



Université ABBES LAGHROUR Khenchela  
Faculté des Sciences et de la Technologie  
Département de Génie Industriel  
جامعة عباس لغرور خنشلة  
كلية العلوم والتكنولوجيا  
قسم الهندسة الصناعية



N° Série : .....

## Mémoire de fin d'étude

*Pour l'obtention du diplôme de Master*

Filière : Electrotechnique

Spécialité : Commandes Electriques

Présenté par

**BOUDOUHA HAMZA & RAHALI SEIF EDDINNE**

### THEME

Stabilisation d'attitude du Quadrotor avec  
perturbation : Simulation et expérimentation

*Soutenu le :*

*devant la commission d'examen composée de :*

*Mr CHAIBA AZZEDINE*

*Grade : Pr à L'Université Abbes Laghrou de Khenchela Président*

*Mr MOKHTARI KHALIL*

*Grade : MAB à L'Université Abbes Laghrou de Khenchela Encadrant*

*Mr BEDDIAF YASSINE*

*Grade : MCA à L'Université Abbes Laghrou de Khenchela Examineur*

*Promotion 2020/2021*

*A mes parents*

*A mes amis*

# Remerciements

Ces remerciements s'adressent à nos familles papa et mama qui nous ont toujours aidée et encourager durant nos longues années d'étude.

Nous voudrions dans un premier temps remercier, mon directeur de mémoire M. MOKHTARI Khalil, docteur à l'université Abbas Laghrour de Khenchela, pour sa patience, sa disponibilité et surtout ses judicieux conseils, qui ont contribué à alimenter ma réflexion.

Nos remerciements à tous les membres du jury, qui nous ont fait l'honneur d'étudier attentivement notre travail.

Je dédie ce travail à mes enfant Aya et Abdelmoudjib, à ma femme et mes amis proches surtout Med Taher Kafi

A tous nos amis, collègues d'études et de travail, et à tous ceux qui m'aiment et ceux que j'aime.

# Résumé

Dans ce mémoire, nous avons traité la modélisation et la commande d'un Quadrirotor. Le modèle mathématique a été développé par le formalisme de Newton-Euler. Une technique de commandes PID a été introduit dont l'objectif était de stabiliser et de commander le Quadrirotor en présence de perturbations externes. Des simulations numériques sont présentées afin de montrer l'efficacité du contrôleur proposé. Une validation expérimentale à travers un banc d'essai Quadrirotor est donnée afin de confirmer les résultats théoriques rapportés.

# Abstract

In this thesis, we have dealt with the modeling and control of a Quadrotor. The mathematical model has been developed by the Newton-Euler formalism. A PID control technique has been introduced to stabilize and control the Quadrotor in the presence of external disturbances. Numerical simulations are presented to show the efficiency of the proposed controller. An experimental validation through a Quadrotor test bench is given to confirm the theoretical results reported.

# Contents

<b>Abstract</b>	<b>i</b>
<b>Liste des Figures</b>	<b>v</b>
<b>Liste des Tableaux</b>	<b>vii</b>
<b>Notations</b>	<b>1</b>
<b>Introduction générale</b>	<b>3</b>
<b>1 Généralité sur les drones</b>	<b>5</b>
1.1 Introduction . . . . .	5
1.2 Définition d'un drone . . . . .	5
1.3 Classification des drones . . . . .	6
1.3.1 Les mini et micros drones . . . . .	6
1.3.2 Les drones tactiques . . . . .	6
1.3.3 Les drones stratégiques à (haute endurance) . . . . .	7
1.4 Les quadrirotors . . . . .	7
1.4.1 Quadrirotor existant . . . . .	8
1.5 Applications de Quadrirotor . . . . .	12
1.6 Avantage et inconvénients . . . . .	13
1.6.1 Avantage . . . . .	13
1.6.2 Inconvénients . . . . .	14
1.7 Conclusion . . . . .	14
<b>2 Modélisation du quadrirotor</b>	<b>15</b>
2.1 Introduction . . . . .	15
2.2 Description générale du quadrirotor . . . . .	15
2.3 Les mouvements du quadrirotor . . . . .	16
2.3.1 Mouvement vertical . . . . .	16
2.3.2 Mouvement de roulis . . . . .	17
2.3.3 Mouvement de tangage . . . . .	17
2.3.4 Mouvement de lacet . . . . .	18
2.3.5 Mouvements de translation . . . . .	18
2.4 Modèle du quadrirotor . . . . .	19
2.4.1 Angles d'Euler . . . . .	19
2.4.2 Vitesses angulaires . . . . .	20

2.4.3	Vitesses linéaires . . . . .	20
2.4.4	Effets physiques agissants sur le quadrirotor . . . . .	21
2.4.5	Développement du Modèle mathématique selon Newton-Euler . . . . .	22
2.4.6	La dynamique des rotors . . . . .	25
2.5	Simulations en boucle ouvert d'un quadrotor . . . . .	26
2.6	Conclusion . . . . .	27
<b>3</b>	<b>Conception du contrôleur PID</b>	<b>28</b>
3.1	Un bref aperçu du contrôleur PID . . . . .	28
3.1.1	Principe du PID . . . . .	28
3.1.2	Action proportionnelle . . . . .	28
3.1.3	Action intégrale . . . . .	28
3.1.4	Action dérivée . . . . .	29
3.1.5	Action PID . . . . .	29
3.1.6	Résultats de la simulation du contrôleur PID . . . . .	31
3.2	Conclusion . . . . .	34
<b>4</b>	<b>Validation expérimentale du contrôleurs PID</b>	<b>35</b>
4.1	Introduction . . . . .	35
4.2	Présentation du banc d'essai . . . . .	35
4.3	Validation expérimentale du contrôleur PID . . . . .	36
4.4	Conclusion . . . . .	39
	<b>Conclusion générale</b>	<b>40</b>

# Liste des Figures

1.1	La forme de mini drone et micro drone . . . . .	6
1.2	La forme de drone tactique à voile fixe ou tournante . . . . .	6
1.3	La forme des drones MALE et HALE . . . . .	7
1.4	L'appareil no 2 d'OEhmichen, Pascal Brisset Tirée de Pascal Brisset et Antoine Drouin . . . . .	8
1.5	le Quadrirotor de Pascal Brisset et bothezat . . . . .	8
1.6	Gyroplane No.1.(la source <a href="http://www.terpconnect.umd.edu">www.terpconnect.umd.edu</a> ) . . . . .	9
1.7	Gyroplane No.1.(Oehimchen No .2. (la source : <a href="http://www.heli4.com">www.heli4.com.</a> ) . . . . .	9
1.8	Convertawings Modèle A. (la source : <a href="http://www.aviastar.org">www.aviastar.org.</a> ) . . . . .	9
1.9	Gurtiss-Wright VZ-7 (gauche) et X-19 (droite). (la source : <a href="http://www.aviastar.org">www.aviastar.org.</a> ) . . . . .	9
1.10	Draganflyer X4-P (la source : <a href="http://www.draganfly.com">www.draganfly.com</a> ) . . . . .	10
1.11	Batterie lithium-polymère à 4 cellules de 2700mAh. (la source : <a href="http://www.draganfly.com">www.draganfly.com</a> ) . . . . .	10
1.12	Asc Tec (a) Falcon. (b) Pélican. (c) Luciole. (d) Colibri. . . . .	10
1.13	AR. drone. (la source : <a href="http://www.ardone2.parrot.com">www.ardone2.parrot.com.</a> ) . . . . .	11
1.14	Phantom. (la source : <a href="http://www.dji-innovations.com">www.dji-innovations.com.</a> ) . . . . .	11
1.15	Gaui 330 X (à gauche) et 500x (à droite) .(source : <a href="http://www.gauicom.tw">www.gauicom.tw.</a> ) . . . . .	11
1.16	ANU X4 . . . . .	12
1.17	EPFL OS4 [2] . . . . .	12
1.18	le Quadrirotor . . . . .	13
2.1	Structure générale d'un quadrirotor. . . . .	16
2.2	Illustration du mouvement vertical . . . . .	17
2.3	Illustration du mouvement de roulis. . . . .	17
2.4	Illustration du mouvement de tangage. . . . .	18
2.5	Illustration du mouvement de lacet. . . . .	18
2.6	Illustration du mouvement de translation. . . . .	19
2.7	Mouvement de roulis $\phi$ et sa reference $\psi_d$ . . . . .	26
2.8	Mouvement de tangage $\theta$ et sa reference $\phi_d$ . . . . .	26
2.9	Mouvement de lacet $\psi$ et sa reference $\psi_d$ . . . . .	27
3.1	Structure parallèle d'un régulateur PID. . . . .	29
3.2	Structure du régulateur PID pour l'angle de Roulis . . . . .	30
3.3	Structure du régulateur PID pour l'angle de tangage . . . . .	30
3.4	Structure du régulateur PID pour l'angle de lacet . . . . .	30
3.5	Mouvement de lacet, roulis et tangage . . . . .	32

3.6	Erreurs en degré . . . . .	32
3.7	Signaux de commandes . . . . .	32
3.8	Mouvement de lacet, roulis et tangage . . . . .	33
3.9	Erreurs en degré . . . . .	33
3.10	Signaux de commandes . . . . .	34
4.1	Pixhawk 2 mounting . . . . .	37
4.2	Le banc d'essai Quadrotor équipé du pilote automatique Pixhawk [23] . . . . .	37
4.3	Resultats experimentales des angles $\phi$ et $\theta$ en présence de perturbations et des mouvements aléatoires. . . . .	38
4.4	Erreurs et signaux de commandes experimentales . . . . .	39

# Liste des Tableaux

- 3.1 Paramètres du Quadrirotor . . . . . 31
- 3.2 Paramètres du PID . . . . . 31
  
- 4.1 Paramètres expérimentales du PID . . . . . 38

# Nomenclature

## Notations

- $\mathbb{F}$  denote the field of real numbers.
- $\Omega$  Vitesse de rotation dans le repère fixe .
- $v$  Vitesse linéaire dans le repère fixe
- $\mathbb{R}$  Matrice de rotation
- $\mathbb{T}$  Matrice de transformation
- $\varepsilon$  Vecteur de position
- $\phi$  Angle de roulis
- $\theta$  Angle de tangage
- $\psi$  Angle de lacet
- $\omega$  Vitesse de rotation de moteur
- $\omega_d$  Vitesse de rotation désirée des moteurs
- $\omega$  Erreur entre  $\omega$  et  $\omega_d$
- $\tau$  Couple d'entrée des moteurs
- $u$  La commande
- $x$  Variable d'état
- $x_d$  Etat désiré
- $e$  Erreur de poursuite
- $t$  Variable de temps
- $V$  Fonction de Lyapunov
- $y$  Variable de sortie
- $y_r$  Trajectoire désirée
- $d_\theta$  Perturbation sur l'angles de tangage.

- $d_\phi$  Perturbation sur l'angles de roulis.
- $d_\psi$  Perturbation sur l'angles de lacet.

### **Acronyms / Abbreviations**

- UAV Unmanned Aerial Vehicles
- VTOL Vertical Take off and Landing
- PID proportionne intégral dérivé
- DDL degré deliberté
- AR Drone Augmented Reality Drone (Drone de réalité augmentée)
- DC Direct current (Courant continue)
- LiPo Lithium Polymer
- GUI Graphic User Interface (Interface Utilisateur Graphique)
- OSP Open Source Project (Projets Open Source)

# Introduction générale

Ce travail de mémoire porte sur l'étude d'un véhicule aérien sans pilote (UAV) à décollage et atterrissage verticaux (VTOL). La structure proposée est un hélicoptère à quatre hélices appelé quadrirotor.

Ces dernières années, un intérêt croissant s'est manifesté pour la robotique. En effet, plusieurs industries (automobile, médical, manufacturier, spatial, ...), ont besoin de robots pour remplacer les hommes dans des situations dangereuses, ennuyeuses ou onéreuses. Un large volet de ces recherches est consacré à la plateforme aérienne.

Plusieurs structures et configurations ont été développées pour permettre des mouvements 3D. Par exemple, il existe des dirigeables, des avions à voilure fixe, des hélicoptères à rotor unique, des prototypes ressemblant à des oiseaux, des quadrirotors, ...etc. Chacun d'eux a des avantages et des inconvénients. L'exigence de décollage et d'atterrissage verticaux (VTOL) de ce projet exclut certains des configurations précédentes. Cependant, les plates-formes qui présentent cette caractéristique ont une capacité unique de vol vertical, stationnaire et à basse vitesse. L'architecture quadrirotor a été choisie pour cette étude pour sa faible dimension, sa bonne maniabilité, sa mécanique simple et sa capacité de charge utile. Comme principal inconvénient, on peut mentionner la forte consommation d'énergie. Cependant, les résultats des échanges sont très positifs.

Cette structure peut être intéressante dans plusieurs applications, notamment pour la surveillance, l'imagerie, les environnements dangereux, la navigation intérieure et la cartographie. Les objectifs de cette mémoire sont la modélisation du système, l'évaluation des algorithmes de contrôle, la conception du simulateur et le développement d'une plate-forme réelle pour valider le contrôleur proposé.

Ce mémoire est structurée comme suit:

- Chapitre 1 présente des généralités sur les drones, son but est à la fois d'expliquer ce que sont les drones, leur classification et les différents drone existants, de démontrer leur potentiel considérable ainsi d'exposer les notions les plus élémentaires.
- Chapitre 2 est consacré à la modélisation dynamique du quadrotor, d'abord nous faisons une description de ce système, de point de vue structure générale. Puis, nous mettons en évidence la modélisation dynamique du quadrotor à travers le formalisme de Newton-Euler.
- Chapitre 3 présente les fondements théoriques de la techniques de commande PID, puis, l'application de la lois de commandes PID sur le quadrirotor en considérant les perturbations externes.

- Chapitre 4 est consacré à la validation expérimentale de la commande PID à l'aide d'un banc d'essai quadrirotor.

Enfin, nous terminons ce travail par une conclusion générale.

# Chapitre 1

## Généralité sur les drones

### 1.1 Introduction

Un système sous-actionné est un système qui présente un nombre de degrés de liberté supérieur au nombre d'actionneurs, il évolue dans un domaine à trois dimensions (3D). Une réduction du nombre d'actionneurs peut être utile pour réduire la masse du système ainsi que son coût de fabrication. Parmi les Systèmes sous-actionnés, on peut citer par exemple, les hélicoptères, les robots Mobile [6]. Depuis une dizaine d'années, les avancées technologiques ont permis la conception et la construction de mini avions ou mini hélicoptères avec des capacités toujours plus développées pour réaliser des vols autonomes. Ces appareils sont connus sous le nom de drones. Le nombre d'industriels et d'universités qui s'intéressent aux drones ne cesse d'augmenter dû à ses applications tant civiles que militaires. Dans cette partie du document nous essayerons de donner un bref état de l'art sur les UAV d'une manière générale et les quadrotors en particulier.

### 1.2 Définition d'un drone

Un Drone ou UAV (Unmanned Aerial Vehicle) est un aéronef sans pilote humain à bord qui utilise les forces aérodynamiques pour produire un vol vertical. Il peut être piloté à distance, autonome ou semi autonome [9]. Il est susceptible d'emporter différentes charges utiles, le rendant capable d'effectuer des tâches spécifiques, pendant une durée de vol qui peut varier en fonction de ses capacités. Le mot drone qui signifie bourdon ou bourdonnement, est communément employé en Français en référence au bruit que font certains d'entre eux en volant. Son utilisation a d'abord été connue dans les applications militaires, comme la surveillance et la reconnaissance et comme plateforme de désignation de cible ou comme arme. Puis, plusieurs applications civiles sont devenues concurrentes, notamment dans l'observation des phénomènes naturels (Avalanches, volcans...), la pulvérisation des pesticides sur les surfaces agricoles, la surveillance de l'environnement (exemple : mesures de la pollution) et des réseaux routiers, la maintenance des infrastructures...etc [6]. Aujourd'hui, plusieurs modèles d'UAVs sont disponibles suivant leurs domaines d'application et la mission accordée. Parmi ces modèles, il y a les UAVs à ailes fixes, les UAVs à ailes battantes et les aéronefs à décollage et atterrissage vertical (à voilures tournantes) 'VTOL : Vertical Take off and Landing ', sur

lesquelles nous focalisons notre intérêt.

## 1.3 Classification des drones

### 1.3.1 Les mini et micros drones

Le mini drone est parfait pour débiter dans l'apprentissage du pilotage d'un véritable drone petit, léger, facilement transportable et pratiquement incassable, le mini-drone est le must du must pour s'entraîner dans des conditions réelles de vol [3]

Les micro-drones, dont les dimensions sont inférieures à 15 cm, pèsent environ 50 grammes, pour une vitesse de croisière de l'ordre de 50 Km/h, une autonomie d'une vingtaine de minutes et un rayon d'action d'une dizaine de kilomètres.



Figure 1.1: La forme de mini drone et micro drone

### 1.3.2 Les drones tactiques

Ayant un rayon d'action jusqu'à plus de cent kilomètres, leur poids peut largement dépasser la tonne. Ils nécessitent une empreinte logistique importante et parfois des installations aménagées. Leur endurance peut atteindre 8 heures et leurs charges utiles multifonctionnelles.



Figure 1.2: La forme de drone tactique à voilure fixe ou tournante

L'emploi de drones à hautes performances, spécifiquement conçus pour le combat, est envisagé au sein de véritables systèmes de combat mixtes, aux côtés des aéronefs de combat pilotés.

### 1.3.3 Les drones stratégiques à (haute endurance)

#### 1.3.3.1 Les drones MALE (Moyenne Altitude Longue Endurance)

L'altitude de vol est, pour cette catégorie, comprise entre 5000 et 12000 mètres, ce qui permet de parcourir jusqu'à 1000 km, à des vitesses relativement faibles, de 220 à 360 km/h (induites par des moteurs à pistons ou des turbopropulseurs). La masse peut cette fois atteindre 3,5 tonnes, et l'envergure est généralement comprise entre 10 et 20 mètres).

#### 1.3.3.2 Les drones HALE (Haute Altitude Longue Endurance)

On atteint dans cette catégorie les dimensions d'un avion civil (Airbus A320 par exemple) pour des autonomies de plusieurs milliers de kilomètres (10 000 km et plus) parcourues en volant largement au-dessus des trafics aériens courants, tant civils que militaires (jusqu'à 20000 m d'altitude). Les moteurs sont cette fois des turboréacteurs.



Figure 1.3: La forme des drones MALE et HALE

Dans ce mémoire on s'intéresse à un seul type des drones appelé le quadrirotor

## 1.4 Les quadrirotors

Le Quadrirotor est un système sous actionne (le nombre d'entrées de commande est inférieur au nombre de degrés de liberté), ce qui induit une grande difficulté dans la conception de la commande. L'apparition des quadrirotors remonte à janvier 1921. Et suite à un contrat engagé par l'armée américaine, C'est l'américain d'origine russe George de Bothezat qui fut le premier à faire voler un appareil Quadrirotor. Il réussit son premier vol en octobre 1922 et réalise un vol qui a duré une minute 42s à 1,8 m du sol le 18 décembre 1922. Le 19 janvier 1923, l'appareil emporte deux personnes à 1,2 m du sol. De nombreux vols furent effectués en

1923 mais l'appareil ne s'élèvera pas au-dessus de 5 mètres et l'armée mettra fin au contrat.

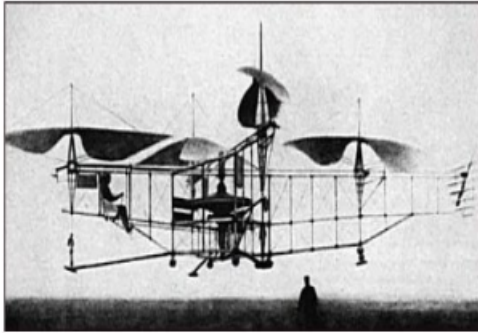


Figure 1.4: L'appareil no 2 d'Oehmichen, Pascal Brisset Tirée de Pascal Brisset et Antoine Drouin



Figure 1.5: le Quadrirotor de Pascal Brisset et bothezat

Plus tard en 1956, un quadrirotor appelé, en anglais, "Convertawings Model A" a été conçu à la fois pour l'usage militaire et civil. Le projet a pris fin en raison principalement de l'absence de la demande pour les avions.

De nos jours, il y a un projet appelé " Bell Boeing Quad Tilt rotor", développé par Bell et Boeing en tant que candidat au programme de l'armée américaine "Joint Heavy Lift programme", ayant quatre rotors il devrait être capable d'emporter 25 tonnes à 450 km/h sur une distance de 460 km, et atterrir verticalement comme un hélicoptère.

### 1.4.1 Quadrirotor existant

Dans cette section, nous mentionnerons brièvement les quadricoptères existants [13].

Le "Gyroplane No.1", l'un des premiers quadrotors pilotés, est construit par Louis et Jacques Breguet avec l'aide du professeur Charles Richet en 1907 en France (voir figure 1.6). Ce n'était pas un hélicoptère libre, ni contrôlable ni orientable. Mais c'était la première fois qu'un appareil à voilure tournante s'élevait dans les airs avec un pilote [13]. Dans les années 1920 en France, Étienne Oehmichen a conçu plusieurs quadrotors [79]. Le " Oehmichen No<sup>2</sup> " est probablement le premier hélicoptère fiable piloté (voir figure 1.7).

L'Américain George de Bothezat a construit le 'Convertawings Model A (voir figure 1.8), et le premier vol a eu lieu en 1956. C'était aussi le premier hélicoptère à quatre rotors qui a démontré un vol vers l'avant réussi [13].

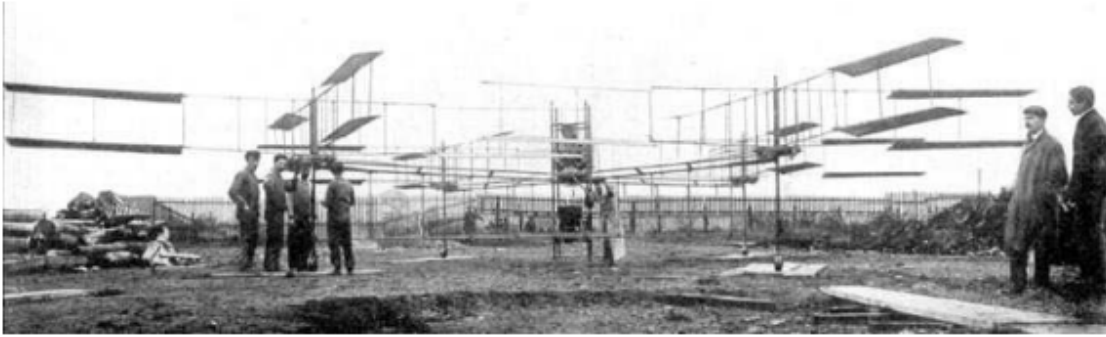


Figure 1.6: Gyroplane No.1.(la source [www.terpconnect.umd.edu](http://www.terpconnect.umd.edu))



Figure 1.7: Gyroplane No.1.(Oehimchen No .2.  
(la source : [www.heli4.com](http://www.heli4.com).)

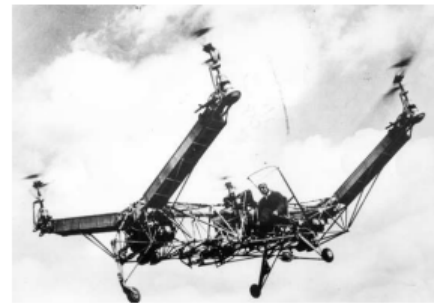


Figure 1.8: Convertawings Modèle A. (la source : [www.aviastar.org](http://www.aviastar.org).)



Figure 1.9: Gurtiss-Wright VZ-7 (gauche) et X-19 (droite). (la source : [www.aviastar.org](http://www.aviastar.org).)

Le "Curtiss-Wright VZ-7" a été conçu par la société Curtiss-Wright pour l'armée américaine en 1958 (voir figure 1.9). Il était contrôlé en changeant la poussée des quatre hélices [13]. En 1963, la société Curtiss-Wright a développé le X-19 pour l'armée de l'air américaine (voir Figure 1.9). Cependant, il a été détruit dans un crash en 1965, et le programme du X-19 a ensuite été annulé [13].

Au cours des dernières décennies, divers micro-drones ont été conçus pour des recherches scientifiques et des applications civiles. Il existe plusieurs quadrotors commercialisés avec succès.



Figure 1.10: Draganflyer X4-P (la source : [www.draganfly.com](http://www.draganfly.com))



Figure 1.11: Batterie lithium-polymère à 4 cellules de 2700mAh. (la source : [www.draganfly.com](http://www.draganfly.com))

tels que le Draganflyer, Asc Tec, AR.Drone, DJI Wookong, Gaii Quad flyer, etc.

Draganflyer Innovations Inc. a conçu plusieurs quadrotors "Draganflyer" depuis 1998 (voir Figure 1.10). Il existe plusieurs types de quadrotors : Draganflyer X4, X6 et X8. Ils sont construits à l'aide de fibres de carbone robustes, de pièces en nylon injecté remplies de verre et de moteurs électriques CC sans balais. Les dimensions des quadrotors sont d'environ 70cm de largeur, 70cm de longueur et 25cm de hauteur. Le poids avec batterie varie de 680 g à 1700 g. et la capacité de charge utile est de 250 g à 800 g. La capacité des batteries varie de 2700mAh à 5400mAh (voir figure 1.11) , ce qui permet à un quadrotor de voler environ 20 à 30 minutes sur une charge.

Ascending Technologies propose également plusieurs quadrotors et multicoptères depuis 1998 [13]. L'AscTec Flacon est conçu pour les enregistrements professionnels d'images et de vidéos. Les AscTec Firefly, Pelican et Hummingbird sont conçus pour différentes recherches scientifiques (voir figure 1.12).

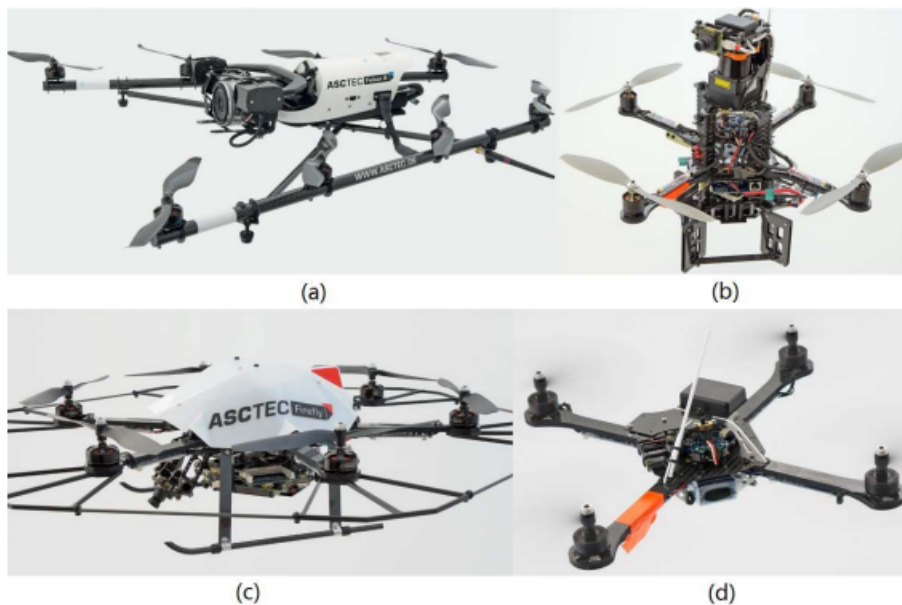


Figure 1.12: Asc Tec (a) Falcon. (b) Pélican. (c) Luciole. (d) Colibri.

Le Colibri est conçu pour des manœuvres de vol agressives et rapides. Son cadre robuste tolère les atterrissages difficiles et sa structure simple le rend facile à réparer. Les poids du Pélican et du Hummingbird avec batterie sont respectivement de 510g et 630g, et les charges utiles maximales sont de 200g et 650g. Le Hummingbird est équipé de quatre moteurs DC sans balais HACKER X-BL 52 s et d'une batterie Lithium Polymer (LiPo) 3 cellules 11.1" " V2100mAh qui permet au quadrotor de voler environ 20 minutes.

L'AR. Drone est produit par Parrot SA depuis 2010 (voir figure 1.13). Il est équipé de deux caméras HD embarquées et envoie des images en temps réel au contrôleur via le Wi-Fi. C'est un jouet quadrotor bien développé qui est contrôlé à distance par une application d'interface graphique conviviale sur iPhone, iPod touch ou iPad [13]. AR. Drone, nom complet "Augmented Reality Drone", est conçu pour les jeux vidéo et le divertissement à domicile. Son prix est inférieur à 300 euros. Il est équipé d'une batterie au lithium-polymère (LiPo) de 3 cellules 11.1V 1000mAh qui permet une durée de vol de 10 à 15 minutes.



Figure 1.13: AR. drone. (la source : [www.ardrone2.parrot.com](http://www.ardrone2.parrot.com).)



Figure 1.14: Phantom. (la source : [www.dji-innovations.com](http://www.dji-innovations.com).)



Figure 1.15: Gaii 330 X (à gauche) et 500x (à droite) .(source : [www.gaii.com.tw](http://www.gaii.com.tw).)

Le système comporte deux caméras, trois gyroscopes, trois accéléromètres, un sonar et deux microcontrôleurs.

DJI Innovations produit également des quadrotors, des multicoptères et des systèmes de pilotage automatique pour une utilisation commerciale et récréative. Le quadrotor Phantom a une dimension de 35cm de largeur, 35cm de longueur et 19cm de hauteur (voir Figure 1.14). Il est équipé d'une batterie lithium-polymère (LiPo) de 3 cellules 2200mAh qui permet au quadrotor de voler environ 10 à 15 minutes. *La méthode de contrôle n'est pas disponible pour le public.*

TSH Gaii Corporation se consacre à la production d'hélicoptères et de multicoptères depuis 1996. Elle a lancé les quadrotors 330X et 500X en 2010 (voir Figure 1.12). Les

quadrotors ont une largeur et une longueur de 33cm, et la charge utile maximale est de 700g à 2200g.

Il est équipé d'une batterie lithium-polymère (LiPo) à 2 cellules de 2000 mAh, et la durée de vol est d'environ 12 minutes. Il possède un système de stabilisation à trois axes GU-344 pour assurer la stabilité pendant le vol, mais, *la méthode de contrôle n'est pas disponible pour le public*.

De nombreux projets open-source (OSP) sont également développés sur les quadrotors, tels que Arducopter [15], Aeroquad [14], Openpilot [17], Paparazzi [16], Pixhawk [18], Mikrokopter [19], KK– multicopter [20], Multiwii [21], etc.

Les OSP utilisent des sites d'hébergement communautaire pour générer librement du code ou des schémas. Arducopter fournit un logiciel basé sur une interface utilisateur graphique (GUI) pour régler les gains de contrôle et afficher les informations de vol. Le projet Pixhawk dispose d'un équipement de vision par ordinateur développé par le groupe de vision par ordinateur de l'ETHZ. Mikrokopter est fourni par HiSystem GmbH en 2006. Il dispose d'un logiciel basé sur une interface graphique pour le réglage du gain et la surveillance de l'état de santé.

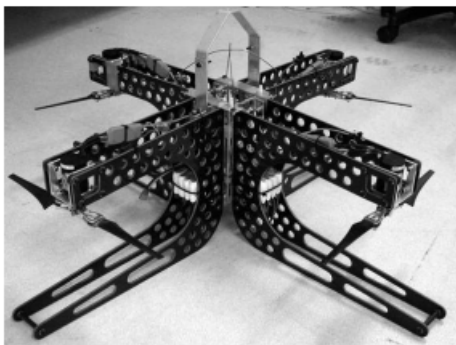


Figure 1.16: ANU X4



Figure 1.17: EPFL OS4 [2]

De nombreuses universités ont également développé leurs propres quadrirotors. L'Université nationale australienne a construit le modèle X4 depuis 2004 (voir figure 1.16).

L'EPFL (Ecole Polytechnique Fédérale de Lausanne) a conçu le 'OS4' depuis 2004 (voir Figure 1.17). Son poids est de 650 g. L'OS4 possède un mini PC embarqué pour l'évitement des obstacles, la communication et un DSP pour le contrôle d'attitude et d'altitude. Il possède trois gyroscopes, trois accéléromètres, cinq capteurs de distance et une caméra.

## 1.5 Applications de Quadrirotor

Par ses capacités à rester en vol stationnaire ou à évoluer selon des trajectoires complexes, le drone devient un outil privilégié utilisé pour : [6]

- Étude de l'atmosphère, des sols (géologie) et des océans.
- Incendie de forêts, avalanches.

- Surveillance des cultures et épandage agricole.
- Recherche et sauvetage (mer, montagnes, désert...etc).
- Largage de vivres et d'équipements de sauvetage en zone hostiles.
- Surveillance du trafic routier et du transport de matières dangereuses.
- La photographie: pour des prises de vue aériennes inédites (photographie d'art, documentaires, films)
- Les services de secours (police, sapeurs-pompiers et gendarmerie) afin de prendre des informations stratégiques sur des interventions en hauteur et délicates (exemples : feu de toiture, victime d'avalanche, etc ).
- Les topographes, géomètres, archéologues, et tous les corps de métiers nécessitant une prise de vue en hauteur sur un site.
- Recherche : Les quadrirotors sont très utiles pour tester et évaluer de nouvelles idées dans différents domaines.
- Militaire: Les quadrirotors sont utilisés pour les missions de surveillance et de reconnaissance par les forces armées et les forces de l'ordre, ainsi que pour les missions de recherche et de sauvetage.
- Livraison : Les drones quadrirotors sont employés pour acheminer des colis à leur destinataire.



Figure 1.18: le Quadrirotor

## 1.6 Avantage et inconvénients

### 1.6.1 Avantage

Parmi les avantages du quadrirotor, on peut citer [22]

- La rapidité de livraison en cas d'urgence, cette livraison extrême rapide serait un énorme avantage pour un client (que ce soit pour le travail, pour un loisir...etc).

- Taille réduite et manœuvrabilité permettent de se déplacer dans des environnements fermés ou ouverts en évitant les obstacles.
- Simplicité de la mécanique ce qui facilite la maintenance.
- Aucun embrayage n'est exigé entre le moteur et le rotor et aucune exigence sur l'angle d'attaque des rotors.
- Décollage et atterrissage verticaux.
- Commandé en variant seulement la vitesse de rotation des quatre moteurs
- Le drone aérien est une machine aéronautique beaucoup moins complexe que les avions ou les hélicoptères.
- Le drone est aussi composé d'une partie mécanique simple qui fait de lui un objet avec une simplicité de construction.

### 1.6.2 Inconvénients

Parmi les inconvénients du quadrirotor on peut citer :

- L'autonomie du drone est très faible.
- Le drone ne peut se déplacer que pendant 16 kilomètres avant qu'il ne soit besoin d'être rechargé
- La saturation d'espace dans l'air, imaginons que toutes les compagnies utilisent ce concept, l'espace aérien serait donc saturé.

## 1.7 Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons présenté les drones en générales et on a découvert que ce domaine très vaste se base sur la discipline de la robotique, il évolue rapidement, et les différentes catégories des drones existants prouve cette énorme évolution.

Dans le chapitre suivant nous allons procéder à la modélisation du Quadrirotor, ce qui nous permettra de mieux comprendre sa dynamique et ses mouvements de vols.

# Chapitre 2

## Modélisation du quadrirotor

### 2.1 Introduction

La modélisation consiste à utiliser des techniques permettant de disposer d'une représentation mathématique d'un système, plus cette présentation est détaillée plus elle traduit le comportement réel de ce système. Dans ce chapitre nous allons voir dans un premier temps une description générale sur le quadrirotor et ses mouvements possibles, puis la modélisation dynamique du Quadrirotor en utilisant l'approche de Newton-Euler tenant en compte les effets physiques qui affectent sa dynamique à savoir les effets aérodynamiques, la gravité, les effets gyroscopiques, les frottements et le moment d'inertie.

### 2.2 Description générale du quadrirotor

Un quadrirotor est un robot mobile aérien à quatre rotors défini dans l'espace par six degrés de libertés (6 DDL) [11, 12]. Ces quatre rotors sont généralement placés aux extrémités d'une croix, et le micro-contrôleur est habituellement placé au centre de la croix. Afin d'éviter à l'appareil de tourner sur lui-même sur son axe de lacet, il est nécessaire que deux hélices tournent dans un sens, et les deux autres dans l'autre sens. Pour pouvoir diriger l'appareil, il est nécessaire que chaque couple d'hélice tournant dans le même sens soit placé aux extrémités opposées d'une branche de la croix. Le fonctionnement d'un quadrirotor est assez particulier. En faisant varier astucieusement la puissance des moteurs, il est possible de le faire monter/descendre, de l'incliner à gauche/droite (roulis) ou en avant/arrière (tangage) ou encore de le faire pivoter sur lui-même (lacet) [5], le quadrirotor a six degrés de libertés, trois mouvements de rotation et trois mouvements de translation, ces six degrés doivent être commandés à l'aide de quatre moteurs seulement; donc c'est un système sous actionné (le nombre des entrées inférieure au nombre des sorties).

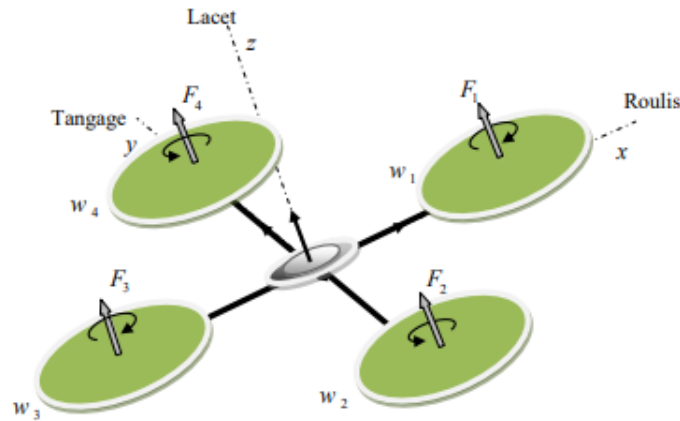


Figure 2.1: Structure générale d'un quadrirotor.

## 2.3 Les mouvements du quadrirotor

Les mouvements de base de quadrirotor sont réalisés en variant la vitesse de chaque rotor changeant de ce fait la poussée produite. Le quadrirotor incline vers la direction du rotor plus lent, qui tient compte alors de la translation le long de cet axe. Par conséquent, comme à un hélicoptère classique, les mouvements sont couplés, signifiant que le quadrirotor ne peut pas réaliser la translation sans roulement ou tangage, ce qui signifie qu'un changement de la vitesse d'un rotor se traduit dans un mouvement en au moins trois degrés de liberté. Par exemple, augmentant la vitesse de propulseur gauche aura comme conséquence un mouvement de roulis (le quadrirotor incline vers le rotor plus lent, vers la droite), un mouvement de lacet (l'équilibre entre les rotors qui tourne dans le sens des aiguilles d'une montre et les rotors qui tourne dans le sens inverse est perturbé ayant pour résultat un mouvement de rotation horizontal), et une translation (le mouvement de roulis incline l'armature et avec lui, l'orientation de la force de poussée) [1]. Cet accouplement est la raison pour laquelle nous pouvons commander les six degrés de liberté de quadrirotor avec seulement quatre commandes (le couple appliqué par les moteurs sur chaque propulseur). Le quadrirotor a cinq mouvements principaux :

- Mouvement vertical
- Mouvement de roulis
- Mouvement de tangage
- Mouvement de lacet
- Translations horizontales

### 2.3.1 Mouvement vertical

Le mouvement ascendant et descendant est obtenu par la variation de la vitesse de rotation des moteurs (par conséquent la poussée produite), si la force de portance est supérieure au

pois du quadrirotor le mouvement est ascendant, et si la force de portance est inférieure au poids du quadrirotor le mouvement est descendant. Le mouvement vertical est illustré dans la figure 2.2.

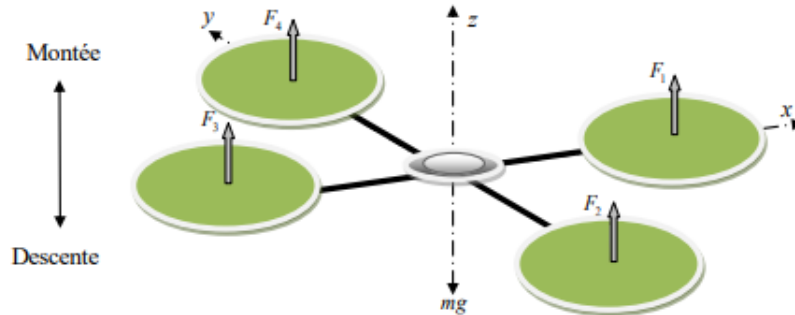


Figure 2.2: Illustration du mouvement vertical

### 2.3.2 Mouvement de roulis

La figure 2.3 montre comment un mouvement de roulis est obtenu. Dans ce cas, on applique un couple autour de l'axe  $x$ , c'est-à-dire en appliquant une différence de poussée entre le rotor 2 et le rotor 4. Ce mouvement (rotation autour de l'axe  $x$ ) est couplé avec un mouvement de translation selon l'axe  $y$ .

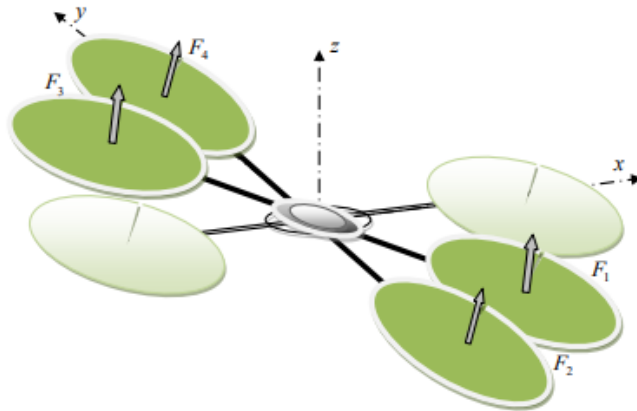


Figure 2.3: Illustration du mouvement de roulis.

### 2.3.3 Mouvement de tangage

La figure 2.4 montre comment un mouvement de tangage est obtenu. Dans ce cas, on applique un couple autour de l'axe  $x$ , c'est-à-dire en appliquant une différence de poussée entre le rotor 1 et le rotor 3. Ce mouvement (rotation autour de  $x$ ) est couplé avec un mouvement de translation selon l'axe  $x$

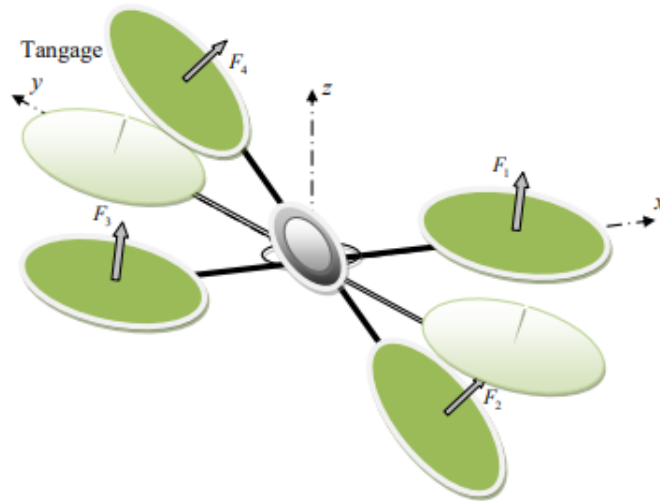


Figure 2.4: Illustration du mouvement de tangage.

### 2.3.4 Mouvement de lacet

La figure 2.5 montre comment le mouvement de lacet est obtenu. Dans ce cas, nous voulons appliquer un couple autour de l'axe  $z$ , qui est fait en appliquant une différence de vitesse entre les rotors 1,3 et 2,4.

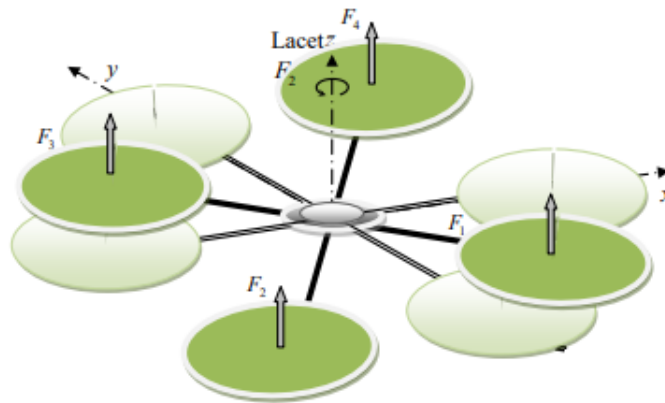


Figure 2.5: Illustration du mouvement de lacet.

### 2.3.5 Mouvements de translation

La figure 2.6 montre comment la translation horizontale est réalisée. Dans ce cas, nous voulons appliquer une force le long de  $x$  ou de  $y$  qui est fait en inclinant le corps (par le tangage ou le roulement) et en augmentant toute la poussée produite pour garder l'importance du composant de  $z$  de la poussée égale à la force de pesanteur.

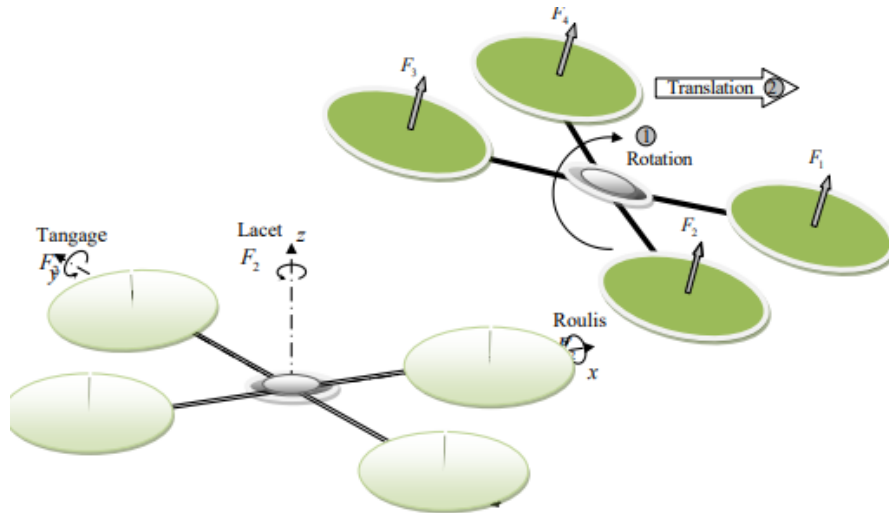


Figure 2.6: Illustration du mouvement de translation.

## 2.4 Modèle du quadrirotor

La modélisation des robots volant est une tâche délicate puisque la dynamique du système est fortement non linéaire et pleinement couplée. Afin de pouvoir comprendre au mieux le modèle dynamique développé ci-dessous, voilà les différentes hypothèses de travail[7] :

- La structure du quadrirotor est supposée rigide et symétrique, ce qui induit que la matrice d'inertie sera supposée diagonale,
- Les hélices sont supposées rigides pour pouvoir négliger l'effet de leur déformation lors de la rotation.
- Le centre de masse et l'origine du repère lié à la structure coïncident.
- Les forces de portance et de traînée sont proportionnelles aux carrés de la vitesse de rotation des rotors, ce qui est une approximation très proche du comportement aérodynamique.

Sous ces hypothèses, il est possible de décrire la dynamique du fuselage comme celle d'un corps rigide dans l'espace à laquelle viennent s'ajouter les forces aérodynamiques provoquées par la rotation des rotors, en utilisant le formalisme de Newton-Euler, les équations de la dynamique s'écrivent sous la forme suivante [4]

### 2.4.1 Angles d'Euler

Au début le repère mobile est coïncide avec le repère fixe, après le repère mobile fait un mouvement de rotation autour de l'axe  $x$  d'un angle de roulis  $(-\frac{\pi}{2} < \phi < \frac{\pi}{2})$ , suivi d'une rotation autour de l'axe  $y$  d'un angle de tangage  $(-\frac{\pi}{2} < \theta < \frac{\pi}{2})$  suivi d'une rotation autour

de l'axe  $z$  d'angle de lacet ( $-\pi < \psi < \pi$ ) . donc on a la formule de la matrice de rotation  $R$  :

$$R = \text{Rot}_z(\psi) \times \text{Rot}_y(\theta) \times \text{Rot}_x(\phi) = \begin{bmatrix} c\psi & -s\psi & 0 \\ s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\theta & 0 & c\theta \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi & c\phi \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

$$R = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & s\phi s\theta c\psi - s\psi c\phi & c\phi s\theta c\psi + s\psi s\phi \\ s\psi c\theta & s\phi s\theta s\psi + c\psi c\theta & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

avec :  $c=\cos$  et  $s=\sin$

## 2.4.2 Vitesses angulaires

Les vitesses de rotations  $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3$  dans le repère fixe sont exprimées en fonction des  $\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$  dans le repère mobile, on a :

$$\Omega = \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \text{Rot}_x(\phi)^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + (\text{Rot}_y(\theta) \text{Rot}_x(\phi))^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

En effet, la rotation en roulis a lieu lorsque les repères sont encore confondus. Puis, en ce qui concerne le tangage, le vecteur représentant la rotation doit être exprimé dans le repère fixe: il est donc multiplié par  $\text{Rot}_x(\phi)^{-1}$  De même, le vecteur représentant la rotation en lacet doit être exprimé dans le repère fixe qui a déjà subites deux rotations. On arrive ainsi à:

$$\Omega = \begin{bmatrix} \Omega_x \\ \Omega_y \\ \Omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} c\phi \\ -\dot{\theta} s\phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\dot{\psi} s\theta \\ \dot{\psi} s\phi c\theta \\ \dot{\psi} c\phi c\theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} - \dot{\psi} s\theta \\ \dot{\theta} c\phi + \dot{\psi} s\phi c\theta \\ \dot{\psi} c\phi c\theta - \dot{\theta} s\phi \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

$$\Omega = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s\theta \\ 0 & c\phi & s\phi c\theta \\ 0 & -s\phi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

Quand le quadrirotor fait des petites rotations, on peut faire les approximations suivantes:

$$c\phi = c\theta = c\psi = 1, \text{ et } s\phi = s\theta = s\psi = 0 \quad (2.6)$$

Donc la vitesse angulaire sera:

$$\Omega = [ \dot{\phi} \quad \dot{\theta} \quad \dot{\psi} ]^T \quad (2.7)$$

## 2.4.3 Vitesses linéaires

Les vitesses linéaires  $V_x^b, V_y^b, V_z^b$  dans le repère fixe en fonction des vitesses linéaires  $V_x^m, V_y^m, V_z^m$  dans le repère mobile sont données par :

$$v = \begin{bmatrix} v_x^b \\ v_y^b \\ v_z^b \end{bmatrix} = R \times \begin{bmatrix} v_x^m \\ v_y^m \\ v_z^m \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

## 2.4.4 Effets physiques agissants sur le quadrirotor

### 2.4.4.1 Les forces

Les forces agissant sur le système sont :

**Le poids du quadrirotor** : il est donné par  $p = mg$ , où :  $m$  est la masse totale et  $g$  la gravité.

**Les forces de poussée** : qui sont des forces provoquées par la rotation des moteurs, elles sont perpendiculaires sur le plan des hélices. Ces forces sont proportionnelles au carré de la vitesse de rotation des moteurs :

$$F_i = b\omega_i^2 \quad (2.9)$$

Avec  $i = 1, \dots, 4$ , et  $b$  est le coefficient de portance, il dépend de la forme et le nombre des pales et la densité de l'air.

**Les forces de traînée** : la force de traînée est le couplage entre une force de pression et la force de frottement visqueux, dans ce cas on a deux forces de traînée agissant sur le système qu'elles sont :

- La traînée dans les hélices : elle agisse sur les pales, elle est proportionnelle à la densité de l'air, à la forme des pales et au carré de la vitesse de rotation de l'hélice, elle est donnée par la relation suivante :

$$T_h = d\omega^2 \quad (2.10)$$

Avec  $d$  est le coefficient de drag il dépend de la fabrication de l'hélice

- La traînée selon les axes  $(x, y, z)$  : elle est due au mouvement du corps du quadriroto

$$T_h = d\omega^2 \quad (2.11)$$

$K_{fi}$  = le coefficient de traînée de translation et la vitesse linéaire

### 2.4.4.2 Les moments

Il y a plusieurs moments agissants sur le quadrirotor, ces moments sont dus aux forces de poussée et de traînée et aux effets gyroscopiques.

#### Moments dus aux forces de poussée

- La rotation autour de l'axe x : elle est due au moment créé par la différence entre les forces de portance des rotors 2 et 4, ce moment est donné par la relation suivante :

$$M_x = l(F_4 - F_2) = lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) \quad (2.12)$$

Avec  $l$  est la longueur du bras entre le rotor et le centre de gravité du quadrirotor.

- La rotation autour de l'axe y : elle est due au moment créé par la différence entre les forces de portance des rotors 1 et 3, ce moment est donné par la relation suivante :

$$M_y = l(F_3 - F_1) = lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) \quad (2.13)$$

### Moments dus aux forces de traînée :

- La rotation autour de l'axe z : elle est due à un couple réactif provoqué par les couples de traînée dans chaque hélice, ce moment est donné par la relation suivante :

$$M_z = d (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \quad (2.14)$$

- Moment résultant des frottements aérodynamiques, il est donné par :

$$M_a = K_{fa} \Omega^2 \quad (2.15)$$

avec  $K_{fa}$  : Le coefficient des frottements aérodynamiques et  $\Omega$  est la vitesse angulaire

#### 2.4.4.3 Effet gyroscopique

L'effet gyroscopique se définit comme la difficulté de modifier la position ou l'orientation du plan de rotation d'une masse tournante. L'effet gyroscopique est ainsi nommé en référence au mode de fonctionnement du gyroscope, appareil de contrôle de mouvement utilisé dans l'aviation (du grec gyro qui signifie rotation et scope, observer). Dans notre cas il y a deux moments gyroscopiques, le premier est le moment gyroscopique des hélices, l'autre est le moment gyroscopique dû aux mouvements de quadrirotor.

- Moment gyroscopique des hélices il est donné par la relation suivante :

$$M_{gh} = \sum_1^4 \Omega \wedge J_r [ 0 \quad 0 \quad (-1)^{i+1} \omega_i ]^T \quad (2.16)$$

avec  $J_r$  est l'inertie des rotors.

- Moment gyroscopique dû aux mouvements de quadrirotor : il est donné par la relation suivante :

$$M_{gm} = \Omega \wedge J \Omega \quad (2.17)$$

Avec  $J$  est l'inertie du système.

### 2.4.5 Développement du Modèle mathématique selon Newton-Euler

En utilisant la formulation de Newton-Euler, les équations sont écrites sous la forme suivante [11, 12, 5, 1]:

$$\begin{cases} \zeta = v \\ m\ddot{\zeta} = F_f + F_t + F_g \\ \dot{R} = RS(\Omega) \\ J\dot{\Omega} = -\Omega \wedge J\Omega + M_f - M_a - M_{gh} \end{cases} \quad (2.18)$$

$\zeta$ : est le vecteur de position du quadrirotor

$m$  : la masse totale du quadrirotor

$\Omega$  : La vitesse angulaire exprimée dans le repère fixe

$R$  : La matrice de rotation

$\wedge$ : Le produit vectoriel

$J$  : matrice d'inertie symétrique de dimension (3x3), elle est donnée par :

$$J = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

$S(\Omega)$ : est la matrice antisymétrique; pour un vecteur de vélocité  $\Omega = [\Omega_1 \ \Omega_2 \ \Omega_3]^T$ ; elle est donnée par:

$$S(\Omega) = \begin{bmatrix} 0 & -\Omega_3 & \Omega_2 \\ \Omega_3 & 0 & -\Omega_1 \\ -\Omega_2 & \Omega_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

$K_f$ : est la force totale générée par les quatre rotors, elle est donnée par :

$$F_f = R \times [0 \ 0 \ \sum_{i=1}^4 F_i]^T \quad (2.21)$$

$$F_i = b\omega_i^2 \quad (2.22)$$

$K_t$ : La force de traînée selon les axes  $(x, y, z)$ , elle est donnée par :

$$F_t = \begin{bmatrix} -K_{ftx} & 0 & 0 \\ 0 & -K_{fyy} & 0 \\ 0 & 0 & -K_{ftz} \end{bmatrix} \quad (2.23)$$

$K_{ftx}, K_{fyy}, K_{ftz}$ : Les coefficients de traînée de translation.  $F_g$ : force de gravité, elle est donnée par :

$$F_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (2.24)$$

$K_f$  :Moment résultant des frottements aérodynamiques, il est donnée par :

$$M_a = \begin{bmatrix} K_{fax}\dot{\Phi}^2 \\ K_{fay}\dot{\theta}^2 \\ K_{faz}\dot{\psi}^2 \end{bmatrix} \quad (2.25)$$

$K_{fax}, K_{fay}, K_{faz}$ : Les coefficients des frottements aérodynamiques.

### 2.4.5.1 Equations de mouvement de translation

On a :

$$m\ddot{\zeta} = F_f + F_t + F_g \quad (2.26)$$

On remplace chaque force par sa formule, on trouve :

$$m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\phi c\psi s\theta + s\phi s\psi \\ c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ c\phi c\theta \end{bmatrix} \sum_{i=1}^4 F_i - \begin{bmatrix} K_{fax}\dot{x} \\ K_{fay}\dot{y} \\ K_{faz}\dot{z} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \quad (2.27)$$

On obtient alors les équations différentielles qui définissent le mouvement de translation :

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{1}{m}(c\phi c\psi s\theta + s\phi s\psi) \left(\sum_{i=1}^4 F_i\right) - \frac{K_{fxx}}{m}\dot{x} \\ \ddot{y} = \frac{1}{m}(c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi) \left(\sum_{i=1}^4 F_i\right) - \frac{K_{fyy}}{m}\dot{y} \\ \ddot{z} = \frac{1}{m}(c\phi c\theta) \left(\sum_{i=1}^4 F_i\right) - \frac{K_{fzz}}{m}\dot{z} - g \end{cases} \quad (2.28)$$

### 2.4.5.2 Equations de mouvement de rotation

On a :

$$J\dot{\Omega} = -M_{gh} - M_{gh} - M_a + M_f \quad (2.29)$$

On remplace chaque moment par la formule correspondant, on trouve :

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \wedge \left( \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \right) - \begin{bmatrix} J_r \bar{\Omega}_r \dot{\theta} \\ -J_r \bar{\Omega}_r \dot{\phi} \\ 0 \end{bmatrix} \\ - \begin{bmatrix} K_{fax} \dot{\phi}^2 \\ K_{fay} \dot{\theta}^2 \\ K_{faz} \dot{\psi}^2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2.30)$$

On obtient alors les équations différentielles définissant le mouvement de rotation :

$$\begin{cases} I_x \ddot{\phi} = -\dot{\theta} \dot{\psi} (I_z - I_y) - J_r \bar{\Omega}_r \dot{\theta} - K_{fax} \dot{\phi}^2 + lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ I_y \ddot{\theta} = \dot{\phi} \dot{\psi} (I_z - I_x) + J_r \bar{\Omega}_r \dot{\phi} - K_{fay} \dot{\theta}^2 + lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ I_z \ddot{\psi} = -\dot{\phi} \dot{\theta} (I_y - I_x) - K_{faz} \dot{\psi}^2 + d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{cases} \quad (2.31)$$

Avec :

$$\bar{\Omega}_r = \omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4 \quad (2.32)$$

En conséquence, le modèle dynamique complet qui régit le quadrirotor est le suivant :

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \frac{(I_y - I_z)}{I_x} \dot{\theta} \dot{\psi} - \frac{J_r}{I_x} \bar{\Omega}_r \dot{\theta} - \frac{K_{fax}}{I_x} \dot{\phi}^2 + \frac{l}{I_x} u_2 \\ \ddot{\theta} = \frac{(I_z - I_x)}{I_y} \dot{\phi} \dot{\psi} + \frac{J_r}{I_y} \bar{\Omega}_r \dot{\phi} - \frac{K_{fay}}{I_y} \dot{\theta}^2 + \frac{l}{I_y} u_3 \\ \ddot{\psi} = \frac{(I_x - I_y)}{I_z} \dot{\theta} \dot{\phi} - \frac{K_{faz}}{I_z} \dot{\psi}^2 + \frac{1}{I_z} u_4 \\ \ddot{x} = -\frac{K_{fxx}}{m} \dot{x} + \frac{1}{m} u_x u_1 \\ \ddot{y} = -\frac{K_{fyy}}{m} \dot{y} + \frac{1}{m} u_y u_1 \\ \ddot{z} = -\frac{K_{fzz}}{m} \dot{z} - g + \frac{\cos(\phi) \cos(\theta)}{m} u_1 \end{cases} \quad (2.33)$$

Avec :

$$\begin{cases} u_x = (c\phi c\psi s\theta + s\phi s\psi) \\ u_y = (c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi) \end{cases} \quad (2.34)$$

Et :

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b & b & b & b \\ 0 & -lb & 0 & lb \\ -lb & 0 & lb & 0 \\ d & -d & d & -d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (2.35)$$

à partir de l'équation 2.34, on trouve :

$$\begin{cases} \phi_d = \arcsin(u_x \sin(\psi_d) - u_y \cos(\psi_d)) \\ \theta_d = \arcsin\left(\frac{(u_x \cos(\psi_d) + u_y \sin(\psi_d))}{\cos(\phi_d)}\right) \end{cases} \quad (2.36)$$

Dans ce mémoire nous ne considérons que les orientations du Quadrirotor et donc nous prendrons le modèle dynamique à 3 degrés de liberté. Ainsi, les perturbations externes seront introduites dans ce modèle, donc l'équation (2.33) peut être réécrit comme suit :

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \frac{(I_y - I_z)}{I_x} \dot{\theta} \dot{\psi} - \frac{J_r}{I_x} \bar{\Omega}_r \dot{\theta} - \frac{K_{fa_x}}{I_x} \dot{\phi}^2 + \frac{l}{I_x} u_2 + d_\phi \\ \ddot{\theta} = \frac{(I_z - I_x)}{I_y} \dot{\phi} \dot{\psi} + \frac{J_r}{I_y} \bar{\Omega}_r \dot{\phi} - \frac{K_{fa_y}}{I_y} \dot{\theta}^2 + \frac{l}{I_y} u_3 + d_\theta \\ \ddot{\psi} = \frac{(I_x - I_y)}{I_z} \dot{\theta} \dot{\phi} - \frac{K_{fa_z}}{I_z} \dot{\psi}^2 + \frac{1}{I_z} u_4 + d_\psi \end{cases} \quad (2.37)$$

tel que  $d_\phi, d_\theta, d_\psi$  representent les perturbations externes.

### 2.4.6 La dynamique des rotors

Généralement les moteurs utilisés dans les quadrirotors sont des moteurs à courant continu.[3] La dynamique du rotor est approximée à celle d'un moteur à courant continu, elle est donnée par les équations différentielles suivantes :

$$J_r \dot{\omega}_i = \tau_i - Q_i \quad , i \in \{1, 2, 3, 4\} \quad (2.38)$$

avec:  $\tau_i$  est le couple d'entrée,  $Q_i = d\omega_i^2$  est le couple résistant généré par le rotor i. Pour atteindre les objectifs de la commande d'un quadrirotor, une boucle d'asservissement en vitesse est souvent nécessaire. D'abord, nous avons besoin de déterminer les vitesses désirées  $\omega_d$  correspondantes aux valeurs des commandes fournies par le contrôleur, ces vitesses peuvent être calculées comme suit :

$$\varpi_d = M^{-1}U \quad (2.39)$$

avec :  $\varpi_d = (\omega_{d1}^2, \omega_{d2}^2, \omega_{d3}^2, \omega_{d4}^2)^T$ ,  $U = (u_1, u_2, u_3, u_4)^T$ , et M est une matrice non singulière, elle est obtenu à partir de (II.36). L'objectif est de synthétisé un contrôleur pour que  $\omega_i \rightarrow \omega_{d,i}$  lorsque  $t \rightarrow \infty$  en utilisant les couples  $\tau_i$  On définit l'erreur de vitesse :

$$\tilde{\omega}_i = \omega_i - \omega_{d,i} \quad (2.40)$$

Une loi de commande est développée dans [11, 12], elle est donnée par :

$$\tau_i = Q_i + J_r \dot{\omega}_{d,i} - k_i \tilde{\omega}_i \quad (2.41)$$

avec  $k_i$ ,  $i \in \{1, 2, 3, 4\}$  sont des gains positifs. On remplace la loi de commande dans (II.39), on obtient :

$$\dot{\tilde{\omega}}_i = -\frac{k_i}{J_r} \tilde{\omega}_i \quad (2.42)$$

Cette relation représente la dynamique de l'erreur, elle nous montre la convergence exponentielle de  $\omega_i$  avec  $\omega_{d,i}$  lorsque  $t \rightarrow \infty$ . Sa signifier la convergence des commandes du quadrirotor vers ces valeurs désirées, ce qui assure la stabilité du quadrirotor. En réalité le quadrirotor

est commandé par les tensions d'alimentation de ces quatre moteurs. Pour commander ces moteurs, nous avons besoin d'obtenir la tension d'entrée de chaque moteur. Supposant que l'inductance du moteur est petite, et considérant que les moteurs utilisés sont identiques, nous pouvons obtenir la tension d'entrée de chaque moteur comme suit :

$$v_i = \frac{R_a}{k_m k_g} \tau_i + k_m k_g \omega_i \quad (2.43)$$

avec :  $R_a$  est la résistance du moteur,  $k_m$  est la constant du couple de moteur,  $k_g$  est le gain du réducteur.

Le but de la stabilisation quadrirotor est de trouver les valeurs de tension des moteurs qui maintiennent l'hélicoptère dans une certaine position requise dans la tâche.

## 2.5 Simulations en boucle ouvert d'un quadrotor

Le modèle nonlinéaire du Quadrirotor a été développer sur Matlab. Les resultats de simulation sont illustrer dans les figures 2.7-2.9 ci dessous. On peut observer que le système est intrinsèquement instable et nécessite donc d'être contrôlé pour que les sorties du système suivent leurs valeurs souhaitées. Pour ce faire, deux techniques de commande seront développées dans le chapitre suivant.

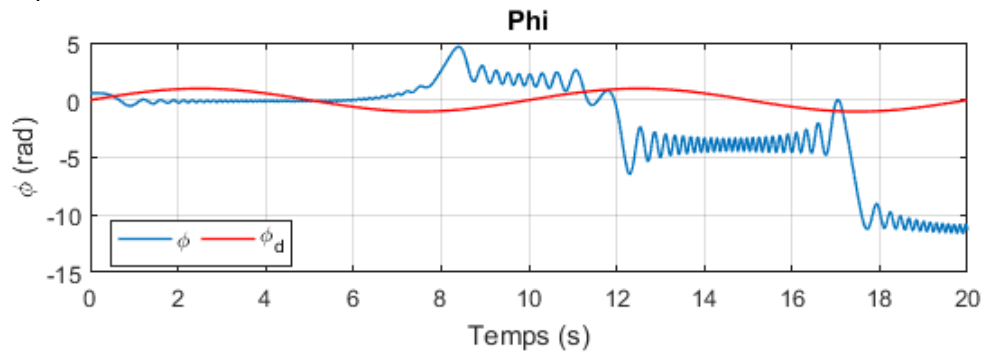


Figure 2.7: Mouvement de roulis  $\phi$  et sa reference  $\psi_d$ .

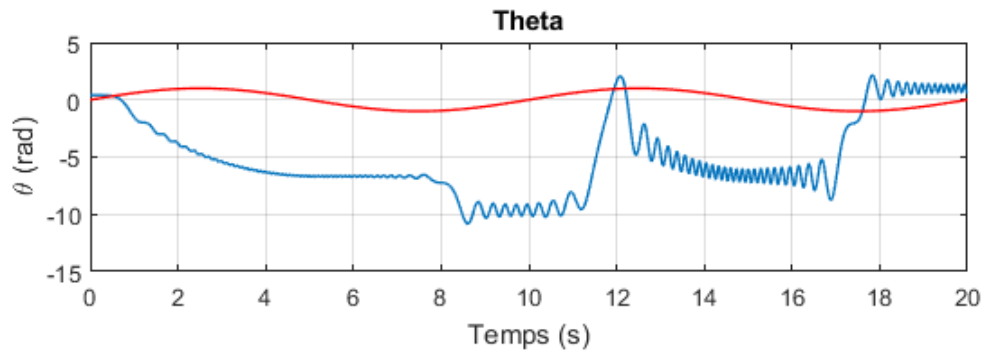


Figure 2.8: Mouvement de tangage  $\theta$  et sa reference  $\phi_d$ .

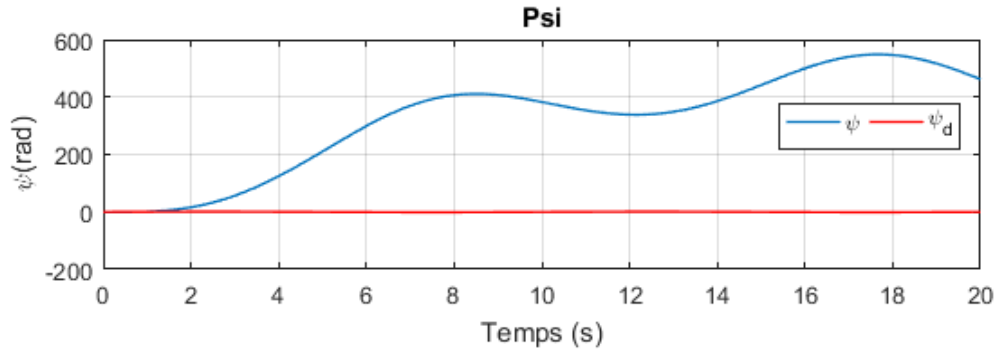


Figure 2.9: Mouvement de lacet  $\psi$  et sa reference  $\psi_d$ .

## 2.6 Conclusion

Ce chapitre permet au lecteur d'avoir des concepts préliminaires sur les robots volants et leur principe de fonctionnement. Le quadrirotor est l'un des robots volants qui sont en investigation ces dernières années. Ce système est constitué de quatre rotors, deux de ces rotors tournent dans un sens et les deux autres dans le sens inverse. En variant les vitesses de rotation de ces rotors, le quadrirotor peut faire des mouvements différents aussi bien en translation qu'en rotation. L'utilisation du formalisme de Newton-Euler nous a permis d'établir le modèle dynamique du quadrirotor. A partir du modèle obtenu, nous concluons que le quadrirotor est un système sous actionné. De plus, la complexité du modèle, la non linéarité, et l'interaction entre les états du système, peuvent se voir clairement. Dans le chapitre suivant, nous introduisons la technique de commande par PID pour la stabilisation du Quadrirotor.

# Chapitre 3

## Conception du contrôleur PID

### 3.1 Un bref aperçu du contrôleur PID

Lors des chapitres précédents, nous avons abouti à un modèle dynamique du quadricoptère, en exploitant les lois physiques régissant la dynamique de vol de ce système et nous avons conçu une régulation à base de règles floues que nous avons simulé et testé. Le but de ce chapitre est d'asservir ce système en utilisant une autre méthode de régulation à l'aide d'un contrôleur PID.

#### 3.1.1 Principe du PID

La régulation par PID exploite trois actions principales, l'action proportionnelle, l'action intégrale et l'action dérivée. Ces actions ont chacune leurs avantages et inconvénients et leur action combinée permet d'avoir une certaine compensation des inconvénients tout en gardant les avantages et ainsi aboutir à des performances intéressantes.

#### 3.1.2 Action proportionnelle

L'effet de l'action proportionnelle consiste à amplifier l'erreur d'un gain constant afin que le système réagisse plus rapidement aux changements de consigne. Cette action proportionnelle est représentée comme suit :

$$u_p(t) = K_p e(t) \quad (3.1)$$

Plus la valeur de  $K_p$  est grande plus la réponse est rapide mais au détriment d'une détérioration de la stabilité du système allant jusqu'à l'instabilité pour de grandes valeurs.

#### 3.1.3 Action intégrale

L'action intégrale a pour but de réduire voire d'éliminer l'erreur statique en régime permanent pour réaliser cela le régulateur intègre l'erreur par rapport au temps et multiplie le résultat par une constante  $K_i$  comme suit :

$$u_I = K_I \int_0^t e(t) dt \quad (3.2)$$

Plus la valeur de  $K_I$  est grande plus l'erreur statique sera vite corrigée mais nous perdrons un peu la stabilité et il y a un risque de dépassement qui subvient.

### 3.1.4 Action dérivée

Pour obtenir une action dérivée nous multiplions la dérivée de l'erreur par un coefficient  $K_d$  cette action permet d'éliminer le dépassement de la réponse et d'améliorer la stabilité du système. Sa relation est donnée comme suit :

$$u_d = K_d \dot{e}(t). \quad (3.3)$$

Plus la valeur de  $K_d$  est grande plus le dépassement est atténué mais si elle est trop grande le système est ralenti jusqu'à risquer de devenir instable pour de très grandes valeurs.

### 3.1.5 Action PID

Le régulateur PID combine les trois actions vues précédemment et permet ainsi d'avoir de bonnes performances aussi bien en vitesse en stabilité qu'en précision. L'expression d'un régulateur PID est donnée comme suit :

$$u_{PID} = K_p e(t) + K_d \dot{e} + K_I \int_0^t e(t) dt \quad (3.4)$$

La figure ci-dessous représente le schéma standard du régulateur PID.

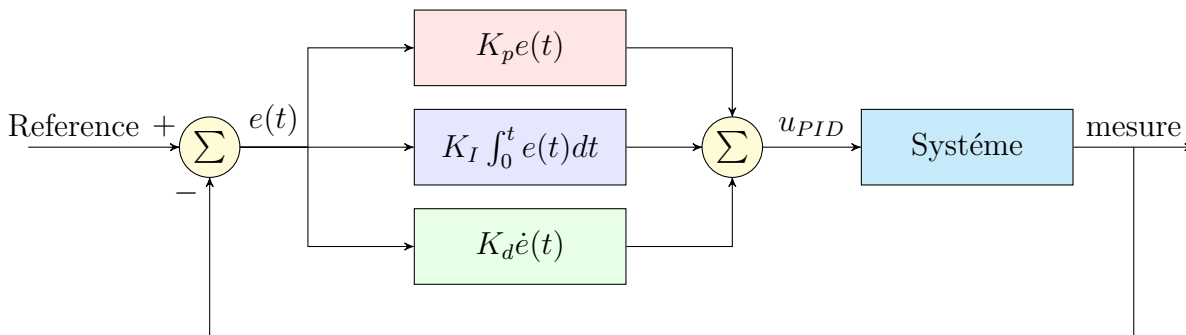


Figure 3.1: Structure parallèle d'un régulateur PID.

Ainsi ce régulateur permet d'atteindre les objectifs fixés en termes de vitesse de stabilité et de précision et ce en trouvant la configuration optimale des valeurs des différents gains  $K_p$ ,  $K_I$  et  $K_d$ .

La description des quatre algorithmes de contrôle interne pour la stabilisation de la hauteur et de l'attitude est maintenant présentée.

- Commande de Roulis

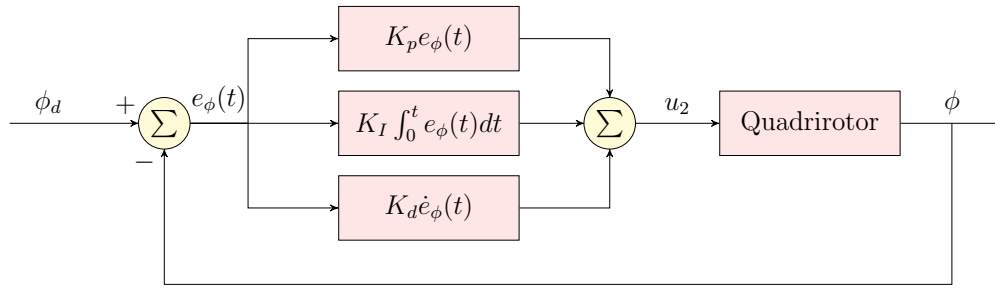


Figure 3.2: Structure du régulateur PID pour l'angle de Roulis

L'expression du signal de commande pour l'angle de roulis est donné comme suit: :

$$u_2 = K_p e_\phi(t) + K_d \dot{e}_\phi(t) + K_I \int_0^t e_\phi(t) dt \quad (3.5)$$

- Commande de Tangage

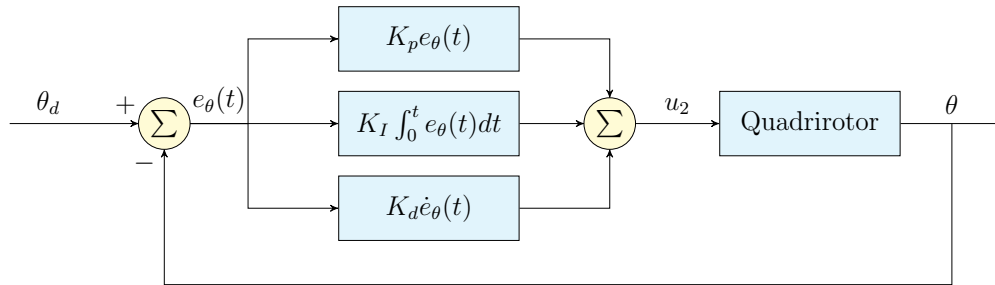


Figure 3.3: Structure du régulateur PID pour l'angle de tangage

L'expression du signal de commande pour l'angle de roulis est donné comme suit: :

$$u_3 = K_p e_\theta(t) + K_d \dot{e}_\theta(t) + K_I \int_0^t e_\theta(t) dt \quad (3.6)$$

- Commande de Lacet

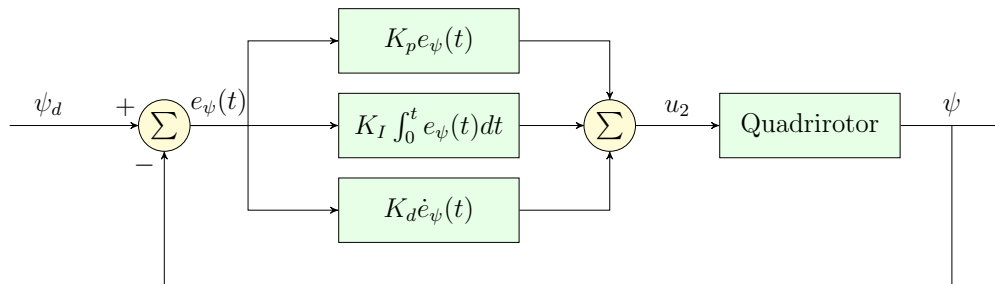


Figure 3.4: Structure du régulateur PID pour l'angle de lacet

L'expression du signal de commande pour l'angle de roulis est donné comme suit: :

$$u_4 = K_p e_\psi(t) + K_d \dot{e}_\psi(t) + K_I \int_0^t e_\psi(t) dt \quad (3.7)$$

### 3.1.6 Résultats de la simulation du contrôleur PID

La stratégie de commande PID est appliquée au quadrirotor pour vérifier son efficacité et ses performances. Pour ce faire, une étude de simulation à l'aide du logiciel MATLAB est donnée et deux tests de simulation ont été envisagés. Le premier test est la simulation de la commande PID sans perturbations, dans le deuxième test nous prenons en compte les perturbations externes. Les paramètres du Quadrirotor utilisés dans la simulation sont présentés dans le tableau 3.1 [8]. Les conditions initiales des angles de roulis, tangage et lacet sont,  $\theta_0 = \phi_0 = \psi_0 = 5^\circ$ . Les valeurs de référence sont  $\phi_d = 60 \sin(9t)$ ,  $\theta_d = 60 \sin(13t)$ ,  $\psi_d = 85 \sin(13t)$ . Les paramètres du PID sont présentés dans le tableau 3.2.

Table 3.1: Paramètres du Quadrirotor

Parameter	Value	Unit [mksA]
$m$	0.650	$kg$
$I_x$	$7.5e^{-3}$	$kg \cdot m^2$
$I_y$	$7.5e^{-3}$	$kg \cdot m^2$
$I_z$	$1.3e^{-2}$	$kg \cdot m^2$
$b$	$3.13e^{-5}$	$Ns^2$
$d$	$5.7e^{-7}$	$Nms^2$
$J_r$	$6e^{-5}$	$kg \cdot m^2$
$l$	0.23	$m$

Table 3.2: Paramètres du PID

Angles	PID gains		
$\phi$	$K_P = 8$	$K_I = 1.1$	$K_D = 1.2$
$\theta$	$K_P = 8$	$K_I = 1.1$	$K_D = 1.2$
$\psi$	$K_P = 60$	$K_I = 30$	$K_D = 40$

#### Cas 1: Simulation sans perturbation

Dans ce premier test, les perturbations externe ne sont pas prise en compte. La figure 3.2 montre l'évolution des orientations du quadrirotor. On peut remarquer un bon suivi de trajectoire et donc le régulateur PID à bien maintenu les angles aux valeurs de références souhaitées. La figure 3.3 représente les signaux de commande et les erreurs de poursuite pour les trois angles. Nous pouvons observer que les erreurs de poursuite sont petites et la convergence vers zéro est obtenue comme prévu. On voit clairement que les signaux de commandes appliqués au quadrirotor sont acceptable en valeurs et physiquement réalisables.

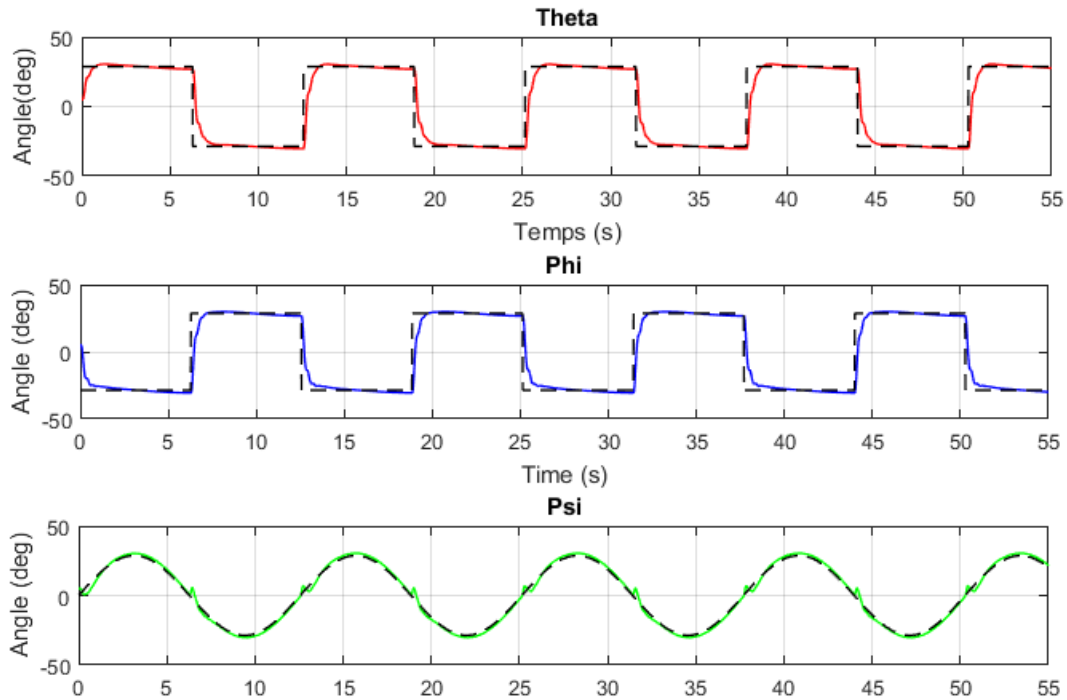


Figure 3.5: Mouvement de lacet, roulis et tangage

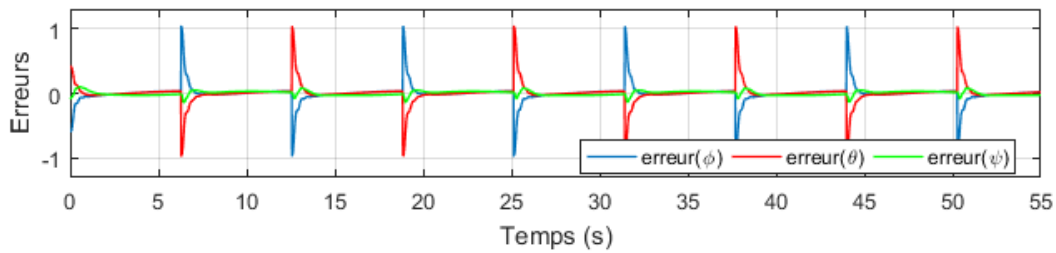


Figure 3.6: Erreurs en degré

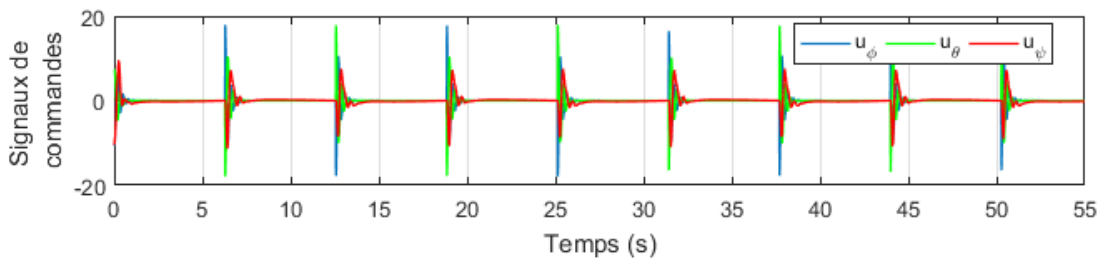


Figure 3.7: Signaux de commandes

### Cas 2: Simulation avec perturbation

La robustesse du régulateur PID est testée en prenant en considération les perturbations externes. Les perturbations externes appliquées au quadrirotor sont  $d_\phi = 0.2 \text{ Nm}$ ,  $d_\theta =$

0.2 Nm,  $d_\psi = 0.3$  Nm, et ils sont présents aux instants  $t = 10s$ ,  $t = 20s$ , et  $t = 30s$  respectivement. Malgré ces perturbations, le contrôleur a pu stabiliser le système en montrant sa robustesse. La figure 3.4 montre un bon suivi des angles vers leurs orientations souhaitées. On peut observer une dérive se produisant aux instants de l'apparition de la perturbation, on voit que le contrôleur cherche à minimiser l'écart entre les angles réels et leur valeur de consigne et donc l'objectif de minimisation de l'erreur est satisfait. Les signaux de commande et les erreurs de suivi sont présentés sur la figure 3.5, les signaux de commande appliqués au quadrirotor sont faibles et ceci est très important lorsqu'on passe de la simulation à l'application réelle.

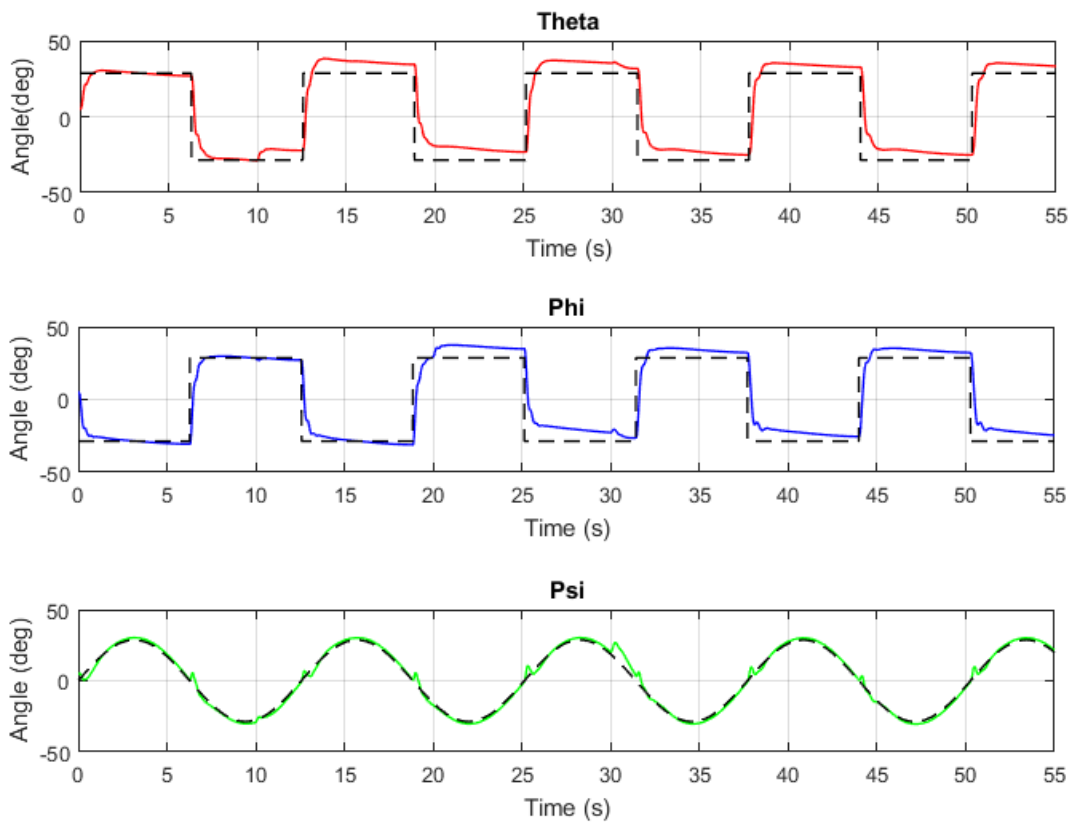


Figure 3.8: Mouvement de lacet, roulis et tangage

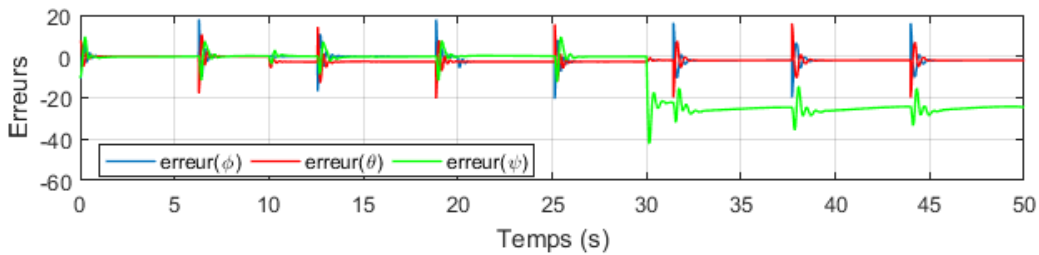


Figure 3.9: Erreurs en degré

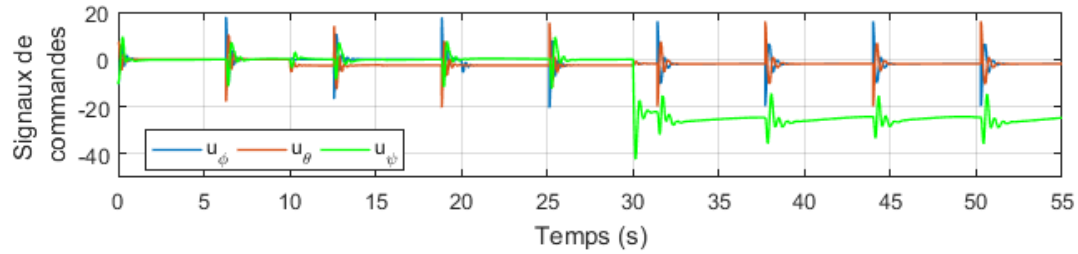


Figure 3.10: Signaux de commandes

## 3.2 Conclusion

Dans ce chapitre, les contrôleurs PID pour la commande des orientations du Quadrirotor à été proposés. Des résultats de la simulation montrent le niveau de robustesse de la commande PID vis-à-vis des perturbations externes. Pour valider les résultats théorique, une étude expérimentale sera présentée dans le chapitre suivant.

# Chapitre 4

## Validation expérimentale du contrôleurs PID

### 4.1 Introduction

L'une des plateformes de recherche les plus utilisées pour les tests expérimentaux est probablement le robot aérien Quadrirotor. En fait, cela est souvent dû à leur structure simple et à leur faible coût. Pour cela, de nombreuses universités ont conçu leur propre quadrirotor et curieusement, des projets open source se développent.

La meilleure façon d'utiliser de telles plateformes est de partir d'un projet open source. L'utilisation de ce type de projet fournit une solution fonctionnelle avec la possibilité d'effectuer toutes sortes de modifications, tant au niveau matériel que logiciel. L'un des plus célèbres projets de multirotor à matériel et logiciel ouverts est le projet de drone DIY [10]. Le logiciel open source nommé ArduCopter est un code générique personnalisé qui peut être utilisé pour de nombreux types de robots multiroteurs aériens. Le matériel est développé et commercialisé par 3DR [10] voir la figure 4.3. Le développement du logiciel suit l'évolution du matériel et deux types de pilotes automatiques sont disponibles, l'APM2.6 et PixHawk, qui peuvent être utilisés sur n'importe quelle plateforme. La solution la moins chère a été choisie en fonction du DIY Quadrirotor et du pilote automatique Pixhawk. Le coût de l'ensemble du matériel nécessaire ne dépasse pas 800 euros. La figure 4.2 présente le drone DIY développé.

Ce chapitre présente le banc d'essai expérimental utilisé (voir, Figure 4.3). L'efficacité et les performances de la commande PID proposé dans ce mémoire sont validées en utilisant cette plateforme.

### 4.2 Présentation du banc d'essai

Les expériences ont été réalisées sur la base du projet de drone DIY à matériel et logiciel ouverts. Nous avons utilisé la plateforme présentée dans la figure 4.2 [23]. Il s'agit d'un banc d'essai utilisé pour les tests en intérieur. En particulier, pour valider les contrôleurs développés pour le contrôle d'attitude du Quadrirotor. Dans cette expérience, en raison des problèmes techniques, on ne considère que les mouvements de roulis et de tangage.

Le banc de test pour le contrôle d'attitude est composé d'un support et du DIY Quadrirotor. Le banc d'essai est équipé de :

1. Support avec rotule de rotation
2. Cadre quadruple
3. Pilote automatique Pixhawk
4. Quatre contrôleurs de vitesse électroniques (ESC)
5. Quatre moteurs sans balais avec hélices
6. Récepteur RC Graupner
7. Radios de télémétrie 3DR
8. GPS u-blox avec boussole
9. Tableau de distribution d'énergie et batterie LiPo
10. Module APM Power pour mesurer la consommation de courant et la tension de la batterie

En outre, l'émetteur RC est utilisé pour effectuer le contrôle manuel et la sélection du mode de vol. La station open source (QGroundControl ou Mission Planner) est utilisée pour visualiser les données télémétriques, configurer les paramètres du mode de vol et calibrer les capteurs. Voir la figure 4.1 pour le montage de Pixhawk 2 avec différents autres composants. Le pilote automatique Pixhawk est basé sur un cœur 32 bits STM32F427 Cortex M4F, 168 Mhz/256 KB RAM/2 MB Flash et un co-processeur 32 bits STM32F103 failsafe. Le système embarqué est équipé d'un Accéléromètre/Gyro 6 DoF MPU-6000 et d'une carte ST Micro Accéléromètre/magnétomètre à 3 axes LSM303D. Le pixhawk est également équipé d'une carte micro SD pour l'enregistrement à haut débit sur de longues périodes. La fréquence de fonctionnement de la boucle principale du firmware et la fréquence d'acquisition des mesures de l'accéléromètre et du gyroscope sont toutes à 400Hz.

### 4.3 Validation expérimentale du contrôleur PID

Dans cette expérience, du fait de quelques problèmes techniques, on ne considère que les mouvements de roulis et de tangage. Les contrôleurs PID est conçu dans Matlab / Simulink, en utilisant le support PX4 d'Embedded Coder, on peut générer le code C / C ++ de Simulink, puis déployer le code dans le microcontrôleur. Les paramètres du PID utilisées dans cette expérience sont donné dans le tableau ci-dessou:

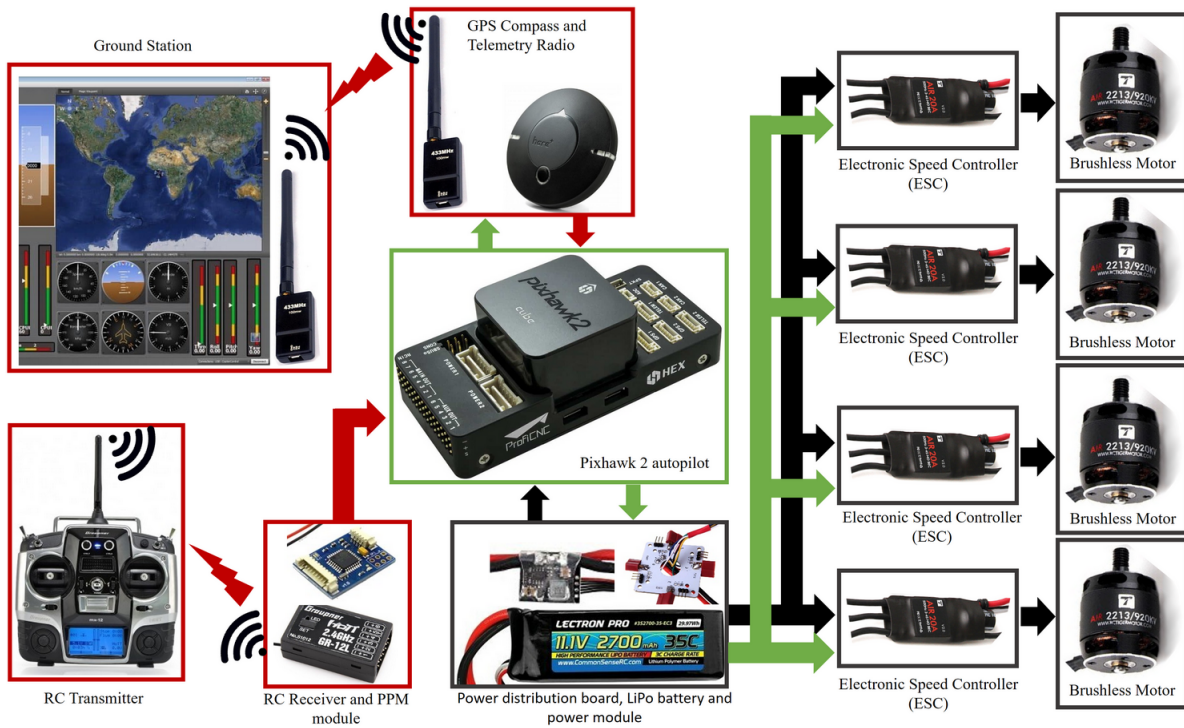


Figure 4.1: Pixhawk 2 mounting

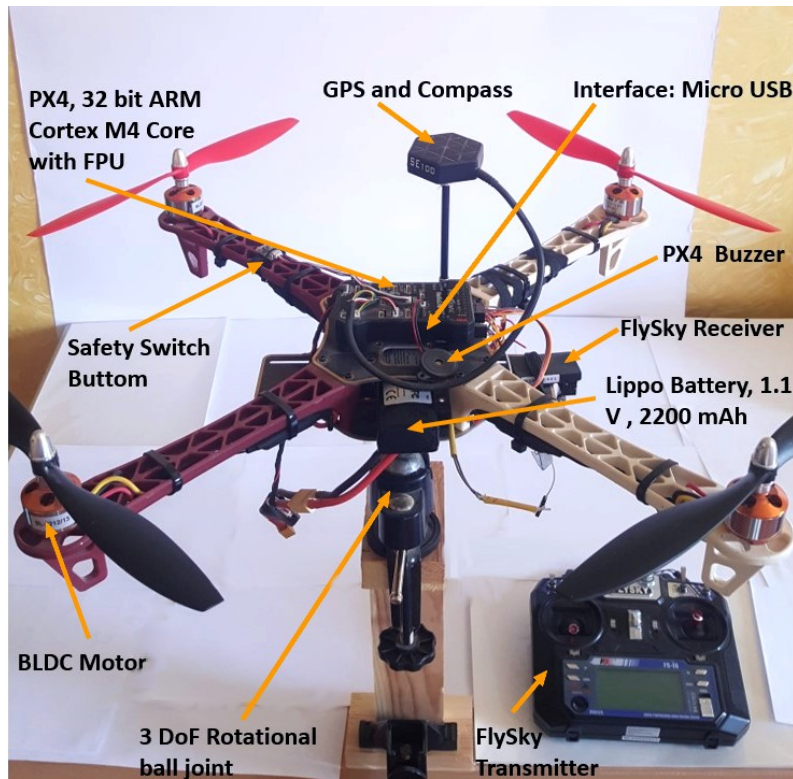


Figure 4.2: Le banc d'essai Quadrotor équipé du pilote automatique Pixhawk [23]

Table 4.1: Paramètres expérimentales du PID

Angles	PID gains		
$\phi$	$K_P = 4$	$K_I = 0.7$	$K_D = 1.2$
$\theta$	$K_P = 4$	$K_I = 0.7$	$K_D = 1.2$

Les résultats expérimentaux sont présentés dans les figures 4.3 et 4.4. Des perturbations de poussée manuelle ont été introduites aux extrémités du quadrirotor aux instants  $t \in [20s - 35s, 50s - 130s]$  afin de montrer la capacité du contrôleur PID proposé à faire face à de telles perturbations. Comme le montre la figure 4.3, malgré ces perturbations, le contrôleur a réussi à maintenir la stabilité du quadrirotor. Le contrôleur PID a été mis dans un défi difficile où une référence variable aléatoire a été donnée par la télécommande aux instants  $t \in 30s - 45s, 170s - 200s$ . Un bon suivi est obtenu pour les angles de roulis et de tangage, comme le montre la figure 4.3. L'erreur de suivi est relativement faible et encore une fois le contrôleur ne demande que des valeurs minimales (figure 4.4) afin d'atteindre l'objectif de minimiser l'erreur.

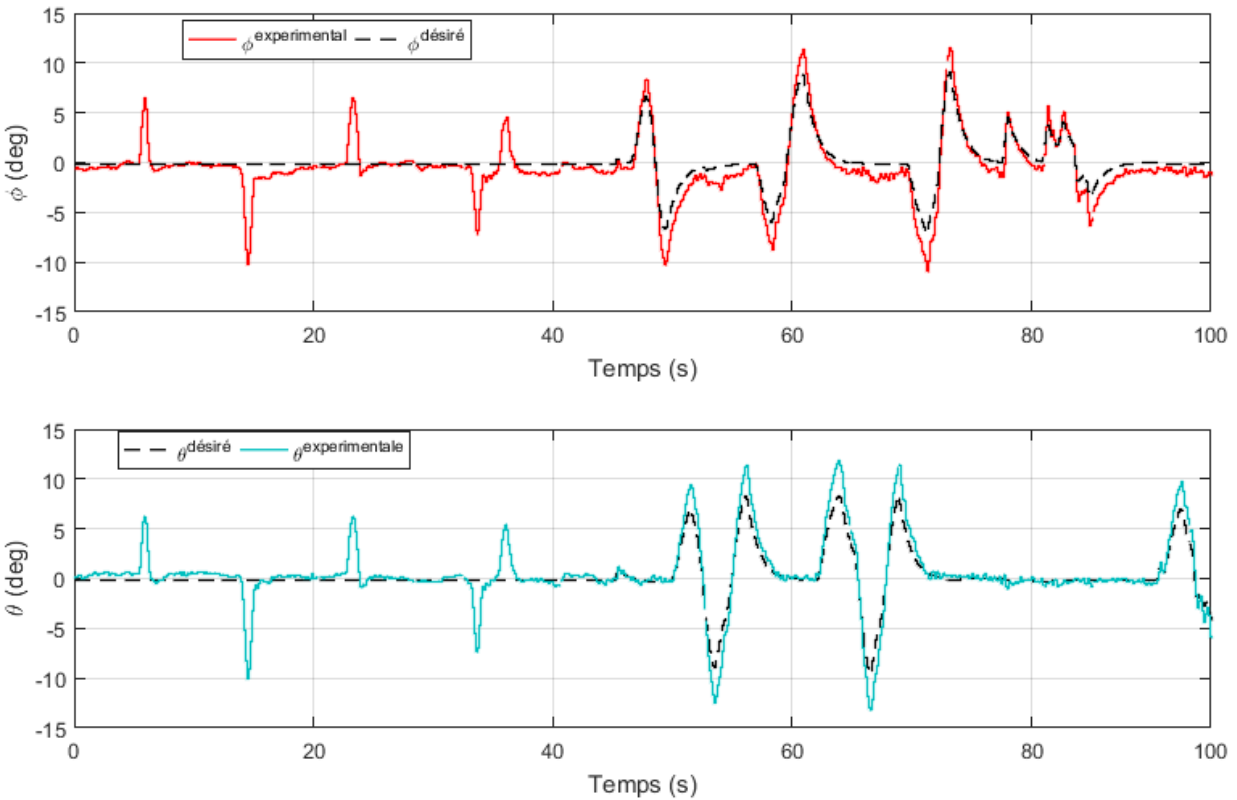


Figure 4.3: Résultats expérimentaux des angles  $\phi$  et  $\theta$  en présence de perturbations et des mouvements aléatoires.

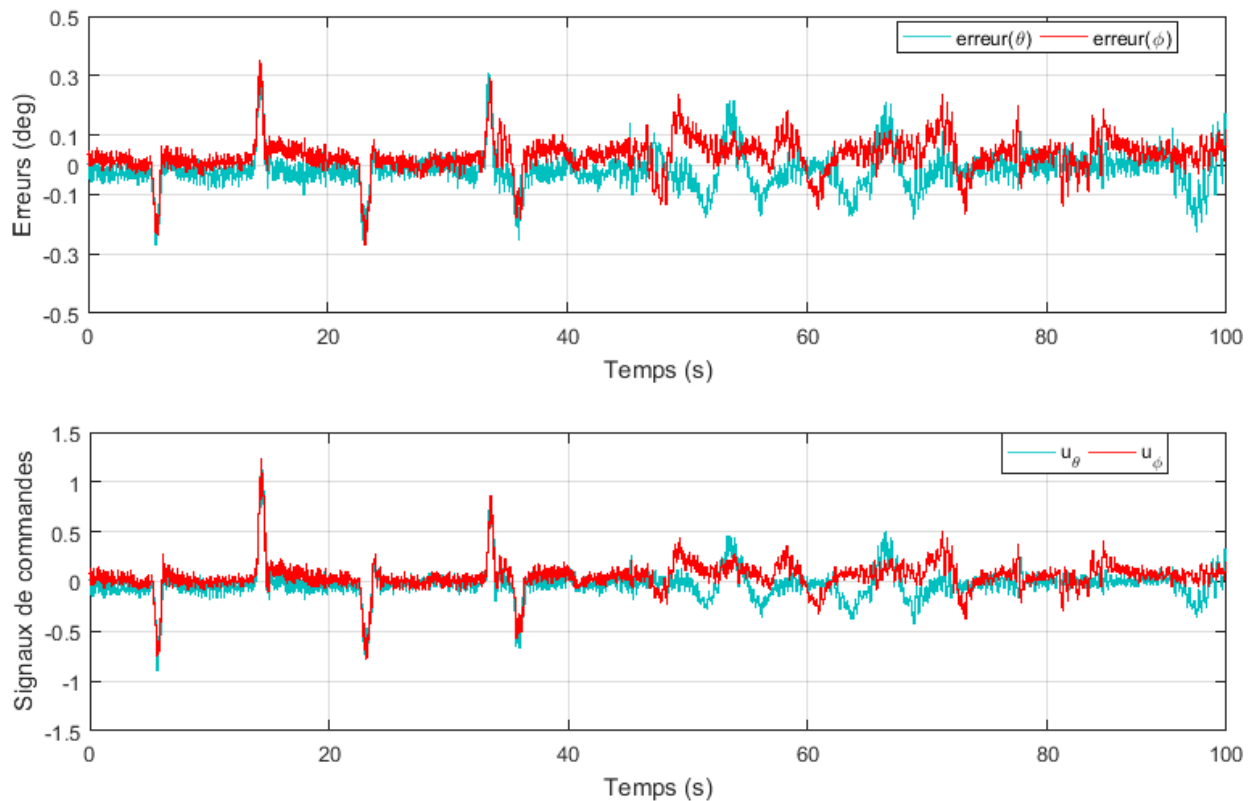


Figure 4.4: Erreurs et signaux de commandes expérimentales

## 4.4 Conclusion

Les marchés des véhicules aériens sans pilote sont en développement exponentiel. Notamment, en raison de l'élargissement des champs d'application civile et du fort potentiel de la robotique aérienne. En règle générale, il est difficile d'utiliser des robots aériens commerciaux à des fins de recherche, car les chercheurs doivent développer leur propre contrôleur de vol afin qu'ils puissent accéder à toutes les informations des capteurs dont ils ont besoin et contrôler correctement le robot. Un tel problème est résolu par l'émergence de projets open source dans ce domaine. Probablement, l'un des projets open source les plus connus dans la communauté des robots aériens est le projet ArduCopter. Parrainé par 3DRobotics, le projet propose une solution open source complète pour contrôler différents types de robots aériens. Pour cette raison, nous avons utilisé ce projet comme point de départ pour faire des recherches expérimentales.

Le projet ArduCopter a été modifié et utilisé avec succès pour valider les résultats théoriques de la recherche. En effet, le PID proposé a été validé à l'aide du matériel DIY Quadcopter et du projet logiciel ArduCopter. Un banc d'essai pour le contrôle d'attitude a été assemblé à l'aide d'un support à rotule tournante à des fins de sécurité. Les résultats expérimentaux obtenus montrent l'efficacité et les performances régulateur proposé.

# Conclusion Générale

Au terme de ce projet, nous pouvons dire que nous avons touché à un nouveau domaine de l'électronique et de l'automatique, c'est le domaine de la robotique aérienne (drones). la robotique aérienne a fait de grand progrès. Cet intérêt est justifié par les avancées technologiques récentes qui rendent possibles la conception et la construction des mini-drones et par le domaine d'application civile et militaire très vaste de ces aéronefs. Les drones sont classifiés en trois catégories principales : les avions, les dirigeables et les hélicoptères. Le travail réalisé dans cette thèse rentre dans ce cadre de recherche sur le meilleur technique de commande pour la stabilité de Quadrirotor.

Notre objectif est de développer des commandes avancées d'une part, et de proposer des méthodes d'hybridations entre ces techniques de commande assurant la stabilité du drone d'autre part.

Nous nous sommes tout d'abord intéressés à attribuer au Quadrirotor un modèle représentatif qui reflète sa dynamique de translation et celle de rotation. Nous avons pris en compte les perturbations externes, puis, deux techniques de commande ont été développées pour faire face au contrôle d'un tel quadrirotor en présence de ces perturbations. Les résultats de simulation nous montrent le niveau de robustesse et des performances de chacun des deux techniques de commandes proposées.

Afin de valider les résultats théoriques, le projet ArduCopter a été modifié et utilisé avec succès. En effet, la commande PID proposée a été validée à l'aide du matériel DIY Quadcopter et du projet logiciel ArduCopter. Un banc d'essai pour le contrôle d'attitude a été assemblé à l'aide d'un support à rotule tournante à des fins de sécurité. Les résultats expérimentaux obtenus montrent l'efficacité et le niveau de robustesse de la méthode proposée.

# Bibliography

- [1] Lenaick Besnard, Yuri B Shtessel, and Brian Landrum. Control of a quadrotor vehicle using sliding mode disturbance observer. In *2007 American Control Conference*, pages 5230–5235. IEEE, 2007.
- [2] Samir Bouabdallah and Roland Siegwart. Design and control of a miniature quadrotor. In *Advances in unmanned aerial vehicles*, pages 171–210. Springer, 2007.
- [3] H Bouadi, M Bouchoucha, and M Tadjine. Modelling and stabilizing control laws design based on backstepping for an uav type-quadrotor. *IFAC Proceedings Volumes*, 40(15):245–250, 2007.
- [4] Laloui Derafa, Tarek Madani, and Abdelaziz Benallegue. Dynamic modelling and experimental identification of four rotors helicopter parameters. In *2006 IEEE international conference on industrial technology*, pages 1834–1839. IEEE, 2006.
- [5] L Gautier, B Hamilton, J Hazebrouck, and T Tourrette. Pilotage d’un quadri-rotor via un fpga. *Tuteur ESIEE engineering, Journées pédagogiques*, 2008.
- [6] Benabadji I., kheloui S., Zemalache K.M, and Omari A. Extraction automatique de connaissances et optimisation en ligne d’une base de règles floues : Application au vol vertical d’un drone. *4ème Conférence Internationale sur l’Electrotechnique (ICEL’09),10-11, 15(1):143–152*, Novembre 2009.
- [7] Hicham Khebbache. *Tolérance aux défauts via la méthode backstepping des systèmes non linéaires: application système UAV de type quadrirotor*. PhD thesis, 2018.
- [8] Reza Olfati-Saber. *Nonlinear control of underactuated mechanical systems with application to robotics and aerospace vehicles*. PhD thesis, Massachusetts Institute of Technology, 2001.
- [9] Chirag Amrutbhai Patel. *Building a testbed for mini quadrotor unmanned aerial vehicle with protective shroud*. PhD thesis, 2006.
- [10] Aissa Rebai, Kamel Guesmi, and Boualem Hemici. Adaptive fuzzy synergetic control for nonlinear hysteretic systems. *Nonlinear Dynamics*, 86(3):1445–1454, 2016.
- [11] Abdelhamid Tayebi and Stephen McGilvray. Attitude stabilization of a four-rotor aerial robot. In *2004 43rd IEEE conference on decision and control (CDC)(IEEE Cat. No. 04CH37601)*, volume 2, pages 1216–1221. Ieee, 2004.

- 
- [12] Abdelhamid Tayebi and Stephen McGilvray. Attitude stabilization of a vtol quadrotor aircraft. *IEEE Transactions on control systems technology*, 14(3):562–571, 2006.
- [13] Jing Wang. *Quadrotor analysis and model free control with comparisons*. PhD thesis, Université Paris Sud-Paris XI, 2013.
- [14] Site web: <https://aeroquadrone.com/#/>. PhD thesis, .
- [15] Site web: <https://ardupilot.org/copter/>. PhD thesis, .
- [16] Site web: [https://en.wikipedia.org/wiki/Paparazzi\\_Project](https://en.wikipedia.org/wiki/Paparazzi_Project). PhD thesis, .
- [17] Site web: <https://github.com/commaai/openpilot>. PhD thesis, .
- [18] Site web: <https://pixhawk.org/>. PhD thesis, .
- [19] Site web: <https://www.mikrokoetter.de/en/home>. PhD thesis, .
- [20] Site web: <http://www.kkmulticopter.com/>. PhD thesis, .
- [21] Site web: <http://www.mutiwii.com/>. PhD thesis, .
- [22] Site web: <https://tpedrone.wordpress.com>. PhD thesis.
- [23] Abdessemed Yassine, Srairi Fawzi, Mokhtari Khalil, et al. A robust synergetic controller for quadrotor obstacle avoidance using bézier curve versus b-spline trajectory generation. *Intelligent Service Robotics*, 15(1):143–152, 2022.