40] 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*, Toronto, Canada, 2010.
- [41] P. Gnemmi, E. Spieser, B. Martinez, C. Rey, J. Juncker, and E. Roussel, “Mesures en souffleries pour la phase transitoire du glmav,” ISL, Rapport technique ISL-CR/FV 530/2013, 2013.
- [42] A. Drouot, “Stratégies de commande pour la navigation autonome d’un drone projectile miniature,” THESE, Université de Lorraine, Dec. 2013. [Online]. Available : <http://tel.archives-ouvertes.fr/tel-00921953>
- [43] A. Drouot, E. Richard, M. Boutayeb, M. Zasadzinski, and A. Zemouche, “Adaptive output tracking control design of a gun launched micro aerial vehicle based on approximate feedback linearization,” in *12th European Control Conference, ECC’13*, Zürich, Suisse, Jul. 2013, p. CDROM. [Online]. Available : <http://hal.archives-ouvertes.fr/hal-00800518>
- [44] A. Drouot, E. Richard, and M. Boutayeb, “Hierarchical backstepping-based control of a gun launched MAV in crosswinds : theory and experiment,” *Control Engineering Practice*, vol. 25, pp. 16–25, Apr. 2014. [Online]. Available : <http://hal.archives-ouvertes.fr/hal-00933564>
- [45] R. Lozano and B. Brogliato, “Adaptive control of robot manipulators with flexible joints,” *Automatic Control, IEEE Transactions on*, vol. 37, no. 2, pp. 174–181, Feb 1992.
- [46] P. Kokotovic, “The joy of feedback : nonlinear and adaptive,” *Control Systems, IEEE*, vol. 12, no. 3, pp. 7–17, June 1992.
- [47] O. Härkegård, “Backstepping and control allocation with applications to flight control,” Linköping Studies in Science and Technology. Thesis No 820, Department of Electrical Engineering, Linköping University, SE-581 83 Linköping, Sweden, May 2003.
- [48] R. Murray, Z. Li, and S. Sastry, *A mathematical introduction to robotic manipulation*. CRC, 1994.
- [49] N. Guenard, T. Hamel, and V. Moreau, “Dynamic modeling and intuitive control strategy for an x4-flyer,” in *Control and Automation, 2005. ICCA’05. International Conference on*, vol. 1. IEEE, 2005, pp. 141–146.
- [50] E. Roussel, “Etude, développement et intégration de l’électronique embarquée d’un drone lancé par tube dédié,” Master’s thesis, INSA de Strasbourg, 2010.
- [51] S. Changey, “Modélisation et estimation par filtrage non linéaire, de l’attitude d’un projectile à partir de magnétomètres,” Ph.D. dissertation, ISL, 2005.

Résumé

La motivation qui a initié le projet de recherche ANR « Démonstrateur Gun Launched Micro Air Vehicle » est le besoin d'avoir un engin portatif qui permettrait d'obtenir rapidement des images d'une zone d'intérêt située à quelques centaines de mètres, avec la possibilité de pouvoir observer l'intérieur des bâtiments à travers leurs fenêtres ou en allant les explorer directement. Pour répondre à ce besoin, l'Institut franco-allemand de recherche de St Louis a eu l'idée de lancer un minidrone hélicoptère avec un canon. Le GLMAV, sous la forme d'un projectile, est lancé à partir d'un tube portable à une distance de 500 m et une altitude de 100 m, où il pourra commencer à transmettre des images de la zone à observer. L'utilisation d'un système hybride projectile/minidrone a deux principaux avantages : cela permet d'augmenter l'autonomie du drone, et les premières images de la zone d'intérêt sont obtenues très rapidement. Au cours de cette thèse, nous nous sommes intéressés à la phase de transition, passer d'un projectile à un minihélicoptère. Un modèle aérodynamique détaillé du GLMAV a été obtenu sur toute son enveloppe de vol. En prenant en compte les difficultés rencontrées lors de la phase de transition (perturbations des capteurs dues à l'accélération de 2500g au lancement, conditions initiales variables), nous avons développé une stratégie de commande, et une loi de commande en vitesse basée sur la technique du backstepping. Cette stratégie de commande a été validée en simulation. La loi de commande en orientation a été validée sur le prototype du GLMAV. Des travaux sur le flux optique, pour obtenir les vitesses latérales, ont été commencés.

Mots-clés: stabilisation d'un drone miniature, modélisation d'un hélicoptère, commande temps réel embarqué.

Abstract

The motivation that initiated the ANR research project “ Démonstrateur Gun Launched Micro Air Vehicle ” is the need to have a portable system which would permit to quickly obtain images of an zone of interest placed at some hundred of meters, with the possibility to observe inside buildings either by their windows or by going inside them. To answer this need, the French-German Research Institute of St Louis got the idea of using a gun launched rotorcraft-MAV. The GLMAV, in its projectile form, is launched from a portable launching tube to a distance of 500m and a height of 100m, where it will collect and transmit visual information from the scene. The use of a projectile/rotorcraft-MAV hybrid system has two main advantages : it allows extending the MAV range, and the first images of the interest zone are obtained very quickly. During this PhD, we studied the transition phase, the passage from a projectile to a rotorcraft-MAV. A detailed aerodynamic model of the GLMAV has been obtained over his whole flight envelope. Taking into account the difficulties encountered during the transition phase (perturbation of the sensors caused by the 2500g acceleration at the launch, varying initial conditions), we developed a control strategy, and a velocity control law based on the backstepping methodology. This control strategy has been validated in simulation. The attitude control law has been validated on the GLMAV prototype. Studies on optical flow, to obtain the lateral velocities of the GLMAV, have been started.

Keywords: stabilization of a MAV, modeling of a small helicopter, embedded real time control.

