



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

**GHADJEMIS KARIM & MESNADI FAYCAL**

### THEME

Commande non linéaire d'un quadrotor en  
présence de perturbations: Théorie et résultats  
expérimentaux

*Soutenu le :*

*devant la commission d'examen composée de :*

*Mr KHEMIES ABDERRAHMANE Grade : MCB à L'Université Abbes Laghrou de Khenchela Président*

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

*Mr LABDNI RAFIK Grade : MCB à L'Université Abbes Laghrou de Khenchela Examineur*

*Promotion 2021/2022*

Je dédie ce modeste travail à mes chers parents...

A mes frères et sœurs et toute la famille...

A tous mes professeurs...

A tous mes amis et mes collègues Particulier sahraoui tawfik...

Je n'oublie pas les gens qui m'ont aidé...

# Remerciement

Tout d'abord, nous remercions le Dieu de nous avoir donné la force, la volonté et le courage afin d'accomplir ce modeste travail. Ces remerciements s'adressent à nos familles qui nous ont toujours aidée et encourager durant nos longues années d'étude. Nos remerciements vont à notre encadreur Dr. Mokhtari Khalil , pour toute sa gentillesse, pour ses précieux conseils et pour sa patience avec nous, ainsi tous ceux qui nous ont aidée et soutenue dans notre travail. Nos profonds remerciements pour les membres de jury qui ont accepté d'évaluer ce travail. Finalement, nous tenons à exprimer notre profonde gratitude à l'ensemble des enseignants qui ont contribué à notre formation et à tous ceux qui ont participé à la réalisation de cette thèse.

# Résumé

Le quadrirotor est un robot volant faisant partie de la famille des multirotors. Il possède plusieurs caractéristiques (une structure de taille réduite, faible poids, agilité, décollage et atterrissage vertical) qui lui offrent plusieurs avantages par rapport à d'autres types de robots volants.

Le travail de ce mémoire a porté sur l'étude de quadrirotor. La modélisation dynamique du système et l'évaluation de deux algorithmes de commande ont été réalisées. Pour tester les résultats, une étude en simulation et une plate-forme réelle ont été développés. Le formalisme Newton-Euler a été utilisé pour modéliser le système dynamique. Les deux techniques de commandes, PID et synergetique ont été comparés. Les tests montrent bien la supériorité de la commande synergetique par rapport à la commande par PID, surtout en présence de perturbations externes. Une validation expérimentale pour confirmer les résultats théoriques a été établie à l'aide d'un banc d'essai quadrirotor.

# Abstract

The quadcopter is a flying robot that is part of the multirotor family. It has several characteristics (a structure of reduced size, low weight, agility, takeoff, and vertical landing) which allows it several advantages compared to other types of flying robots.

The work of this thesis focused on the study of quadrotor. The dynamic modeling of the system and the evaluation of two control algorithms have been carried out. To test the results, a simulation study and a test bench were developed. The Newton-Euler formalism was used to model the dynamic system. The two control techniques, PID and synergetic were compared. The tests have clearly demonstrated the superiority of synergetic control compared to PID control, especially in the presence of external disturbances. Experimental validation to confirm the theoretical results was established using a quadcopter test bed.

# Contents

<b>Abstract</b>	<b>i</b>
<b>Liste des Figures</b>	<b>iv</b>
<b>Liste des Tableaux</b>	<b>vi</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 Etat de l'Art . . . . .	5
1.3 Historique . . . . .	6
1.4 Classification des drones . . . . .	8
1.4.1 Les drones à voilure fixe . . . . .	8
1.4.2 Les drones à ailes battantes . . . . .	9
1.5 Les domaines d'utilisation . . . . .	9
1.5.1 Utilisation militaire des drones . . . . .	9
1.5.2 Utilisation civile des drones . . . . .	10
1.5.3 Autre domaines d'application . . . . .	10
1.6 Avantage et inconvénients . . . . .	11
1.6.1 Avantage . . . . .	11
1.6.2 Inconvénients . . . . .	12
1.7 Conclusion . . . . .	12
<b>2 Modélisation du quadrirotor</b>	<b>13</b>
2.1 Introduction . . . . .	13
2.2 Description générale du quadrirotor . . . . .	13
2.3 Les mouvements du quadrirotor . . . . .	14
2.3.1 Mouvement vertical . . . . .	14
2.3.2 Mouvement de roulis . . . . .	15
2.3.3 Mouvement de tangage . . . . .	15
2.3.4 Mouvement de lacet . . . . .	16
2.3.5 Mouvements de translation . . . . .	16
2.4 Modèle du quadrirotor . . . . .	17
2.4.1 Angles d'Euler . . . . .	17

2.4.2	Vitesses angulaires . . . . .	18
2.4.3	Vitesses linéaires . . . . .	18
2.4.4	Effets physiques agissants sur le quadrirotor . . . . .	19
2.4.5	Développement du Modèle mathématique selon Newton-Euler . . . . .	20
2.4.6	La dynamique des rotors . . . . .	23
2.5	Simulations en boucle ouvert d'un quadrotor . . . . .	24
2.6	Conclusion . . . . .	25
<b>3</b>	<b>Conception de contrôleurs PID et synergétiques</b>	<b>26</b>
3.1	Le contrôleur PID . . . . .	26
3.1.1	Un bref aperçu du contrôleur PID . . . . .	26
3.1.2	Résultats de la simulation du contrôleur PID . . . . .	27
3.2	Le contrôleur synergetique . . . . .	31
3.2.1	Un bref aperçu du contrôleur synergétique . . . . .	31
3.2.2	Conception du contrôleur synergétique . . . . .	32
3.2.3	Résultats de la simulation du contrôleur synergétique . . . . .	33
3.3	Comparison entre PID et Synérgetique . . . . .	36
3.3.1	Test 1: . . . . .	36
3.3.2	Test 2: . . . . .	37
3.4	Conclusion . . . . .	38
<b>4</b>	<b>Validation expérimentale du contrôleurs synergetique</b>	<b>39</b>
4.1	Introduction . . . . .	39
4.2	Présentation du banc d'essai . . . . .	39
4.3	Validation expérimentale du contrôleur synergetique . . . . .	40
4.4	Conclusion . . . . .	43
	<b>Conclusion générale</b>	<b>45</b>

# Liste des Figures

1.1	Gyroplane Breguet-Richet. . . . .	7
1.2	Quadrirotor de Bothezat. . . . .	7
1.3	Appareille no2d'Oehmichen . . . . .	7
1.4	Prototype volant du Parrot AR.Drone (à gauche).Décollage de Parrot AR.Drone 2.0, Nevada, 2012 (à droite . . . . .	8
1.5	Drones à voilure fixe.. . . .	9
1.6	Drones à ailes battantes. . . . .	9
1.7	Utilisation des drones dans le secteur militaire. . . . .	10
1.8	Quelques domaines d'utilisation civile des drones . . . . .	11
1.9	Quadrotor . . . . .	11
2.1	Structure générale d'un quadrirotor. . . . .	14
2.2	Illustration du mouvement vertical . . . . .	15
2.3	Illustration du mouvement de roulis. . . . .	15
2.4	Illustration du mouvement de tangage. . . . .	16
2.5	Illustration du mouvement de lacet. . . . .	16
2.6	Illustration du mouvement de translation. . . . .	17
2.7	Mouvement de lacet $\psi$ et sa référence $\psi_d$ . . . . .	24
2.8	Mouvement de roulis $\phi$ et sa référence $\phi_d$ . . . . .	25
2.9	Mouvement de lacet $\psi$ et sa référence $\psi_d$ . . . . .	25
3.1	Structure parallèle d'un régulateur PID. . . . .	26
3.2	Evolution des angles $\phi, \theta$ and $\psi$ . Lignes pointillées représentent les trajectoires de références, lignes continues représentent les trajectoires mesurées . . . . .	29
3.3	Erreurs et signaux de commandes . . . . .	29
3.4	Evolution des angles $\phi, \theta$ and $\psi$ en présence de perturbations. Lignes pointillées représentent les trajectoires de références, lignes continues représentent les tra- jectoires mesurées . . . . .	30
3.5	Erreurs et signaux de commandes du deuxième test (avec perturbation) . . . . .	31
3.6	Schéma fonctionnel de la commande synergetique proposé. . . . .	33
3.7	Evolution des angles $\phi, \theta$ and $\psi$ . Lignes pointillées représentent les trajectoires de références, lignes continues représentent les trajectoires mesurées . . . . .	34
3.8	Erreurs et signaux de commandes . . . . .	34
3.9	Evolution des angles $\phi, \theta$ and $\psi$ en présence de perturbations. Lignes pointillées représentent les trajectoires de références, lignes continues représentent les tra- jectoires mesurées . . . . .	35
3.10	Erreurs et signaux de commandes du deuxième test (avec perturbation) . . . . .	36

3.11	Evolution des angles $\phi$ , $\theta$ and $\psi$ en présence de perturbations. Lignes pointillées représentent les trajectoires de références, lignes continues représentent les trajectoires mesurées . . . . .	37
3.12	Evolution des angles $\phi$ , $\theta$ and $\psi$ en présence de perturbations. Lignes pointillées représentent les trajectoires de références, lignes continues représentent les trajectoires mesurées . . . . .	38
4.1	Pixhawk 2 mounting . . . . .	41
4.2	Le banc d'essai Quadrotor équipé du pilote automatique Pixhawk . . . . .	41
4.3	Resultats experimentales des angles $\phi$ et $\theta$ en présence de perturbations. . .	42
4.4	Erreurs et signaux de commandes experimentales . . . . .	43

## Liste des Tableaux

1.1	Quelques projets sur les Quadrirotor qui ont été deja developpé. . . . .	6
3.1	Paramètres du Quadrirotor . . . . .	28
3.2	Paramètres du PID . . . . .	28

# 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

# Introduction générale

Les systèmes industriels modernes s'appuient de plus en plus sur des techniques de commande avancées dont l'objectif est d'atteindre des niveaux de performances élevés. Néanmoins, si un défaut est appa rait dans un système, ces stratégies de commande peut s'avérer très limitées, induisent des comportements non d esir es de celui-ci, elles peuvent même le conduire vers l'instabilité surtout dans les systèmes critiques (tels que les centrales nucléaires, les avions, . . . etc.). Avec la démocratisation des drones et leur grande accessibilité, ces appareils sont de plus en plus utilis es dans un grand nombre de domaines, nous citerons comme exemple la surveillance du trafic routier, l'exploration environnementale, la cartographie et prise de vue aérienne sans compter toutes les utilités militaires. La capacité des drones de type quadrotor à décoller et atterrir verticalement et leur grande agilité, ainsi que leur capacité à faire du vol stationnaire en font des appareils d'une grande versatilité, et a l'utilité limitée seulement par l'imagination (Bouabdallah, 2007). Pendant le vol, le quadrotor est soumis à plusieurs perturbations qui peuvent être exogènes et endogènes, les perturbations exogènes sont dus aux conditions atmosphérique, tandis que les endogènes sont dus à l'état interne du drone. Ces perturbations rendent la modélisation fastidieuse et difficile La conception de drones est divisée essentiellement en deux parties : la partie algorithmique et la partie matérielle. Bien qu'il existe un certain nombre de difficultés associées à ce travail, les chercheurs et les concepteurs se sont impliqu es de manière intense dans ces deux activités pour faire des contributions dans ce domaine. La partie algorithmique concerne le développement des lois de commande. Dans cette branche les automaticiens sont int eress es de plus en plus à l'étude et au développent des lois de commande tant linéaires que non linéaire pour gouverner la dynamique de ces véhicules. La deuxième partie concerne le développement de la plate-forme expérimentale ou autopilote qui sera embarquée dans le véhicule. L'objectif de ce travail est construire un drone de type quadrotor pilot e via commande de vol (radiocommande). Ce mémoire s'articule autour de quatre chapitres :

- Chapitre I : Dans ce chapitre nous allons présenter des généralités sur les drones, son but est à la fois d'expliquer ce que sont les drones, de démontrer leur potentiel considérable ainsi d'exposer les notions les plus élémentaires.
- Chapitre II : Ce chapitre est consacr e 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 III : Dans ce chapitre on entame les fondements théoriques de deux techniques de commande, la première, est la commande par correcteur PID, et la deuxième

est la commande synergetique. Puis, l'application de ces lois de commandes sur le quadrirotor.

- Chapitre IV : Ce dernier chapitre est consacré à la validation expérimentale de la commande synergetique à l'aide d'un banc d'essai quadrirotor. Finalement nous terminons ce travail par une conclusion générale.

# Chapitre 1

## Généralité sur les drones

### 1.1 Introduction

Les drones ou encore U.A.V (Unmanned Aerial Vehicle : Véhicule aérien sans pilote) sont des aéronefs sans pilote capables de faire des missions d'une façon plus ou moins autonome et automatique. Ils ont été conçus au début pour des missions purement militaires. Ils sont utilisés ensuite dans beaucoup d'applications civiles, telles que la photographie, l'exploration des endroits, la prospection et les missions de sauvetage [11]. Ce premier chapitre donne des généralités sur les drones. Il présente la définition d'un drone, quelques configurations des drones, ainsi que le drone quadrirotor. Un drone 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 [15]. 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. L'utilisation des drones 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...etc), 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. [26]. Aujourd'hui, plusieurs modèles des drones sont disponibles suivant leurs domaines d'application et la mission accordée. Parmi ces modèles, il y a les drones à ailes fixes, les drones à ailes battantes et les aéronefs à décollage et atterrissage vertical (à voilures tournantes) 'VTOL': Vertical Take off and Landing.

### 1.2 Etat de l'Art

L'état de l'art en matière de contrôle des quadrotors a radicalement changé au cours des dernières années. Le nombre de projets s'attaquant à ce problème a considérablement et soudainement augmenté. La plupart de ces projets sont basés sur des jouets disponibles dans le commerce comme le Dragan flyer [2], modifiés par la suite pour avoir plus de capacités sensorielles et de communication. Seuls quelques groupes se sont attaqués au problème de la conception de la MFR et encore moins l'ont fait de manière optimale (prise en compte

simultanée de la conception et du contrôle) pour un quadrotor. Le Tableau 1.1 énumère probablement les projets de quadrotors les plus importants de ces 20 dernières années. Projet de mécoptère, a débuté en 1999 et s’est terminé en 2001. Il visait à étudier la faisabilité d’un quadrotor à l’échelle centimétrique. L’application principale du projet était le déploiement sur de vastes zones ou planètes d’un grand nombre de micro-véhicules fournissant des données atmosphériques et météorologiques. fournissant des données atmosphériques et météorologiques. Starmac, un autre projet intéressant, il vise la démonstration du contrôle multi-agent de quadrotors d’environ 1 kg. Cependant, aucun de ces systèmes n’a été construit sur la base d’une méthodologie claire et systématique d’optimisation de la conception.

Table 1.1: Quelques projets sur les Quadrirotor qui ont été déjà développés.

Project	University	Status	Picture
Mécoptère	Stanford	Terminé	
E. Thèse d’Altuğ	Universities de Pennsylvanie	Terminé	
P. Castillo thèse	Universities de Compiegne	Terminé	
A. La thèse Clifton	Universi Vanderbilt	Terminé	
P. La thèse Pounds	ANU	en cours	
N. Guenard thèse	CEA	en cours	
Starmac	Stanford	en cours	
M. Kemper’s thèse	Université d’Oldenburg	en cours	
P. Tournier’s thèse	MIT	en cours	
MD4-200r	microDrones GmbH	en cours	

### 1.3 Historique

En 1907, la société Breguet développe le gyroplane Breguet-Richet; le premier quadrirotor qui a vu le jour. Il n’a pas pu décoller qu’à 60 cm du sol et quatre hommes maintenaient sa structure

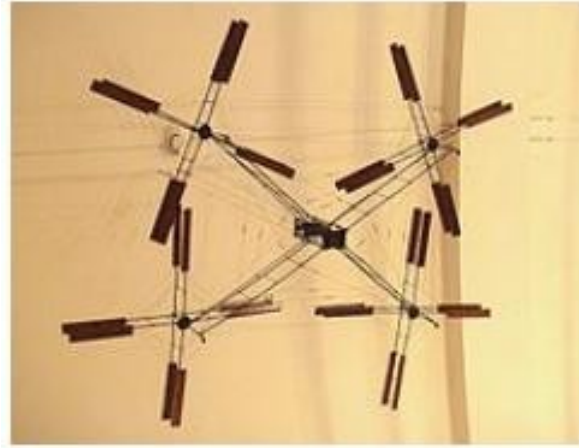


Figure 1.1: Gyroplane Breguet-Richet.

En janvier 1921, George de Bothezat, l'Américain d'origine russe, est la première personne qui a réussi à faire voler un quadrirotor. En décembre 1922, il exécute avec succès un vol de 1 min 42 s à 1.8m du sol. Le 19 janvier 1923, l'appareil emporte deux personnes à 1.2 m du sol [18].



Figure 1.2: Quadrirotor de Bothezat.

En 1924, le Français Étienne Oehmichen présente un quadrirotor monte une altitude de plus de dix mètres et fait une boucle complète sur un kilomètre en 7 minutes et 40 secondes. Le type no2 du quadrirotor d'Oehmichen est doté de huit hélices de direction.



Figure 1.3: Appareille no2 d'Oehmichen

En janvier 2016, la société chinoise Erlang présente un Quadrirotor qui peut transporter une personne de 100 kg, à 500 mètres d'altitude.

Aujourd'hui, les recherches sur les quadrirotors se poursuivent. Certains programmes actuels incluent : Les drones Parrot AR, un petit quadrirotor radiocommandé, équipé de caméras, construit par Parrot SA, conçu pour être contrôlé par un Smartphone ou une tablette.



Figure 1.4: Prototype volant du Parrot AR.Drone (à gauche).Décollage de Parrot AR.Drone 2.0, Nevada, 2012 (à droite

[19].

## 1.4 Classification des drones

La classification des drones varie selon les pays. Cependant les drones peuvent être classés en plusieurs catégories selon l'altitude, l'endurance qui est le temps que peut passer l'aéronef en vol, la taille ou encore leur voilure. Dans ce cadre, les drones peuvent se décomposer en trois familles qui sont [12]:

### 1.4.1 Les drones à voilure fixe

Les drones de cette famille sont constitués d'une paire d'ailes assurant la sustentation (voir la figure 1.5), la propulsion est assurée par une ou plusieurs hélices, cette famille est composée de catégories suivantes :

- Les drones volant à haute altitude et longue endurance (HALE) : Qui peuvent voler à une altitude de 20 000 mètre avec une autonomie d'une trentaine d'heures, ils possèdent une charge utile importante et ils sont équipés de caméras (visible et infrarouge) et des radars divers.



Figure 1.5: Drones à voilure fixe..

### 1.4.2 Les drones à ailes battantes

La sustentation et le pilotage des drones de cette famille sont assurés par des ailes battantes, menés d'une capacité de vol avec des trajectoires similaires à celles des insectes et de vol stationnaire à basses vitesses, comme les voilures tournantes, ce qui est intéressant pour des missions dans des espaces réduits. Ces engins permettent des manœuvres agiles, ce qui représente un autre avantage, certain pour les missions de reconnaissance ou de surveillance, la figure 1.5 montre des exemples des drones de cette famille.



Figure 1.6: Drones à ailes battantes.

## 1.5 Les domaines d'utilisation

On retrouve le drone aujourd'hui dans de nombreux domaines d'activité car son utilisation ne cesse de se rallonger. On distingue principalement deux types d'utilisations, utilisation militaire et utilisation civile [11].

### 1.5.1 Utilisation militaire des drones

Les drones sont utilisés dans l'armée depuis la seconde guerre mondiale afin de faire l'observation, le renseignement, la reconnaissance du terrain pour les troupes terrestres et aériennes et

comme une arme de combat. Le pilotage d'un drone peut s'effectuer à partir de sites distants de plusieurs milliers de kilomètres du drone, comme illustre la figure 1.6.



Figure 1.7: Utilisation des drones dans le secteur militaire.

### 1.5.2 Utilisation civile des drones

Le transfert des drones vers le secteur civil a permis d'imaginer un nombre important d'applications civiles comme présenté sur la figure 1.7, ce qui ouvre une croissance potentielle et considérable dans des secteurs variés et innovants tels que:

- 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.

### 1.5.3 Autre domaines d'application

Nous pouvons citer d'autre domaines d'application tel que [23]:

- 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 ).



Figure 1.8: Quelques domaines d'utilisation civile des drones

- 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 1.9: Quadrotor

## 1.6 Avantage et inconvénients

### 1.6.1 Avantage

Parmi les avantages du quadrirotor, on peut citer [24]

- 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 permette 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) [20, 21]. 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).

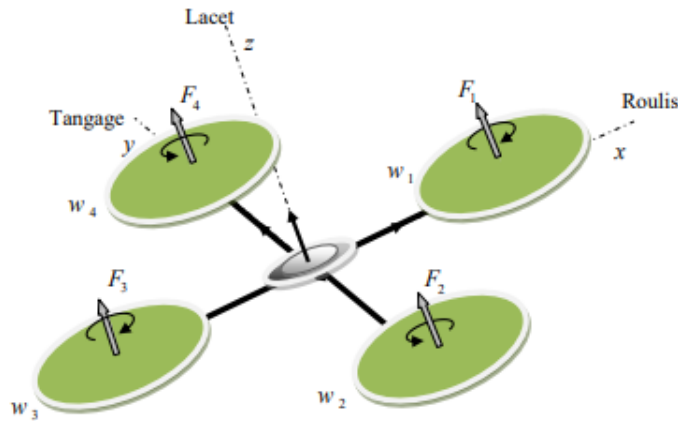


Figure 2.1: Structure générale d'un quadrirotor.

## 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

si la force de portance est supérieure au poids 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.

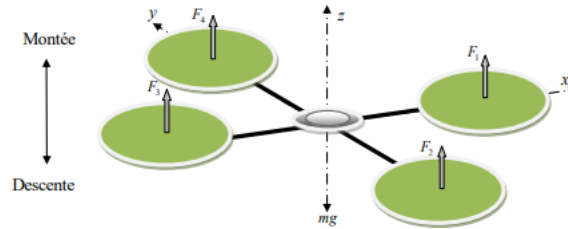


Figure 2.2: Illustration du mouvement vertical

### 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  $y$ .

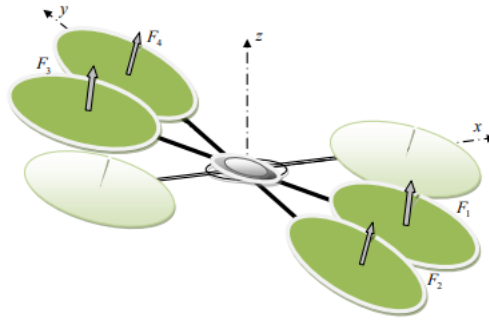


Figure 2.3: Illustration du mouvement de roulis.

### 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  $x$

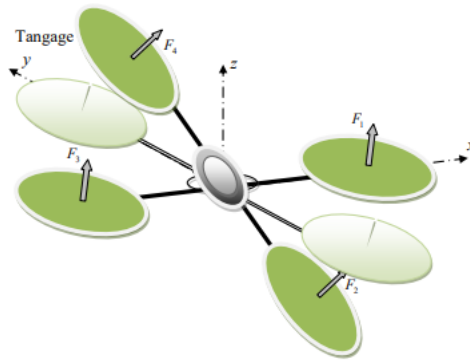


Figure 2.4: Illustration du mouvement de tangage.

### 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.

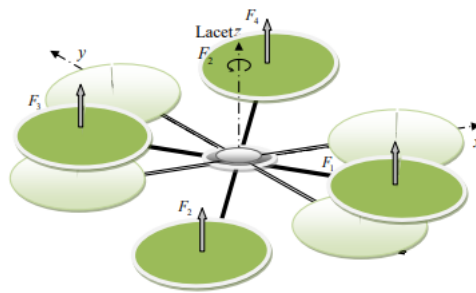


Figure 2.5: Illustration du mouvement de lacet.

### 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.

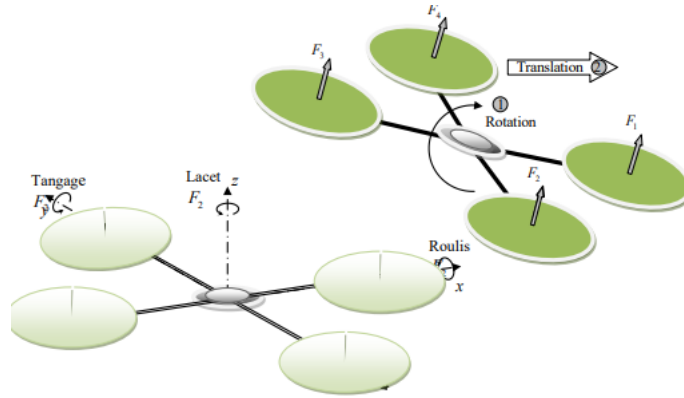


Figure 2.6: Illustration du mouvement de translation.

## 2.4 Modèle du quadricoptère

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[10] :

- La structure du quadricoptère 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 quadrirotor

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

$K_{fi}$  = 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 [20, 21, 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 :

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

$K_{ftx}, K_{fty}, K_{ftz}$ : 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 :

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

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 Quadrotor 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 :

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

tel que  $d_\phi, d_\theta, d_\psi$  representent les perturbations externe pour les angles  $\phi, \theta$ , et  $\psi$  respectivement.

## 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 [20, 21], 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 developper 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.

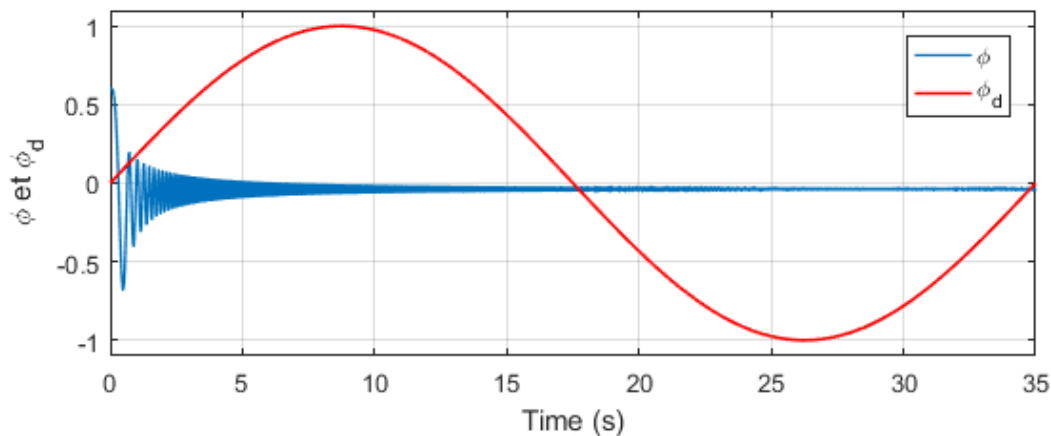
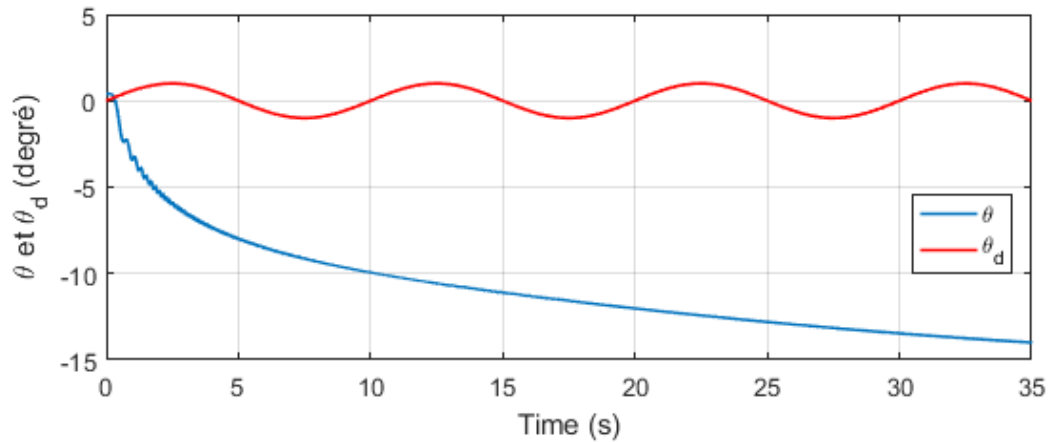
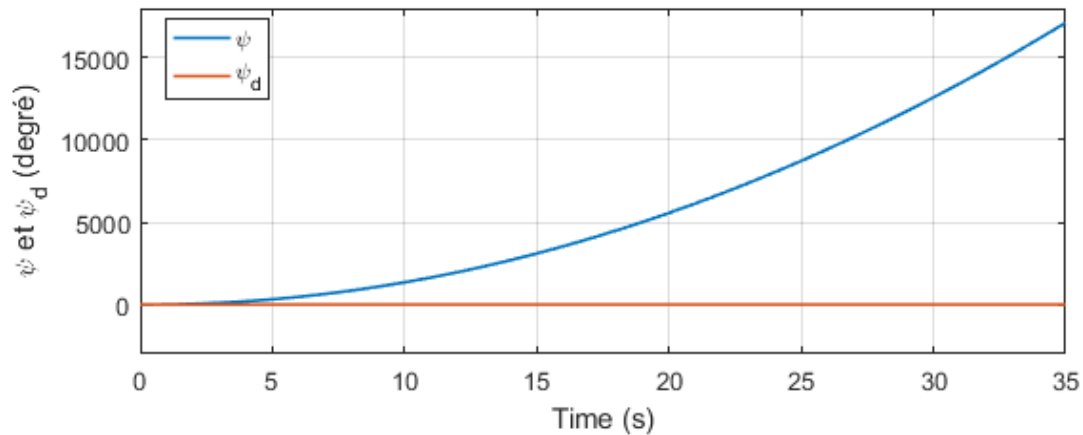


Figure 2.7: Mouvement de lacet  $\psi$  et sa reference  $\psi_d$ .

Figure 2.8: Mouvement de roulis  $\phi$  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 présenterons deux structures de commande basées sur la commande par PID et la commande par synergetique

# Chapitre 3

## Conception de contrôleurs PID et synergétiques

### 3.1 Le contrôleur PID

#### 3.1.1 Un bref aperçu du contrôleur PID

Le régulateur PID, ou correcteur PID (proportionnel, intégral, dérivé) est un algorithme de contrôle qui permet d'améliorer les performances d'un asservissement, c'est-à-dire un système ou procédé en boucle fermée. C'est le régulateur le plus utilisé dans plusieurs domaines où ses qualités de correction s'appliquent à de multiples grandeurs physiques. Parmi les avantages de ce régulateur nous citons [22]

- Structure simple.
- Bonne performance dans plusieurs processus.
- Fiable, même sans un modèle spécifique du système de contrôle.

En robotique, la technique PID représente les bases du contrôle. Même si de nombreux algorithmes différents offrent de meilleures performances que PID, cette dernière structure est souvent choisie pour les raisons exprimées ci-dessus. La structure PID est composée de l'addition de trois contributions, comme le montrent la figure ci-dessous.

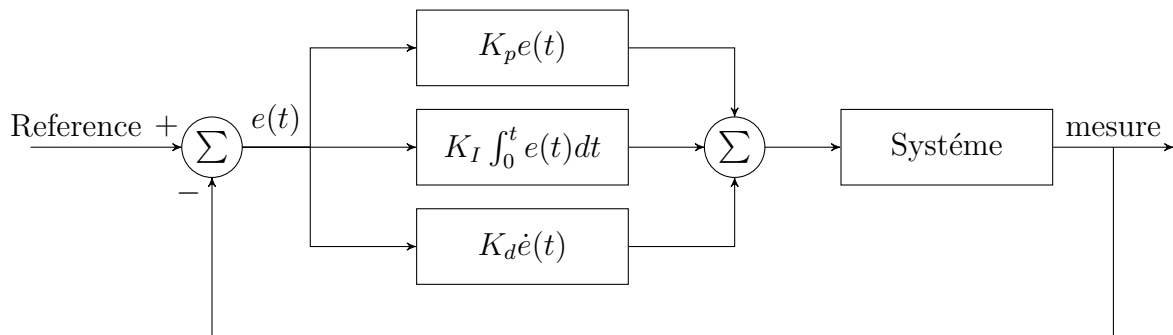


Figure 3.1: Structure parallèle d'un régulateur PID.

On définissant l'erreur qui est la différence entre la consigne (valeur désirée) et la mesure (valeur réelle):

$$e = \text{reference} - \text{mesure} \quad (3.1)$$

L'expression générale du correcteur s'écrit en fonction de l'erreur sous la forme suivante :

$$U(t) = K_p e(t) + K_i \int e(\tau) d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (3.2)$$

La structure PID est composée de l'addition de trois actions:

- **Une action Proportionnelle** : l'erreur est multipliée par un gain  $K_p$  pour améliorer la rapidité du système, plus  $K_p$  est grand plus le temps de réponse diminue, plus dépassement augment et stabilité du système est détériorée.
- **Une action Intégrale** : l'erreur est intégrée sur un intervalle de temps  $t$ , puis multipliée par un gain  $K_i$  pour éliminer l'erreur résiduelle en régime permanent (erreur statique) et améliore la précision mais, ceci provoque l'augmentation du déphasage.
- **Une action Dérivée** : l'erreur est dérivée suivant un temps  $t$ , puis multipliée par un gain  $K_d$  ce qui accélère la réponse du système et améliore la stabilité de la boucle

Au début de ce chapitre nous avons mentionné que le quadrirotor est un système sous-actionné à 6 DDL ; les mouvements de translation sont occupés 3 DDL selon les axes  $(x, y, z)$ , autres DDL sont occupés par les mouvements de rotation selon les axes  $(x, y, z)$  c'est-à-dire les mouvements roulis, tangage et lacet respectivement. Notre quadrirotor est un quadrirotor radiocommandé par une manette de deux boules joysticks, alors que nous n'ayons pas besoin de corriger les erreurs de translation qui vont corriger manuelles. En ce qui concerne l'erreur qui s'introduit au mouvement de roulis, tangage et lacet sera corrigée en utilisant le correcteur PID à travers un gyroscope. Les angles d'orientation sont contrôlés comme décrit dans les équations suivantes:

$$u_\phi = K_{pa} (\phi_d - \phi) + K_{ia} \int_0^t (\phi_d - \phi) + K_{da} \frac{d(\phi_d - \phi)}{dt} \quad (3.3)$$

$$u_\theta = K_{pa} (\theta_d - \theta) + K_{ia} \int_0^t (\theta_d - \theta) + K_{da} \frac{d(\theta_d - \theta)}{dt} \quad (3.4)$$

$$u_\psi = K_{pa} (\psi_d - \psi) + K_{ia} \int_0^t (\psi_d - \psi) + K_{da} \frac{d(\psi_d - \psi)}{dt} \quad (3.5)$$

Où  $K_{pa}$ ,  $K_{ia}$  et  $K_{da}$  sont des paramètres du contrôleur PID pour le contrôle des angles de roulis, de tangage et de lacet.

### 3.1.2 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 [14]. 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		
$\phi$	$K_P = 8$	$K_I = 1.1$	$K_D = 1.2$
$\theta$	$K_P = 8$	$K_I = 1.1$	$K_D = 1.2$
$\psi$	$K_P = 60$	$K_I = 30$	$K_D = 40$

### Test 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.

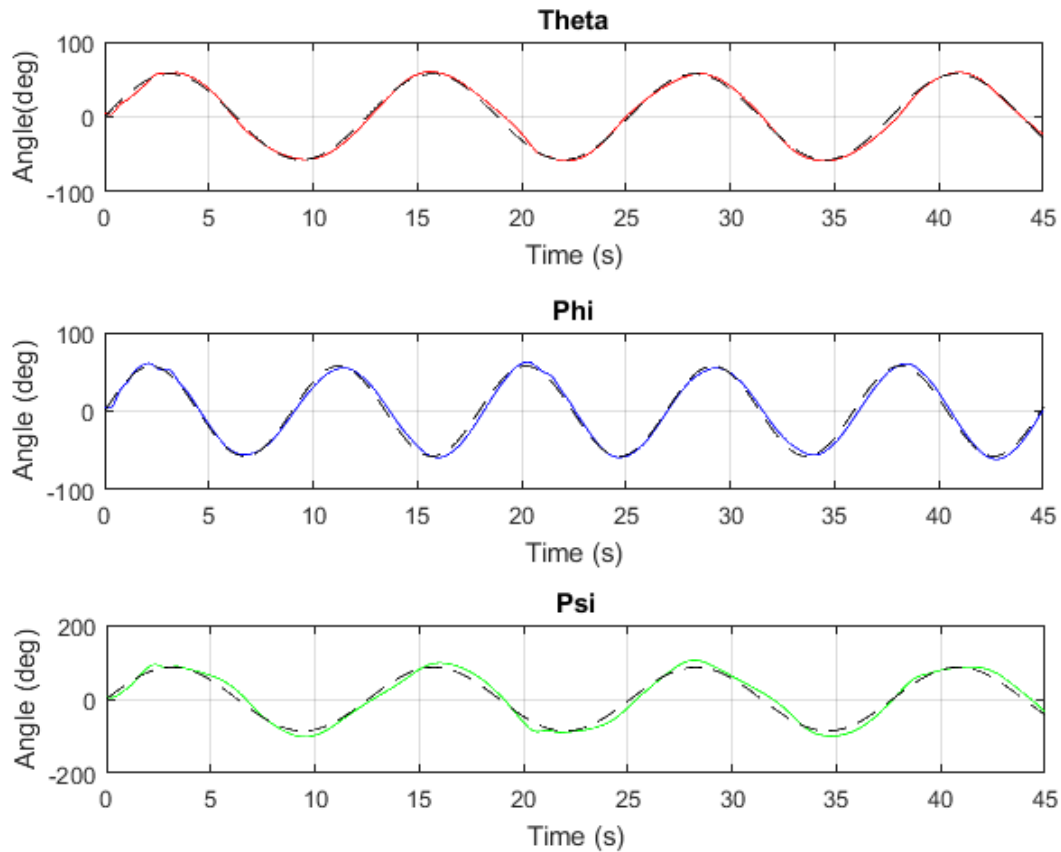


Figure 3.2: Evolution des angles  $\phi, \theta$  and  $\psi$ . Lignes pointillées représentent les trajectoires de références, lignes continues représentent les trajectoires mesurées

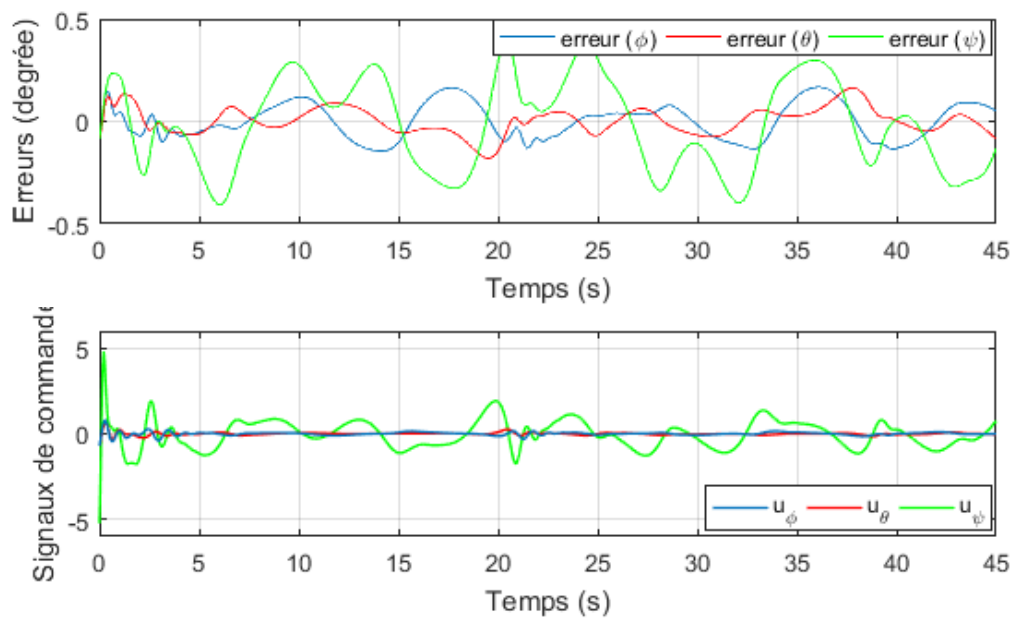


Figure 3.3: Erreurs et signaux de commandes

**Test 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  $d_\phi = 0.2 \text{ Nm}$ ,  $d_\theta = 0.2 \text{ Nm}$ ,  $d_\psi = 0.3 \text{ Nm}$ , 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.

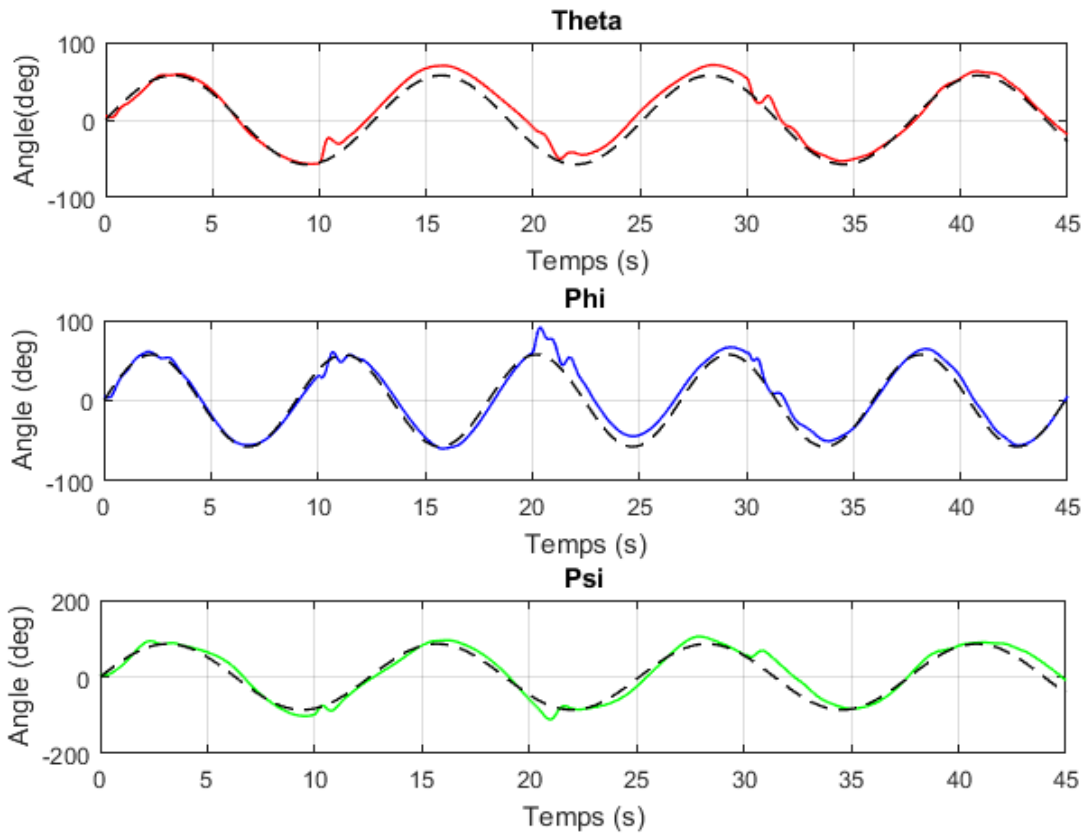


Figure 3.4: Evolution des angles  $\phi$ ,  $\theta$  and  $\psi$  en présence de perturbations. Lignes pointillées représentent les trajectoires de références, lignes continues représentent les trajectoires mesurées

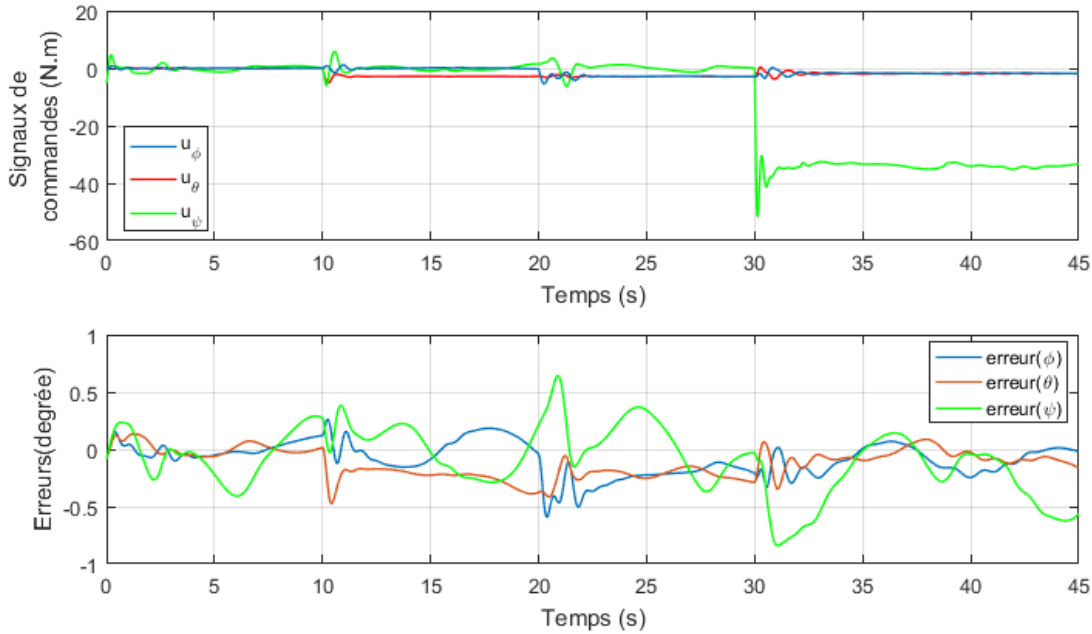


Figure 3.5: Erreurs et signaux de commandes du deuxième test (avec perturbation)

## 3.2 Le contrôleur synergetique

La méthodologie de contrôle synergetique est une tendance prometteuse dans la science du contrôle basée sur le principe de l'auto-organisation dirigée. La méthode a trouvé une application particulière dans les systèmes non linéaires pour résoudre des problèmes de contrôle compliqués. La théorie du contrôle synergetique nécessite une vision globale des interactions dynamiques du système contrôlé entre l'énergie, la matière et l'information mises en œuvre à l'aide de rétroactions positives et négatives. Le cadre de contrôle synergetique est basé sur la base de l'expansion et de la contraction de la dynamique de l'espace d'état du système contrôlé. Il a une performance transitoire appropriée pour le système contrôlé, ce qui est une exigence et un défi importants dans la conception de contrôleurs modernes dans la théorie du contrôle de système non linéaire. De plus, le contrôleur synergetique est sans "chattering", phénomène qui limite l'utilisation pratique de la théorie du contrôle par mode glissant en raison de sa discontinuité. [13, 16, 7, 6, 8].

### 3.2.1 Un bref aperçu du contrôleur synergetique

Considérons le système non linéaire de dimension  $n$  suivant :

$$\frac{dx}{dt} = f(x, u, t) \quad (3.6)$$

où  $x$  est le vecteur de la variable d'état du système,  $u$  est le vecteur de commande et  $t$  est le temps. et  $t$  est le temps. Un contrôleur, qui produit le le vecteur de commande  $u$ , est utilisé pour forcer le système à fonctionner de la manière souhaitée. La synthèse synergetique

du contrôleur commence par la définition d'une macro-variable comme suit [9] :

$$\varphi = \varphi(x, t) \quad (3.7)$$

où  $\varphi$  est la macro-variable et  $\varphi(x, t)$  est une fonction des variables d'état du système définie par l'utilisateur. Théoriquement, la macrovariable peut être choisie comme une certaine combinaison des variables d'état du système. L'objectif du contrôleur synergique est de piloter le système afin de fonctionner sur la surface  $\varphi = 0$ . Les macro-variables évoluent selon l'équation suivante :

$$T \frac{d\varphi}{dt} + \varphi = 0 \quad (3.8)$$

où  $T$  est le paramètre du contrôleur qui représente le temps qu'il faut pour que les macro-variables convergent vers zéro. A partir des équations (3.6)-(3.8), on peut déduire l'équation suivante:

$$T \frac{\partial \varphi(x, t)}{\partial x} f(x, u, t) + \varphi(x, t) = 0 \quad (3.9)$$

En résolvant l'équation (3.9) pour  $u$ , la loi de commande peut être trouvée comme :

$$u = g(x, t, \varphi(x, t), T) \quad (3.10)$$

### 3.2.2 Conception du contrôleur synergique

Sur la base de la théorie SC, on considère les macrovariables suivantes:

$$\begin{aligned} \varphi_1 &= \omega_\theta - k_1 (\theta_d - \theta) - d_\theta \\ \varphi_2 &= \omega_\phi - k_2 (\phi_d - \phi) - d_\phi \\ \varphi_3 &= \omega_\psi - k_3 (\psi_d - \psi) - d_\psi \end{aligned} \quad (3.11)$$

ou  $k_1, k_2, k_3$  sont des constantes positives. Les macrovariables  $\varphi_1, \varphi_2$  et  $\varphi_3$  servent à assurer que les angles d'orientation  $(\theta, \phi, \psi)$  du Quadrirotor converge vers leurs valeurs souhaitées  $(\theta_0, \phi_0, \psi_0)$ . L'étape suivante consiste à synthétiser une loi de commande qui obligerait le système à atteindre de manière exponentielle la surface souhaitée ( $\varphi = 0$ ) avec une évolution dynamique de  $\varphi$ , qui peut être formulée comme suit:

$$T \dot{\varphi}_i + \varphi_i = 0, \quad i \in 1, 2, 3 \quad (3.12)$$

ou  $T = T^T > 0$  spécifie le taux de convergence des états du système. La loi SC peut être calculée en résolvant le système (2.37) avec l'évolution Eq. (3.12) et les macrovariables correspondantes (3.11), ce qui donne le résultat suivant:

$$\begin{aligned} u_2 &= \frac{1}{l} \left( \frac{I_x}{T} \left( -\omega_\phi + k_2 (\phi_d - \phi) + d_\phi + T k_2 (\dot{\phi}_d - \dot{\phi}) + T d_\phi \right) - \omega_\theta \omega_\psi (I_y - I_z) + J \omega_\theta \Omega - d_\phi \right) \\ u_3 &= \frac{1}{l} \left( \frac{I_y}{T} \left( -\omega_\theta + k_1 (\theta_d - \theta) + d_\theta + T k_1 (\dot{\theta}_d - \dot{\theta}) + T d_\theta \right) - \omega_\phi \omega_\psi (I_z - I_x) + J \omega_\phi \Omega - d_\theta \right) \\ u_4 &= \frac{I_z}{T} \left( -\omega_\psi + k_3 (\psi_d - \psi) + d_\psi + T k_3 (\dot{\psi}_d - \dot{\psi}) + T d_\psi \right) - \omega_\phi \omega_\theta (I_x - I_y) - d_\psi \end{aligned} \quad (3.13)$$

La structure globale du système en boucle fermé est illustré dans la figure 3.6.

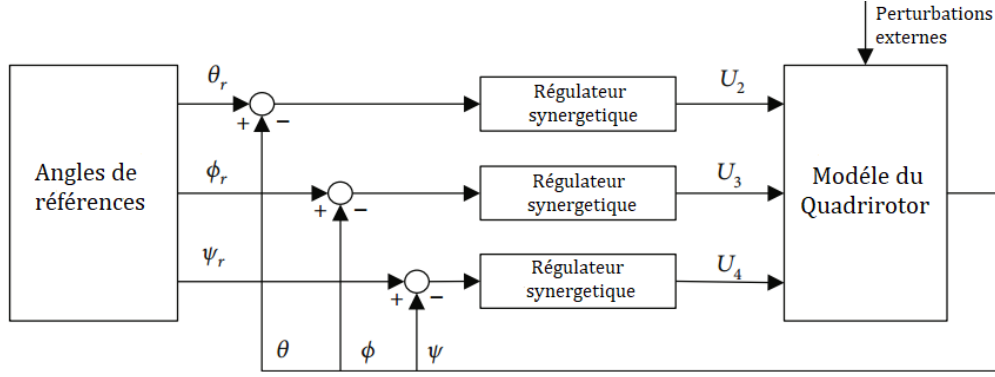


Figure 3.6: Schéma fonctionnel de la commande synergetique proposé.

**Theorem 3.1.** *Les signaux de commande  $U$  dans Eq. (3.13) garantissent la stabilité du système Quadrirotor et restent dans la surface souhaité.*

*Proof.* La fonction de Lyapunov suivante est choisie en termes de macro-variables:

$$V = \frac{1}{2} (\varphi_1^T \varphi_1 + \varphi_2^T \varphi_2 + \varphi_3^T \varphi_3) \quad (3.14)$$

En prenant la dérivée temporelle de l'équation ci-dessus, on obtient :

$$\dot{V} = \varphi_1^T \dot{\varphi}_1 + \varphi_2^T \dot{\varphi}_2 + \varphi_3^T \dot{\varphi}_3 \quad (3.15)$$

En remplaçant l'éq. (20) dans (23)

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \varphi_1 \left( -\frac{1}{T_1} \varphi_1 \right) + \varphi_2 \left( -\frac{1}{T_2} \varphi_2 \right) + \varphi_3 \left( -\frac{1}{T_1} \varphi_3 \right) \\ &= - \left[ \frac{1}{T_1} \varphi_1^2 + \frac{1}{T_2} \varphi_2^2 + \frac{1}{T_1} \varphi_3^2 \right] \end{aligned} \quad (3.16)$$

Par conséquent,  $\dot{V} \leq 0$ . Ainsi, la stabilité du système Quadrirotor est garantie.  $\square$

### 3.2.3 Résultats de la simulation du contrôleur synergetique

La stratégie de commande synergetique proposée est appliquée au problème d'orientation du quadrirotor pour vérifier son efficacité et ses performances. Les mêmes conditions initiales des angles de roulis, tangage et lacet utilisés dans la section 3.1.2 sont considérés. Rappelons que l'objectif du contrôleur est de faire en sorte que les orientations du quadrirotor suivent asymptotiquement les angles souhaités tandis que l'erreur de suivi converge vers zéro. Dans ce qui suit, deux tests sont considérés pour tester les performances de la commande synergetique.

#### Test 1 (simulation sans perturbation):

Dans ce premier test, les mêmes trajectoires de référence utilisées dans la section 3.1.2 sont prises en compte. Nous pouvons remarquer, sur la figure 3.6, qu'un bon suivi de trajectoire est obtenu pour les angles de tangage, de roulis et de lacet. On constate à nouveau que les erreurs convergent vers zéro et que les signaux de commande sont logiques et physiquement réalisables.

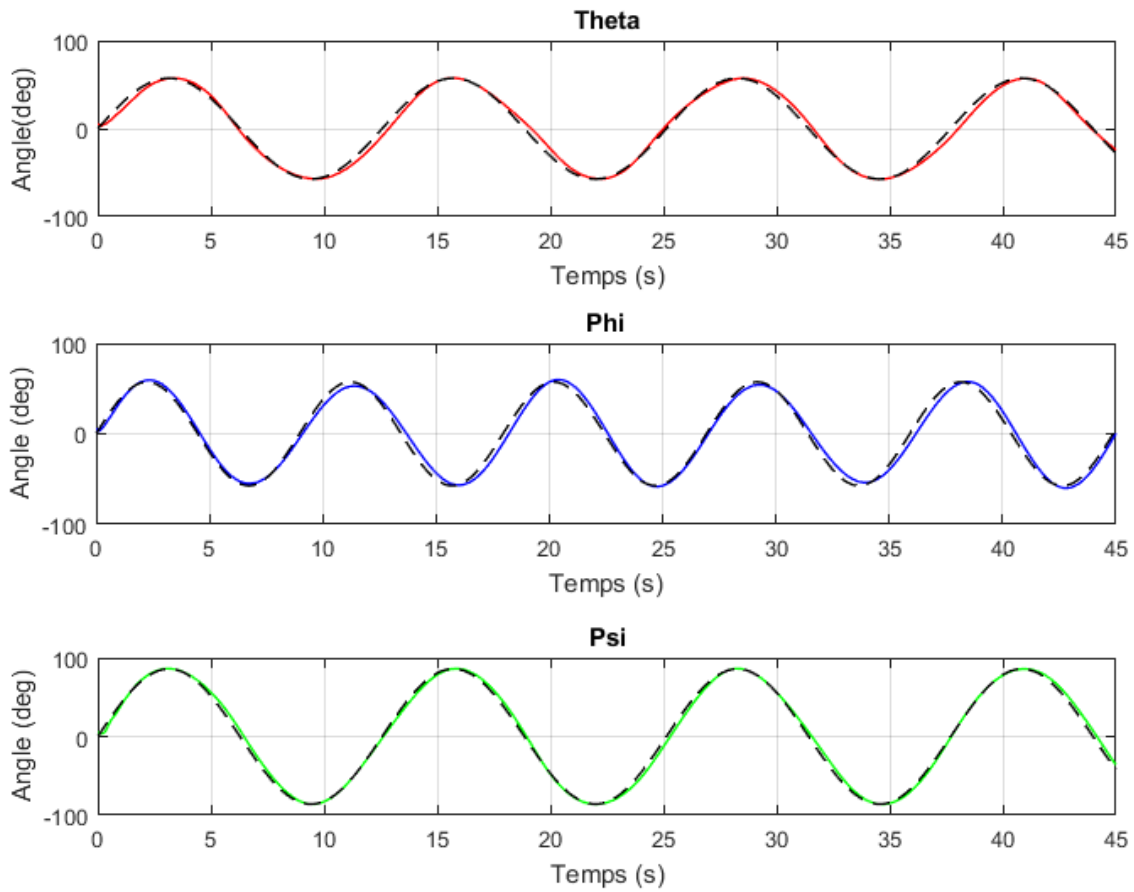


Figure 3.7: Evolution des angles  $\phi, \theta$  and  $\psi$ . Lignes pointillées représentent les trajectoires de références, lignes continues représentent les trajectoires mesurées

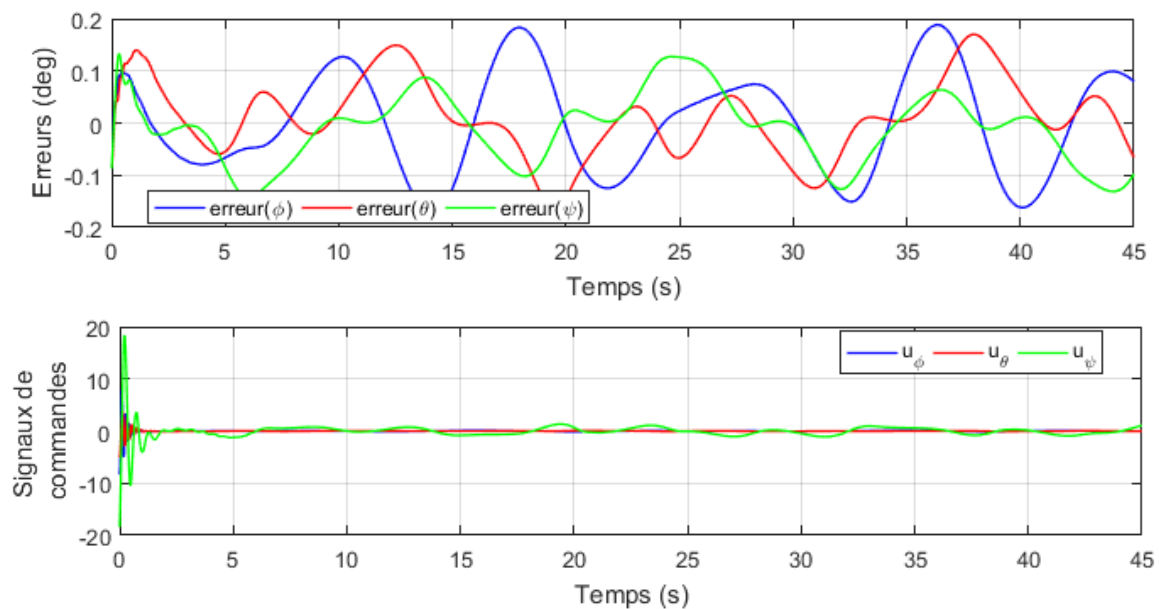


Figure 3.8: Erreurs et signaux de commandes

**Test 2 (simulation avec perturbation):**

Dans le deuxième test, les mêmes trajectoires de référence utilisées dans la section 3.1.2 pour la commande PID sont prises en compte. En raison de la robustesse du régulateur synergique, nous n'avons pas pu bien observer l'effet des perturbations en utilisant les mêmes valeurs des perturbations utilisées dans le cas du régulateur PID, nous avons donc décidé d'augmenter un peu les valeurs afin que nous pouvons voir les courbes dérivantes qui proviennent des perturbations. Les valeurs des perturbations utilisés sont donc  $d_\phi = 0.4$  Nm,  $d_\theta = 0.35$  Nm,  $d_\psi = 0.35$  Nm, et ils sont toujours présents aux instants  $t = 10s$ ,  $t = 20s$ , et  $t = 30s$  respectivement. D'après la figure 3.8 nous pouvons remarquer 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 3.9, les signaux de commande appliqués au quadrirotor sont faibles et ceci est très important lorsqu'on passe de la simulation à l'application réelle.

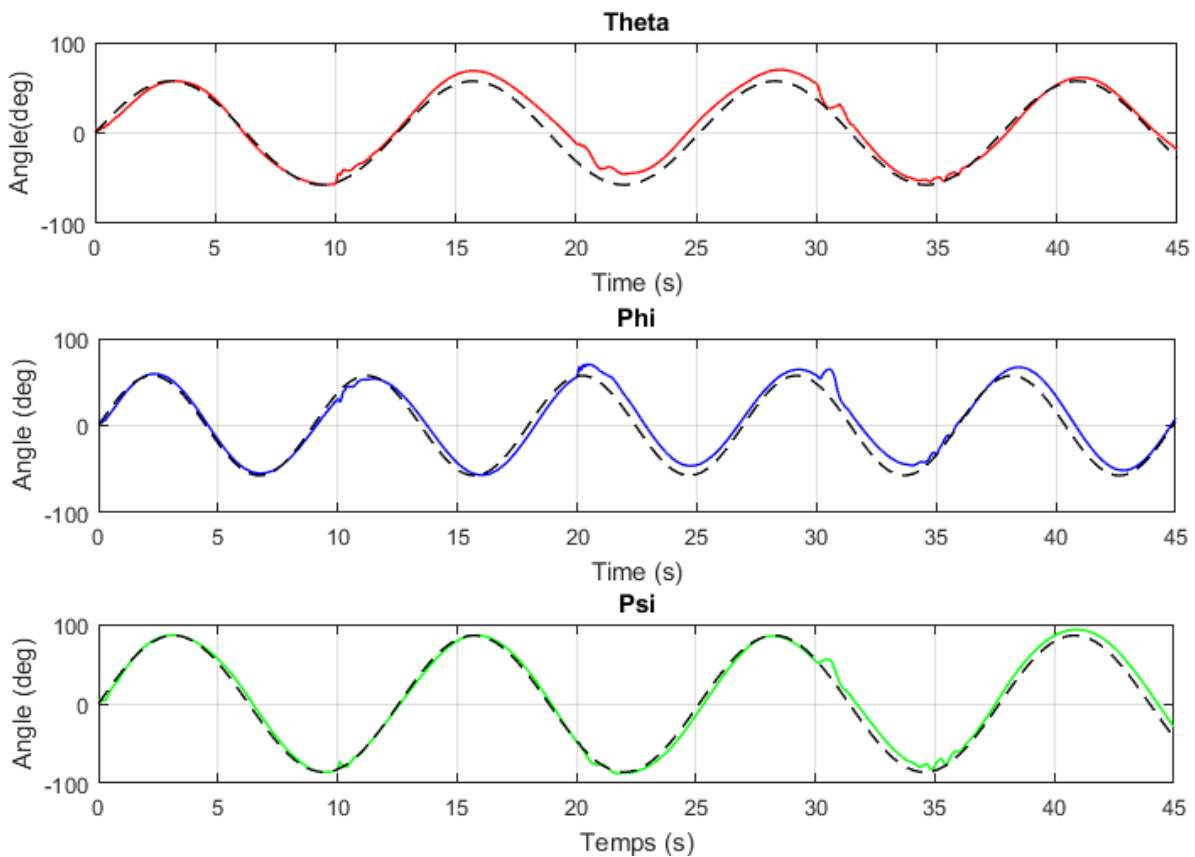


Figure 3.9: Evolution des angles  $\phi$ ,  $\theta$  and  $\psi$  en présence de perturbations. Lignes pointillées représentent les trajectoires de références, lignes continues représentent les trajectoires mesurées

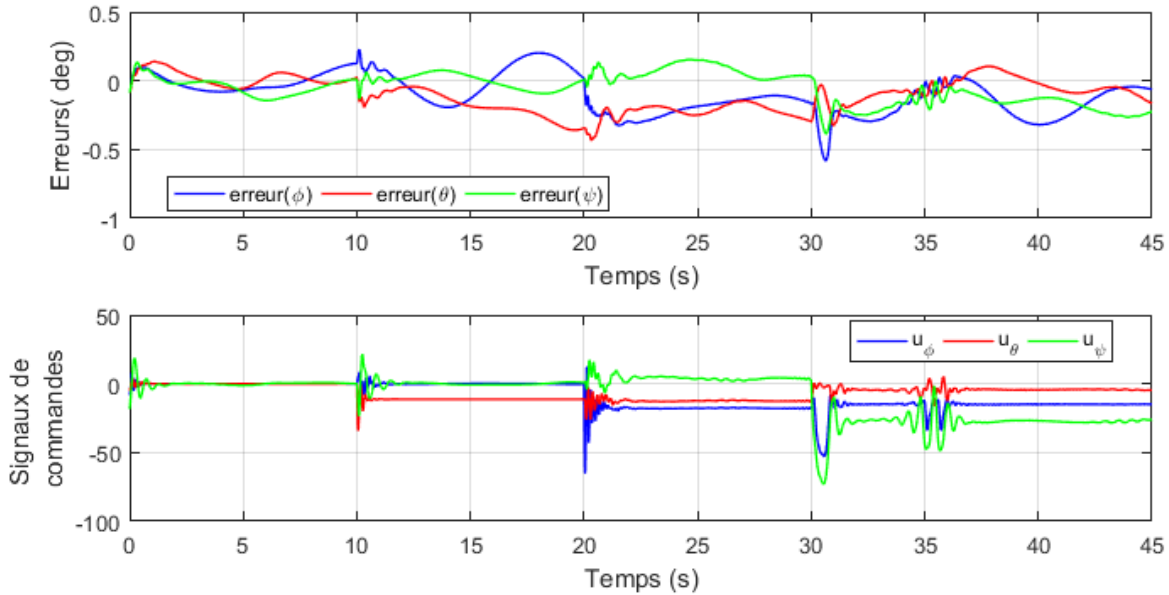


Figure 3.10: Erreurs et signaux de commandes du deuxième test (avec perturbation)

### 3.3 Comparaison entre PID et Synergétique

Deux tests ont été effectués afin de comparer l’efficacité des contrôleurs proposés : i) test 1 où  $d_\phi = 0.2 \text{ Nm}$ ,  $d_\theta = 0.2 \text{ Nm}$ , and  $d_\psi = 0.3 \text{ Nm}$  ii) test 2 où  $d_\phi = 0.4 \text{ Nm}$ ,  $d_\theta = 0.35 \text{ Nm}$ , and  $d_\psi = 0.35 \text{ Nm}$ . Dans les deux tests, les conditions initiales de roulis, de tangage et de lacet sont respectivement  $\phi_0 = 5^\circ$ ,  $\theta_0 = 5^\circ$ ,  $\psi_0 = 5^\circ$ . Nous avons de nouveau conservé les trajectoires de référence utilisées dans les sections précédentes.

#### 3.3.1 Test 1:

Les résultats de simulation de ce premier test sont illustrés dans la figure 3.10. Nous voyons clairement l’effet des perturbations sur les angles du Quadrirotor dans les instants 10, 20, et 30s. L’effet est très remarquable sur les courbes correspondant au régulateur PID présenté

en rouge. Nous pouvons conclure que le contrôle synergétique est très efficace et robuste vis-à-vis des perturbations externes, elle présente un bon rejet de perturbations comme le montrent les courbes vertes.

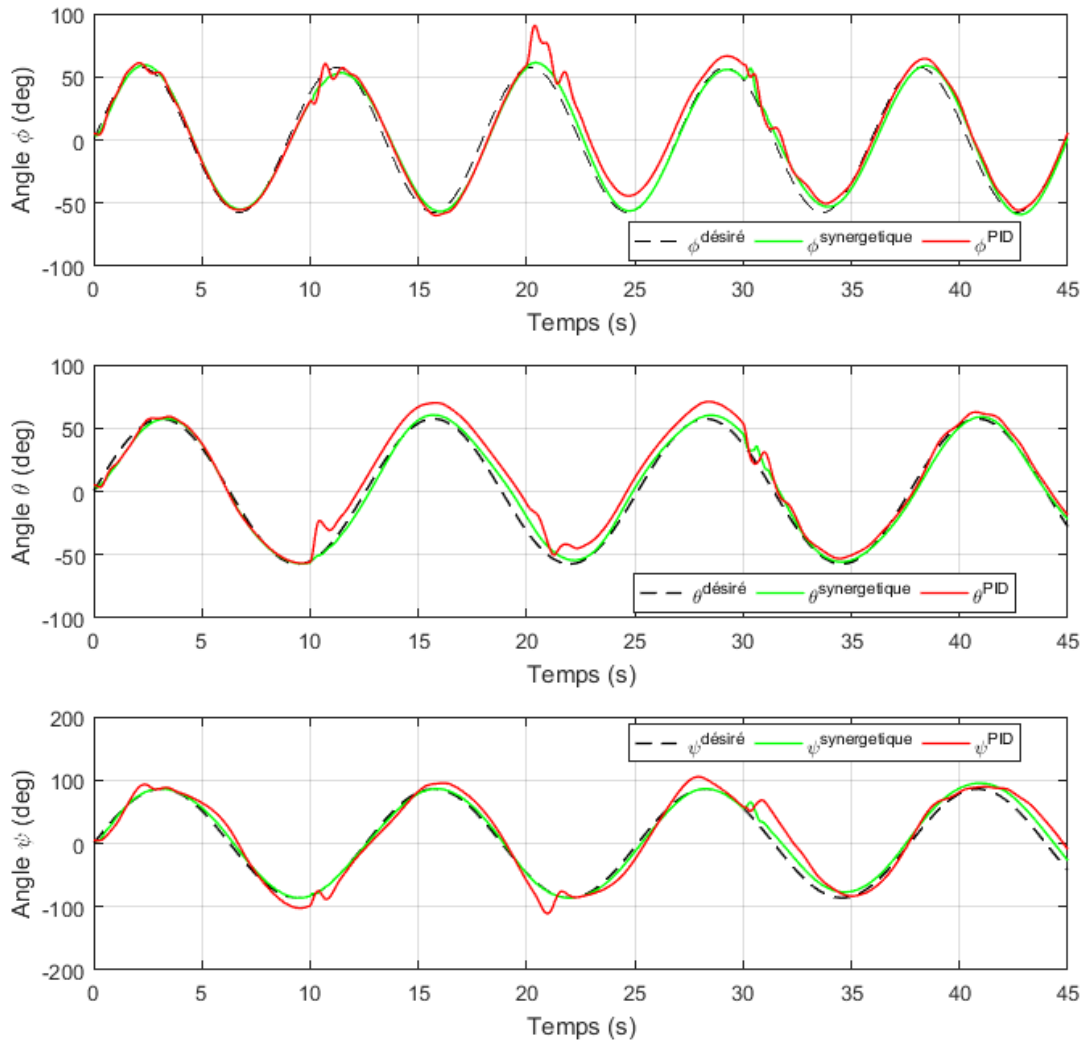


Figure 3.11: Evolution des angles  $\phi$ ,  $\theta$  and  $\psi$  en présence de perturbations. Lignes pointillées représentent les trajectoires de références, lignes continues représentent les trajectoires mesurées

### 3.3.2 Test 2:

Dans ce test, les valeurs des perturbations externes sont augmentées afin de mettre le PID et le contrôleur synergétique dans un défi difficile. Les résultats de la simulation de ce test sont présentés dans la figure 3.11. L'efficacité et la robustesse du contrôleur synergétique sont à nouveau claires, mais cette fois, une grande dérive est remarquée au niveau du contrôleur PID et un énorme écart entre le roulis et le tangage et leurs trajectoires souhaitées sont observées. Le contrôleur PID a moins de performances et on peut donc conclure que le

contrôleur synergétique est plus efficace lorsqu'il s'agit de contrôler des systèmes non linéaires complexes.

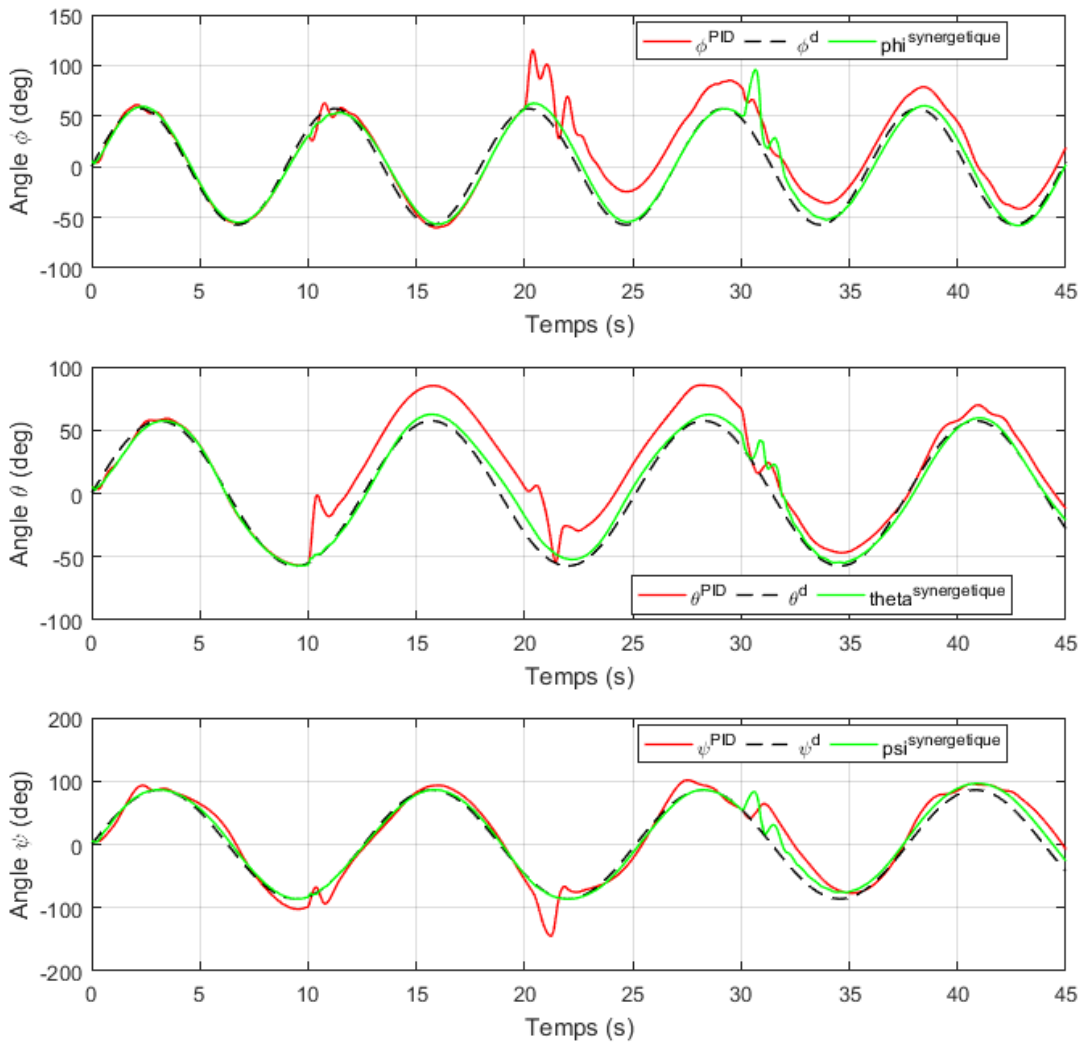


Figure 3.12: Evolution des angles  $\phi$ ,  $\theta$  and  $\psi$  en présence de perturbations. Lignes pointillées représentent les trajectoires de références, lignes continues représentent les trajectoires mesurées

### 3.4 Conclusion

Dans ce chapitre, les contrôleurs PID et synergétiques pour le Quadrirotor ont été proposés. Une structure de contrôle synergétique est synthétisée et l'analyse de stabilité du système en boucle fermée est formellement établie. Des résultats de la simulation avec comparaison entre les deux techniques de commandes montrent l'efficacité de la commande synergétique par rapport à la commande par le régulateur PID. Pour valider les résultats théorique, une étude expérimentale sera présentée dans le chapitre suivant.

# Chapitre 4

## Validation expérimentale du contrôleurs synergetique

### 4.1 Introduction

L'une des plateformes de recherche les plus utilisées pour les tests expérimentaux est probablement le quadrotor robot aérien. En fait, cela est souvent dû à leur structure simple et à leur faible coût. Pour cela, de nombreuses universités ont conçu leur propre quadrotor 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 [17]. Le logiciel open source nommé ArduCopter est un code générique personnalisé qui peut être utilisé pour de nombreux types de robots multirotors aériens. Le matériel est développé et commercialisé par 3DR [17] 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 synergetique proposé dans ce mémoire sont validées par la réalisation de nombreuses expériences 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 [25]. 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 sol 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 synergetique

Dans cette expérience, du fait de quelques problèmes techniques, on ne considère que les mouvements de roulis et de tangage. Les contrôleurs PID et synergetique sont 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 de la commande synergetique utilisées dans cette expérience sont:  $T = 125$ ,  $k_2 = 5.5$ ,  $k_3 = 5.5$ .

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 bras à  $t \in [20s - 35s, 50s - 130s]$  afin de montrer la capacité du contrôleur synergique 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 ASC a été mis dans

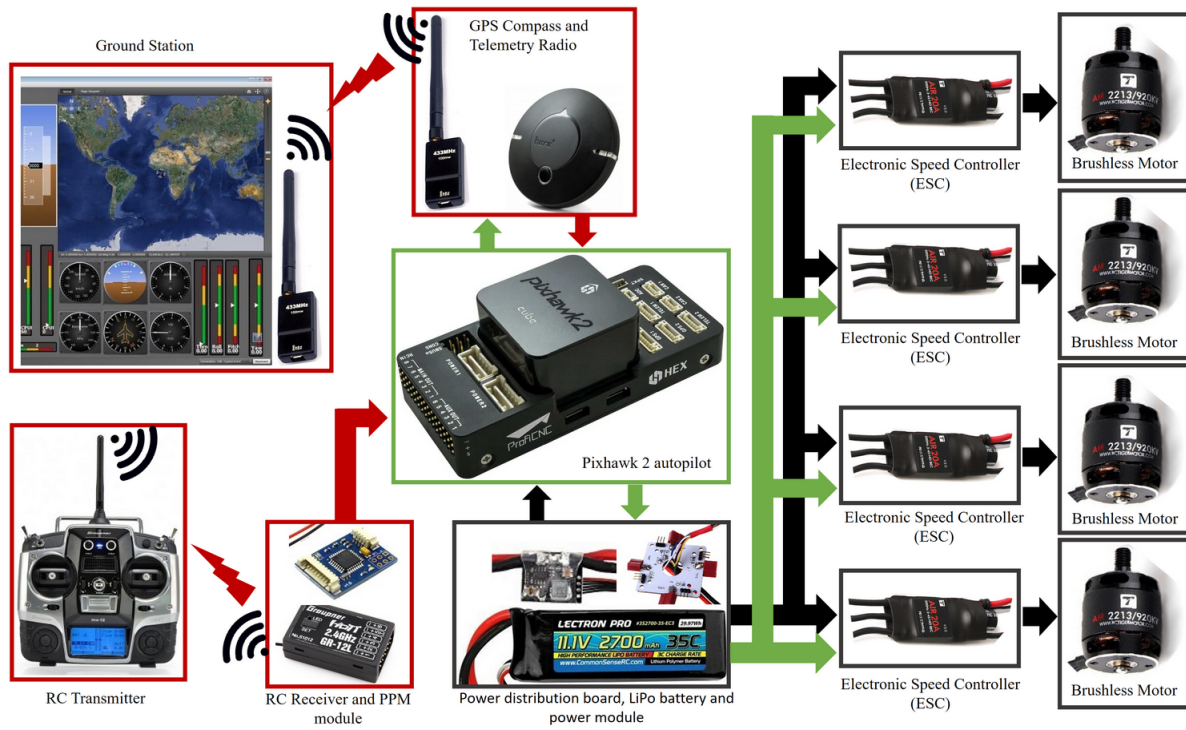


Figure 4.1: Pixhawk 2 mounting

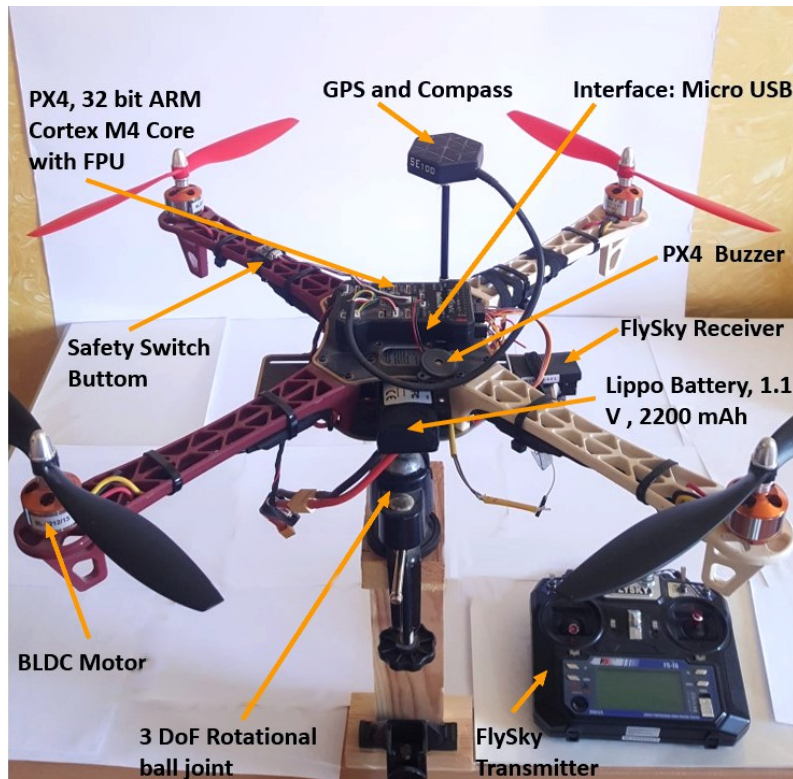


Figure 4.2: Le banc d'essai Quadrotor équipé du pilote automatique Pixhawk

un défi difficile où une référence de variable aléatoire a été donnée par la télécommande à  $t \in 30s - 45s, 170s - 200s$ . 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.

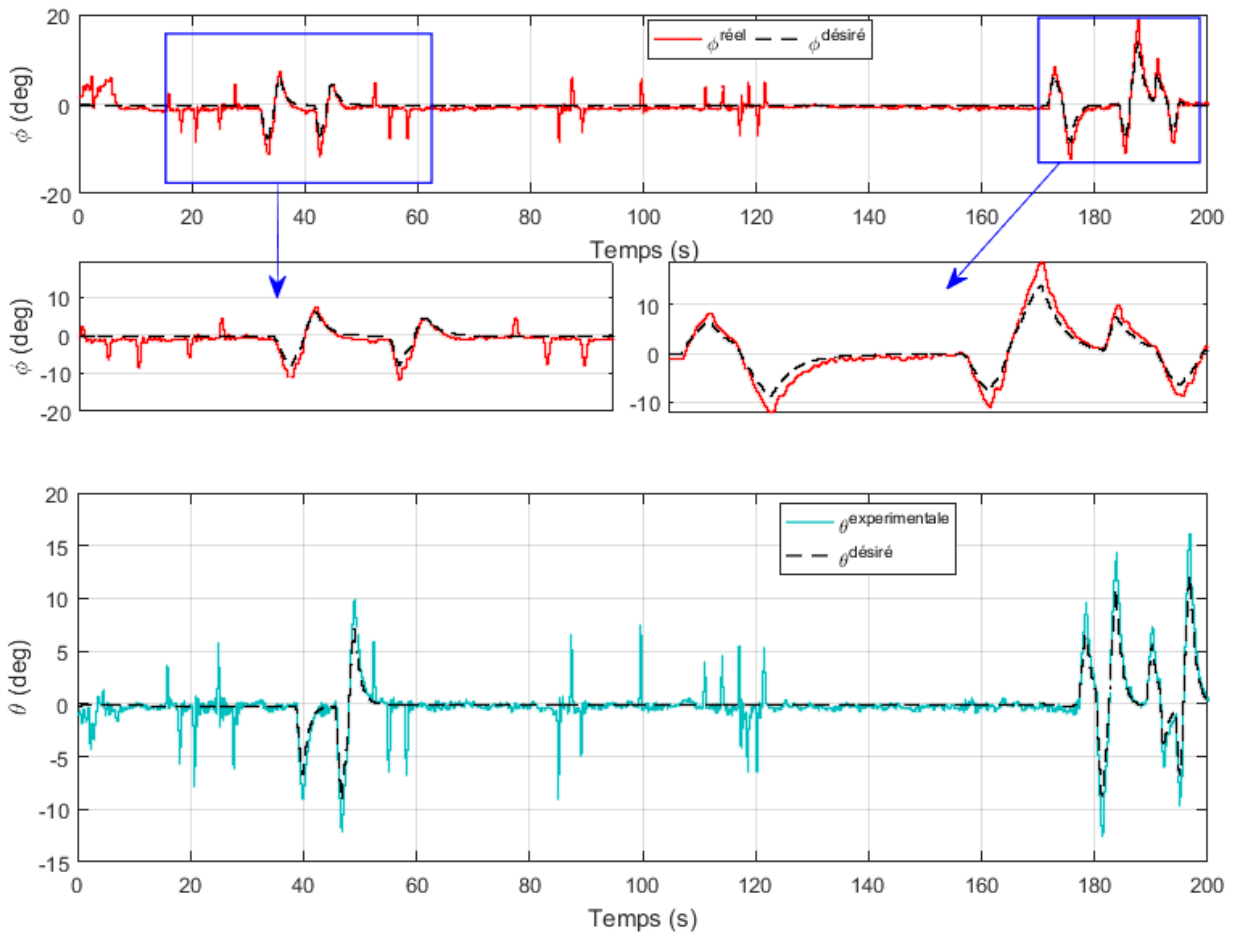


Figure 4.3: Résultats expérimentales des angles  $\phi$  et  $\theta$  en présence de perturbations.

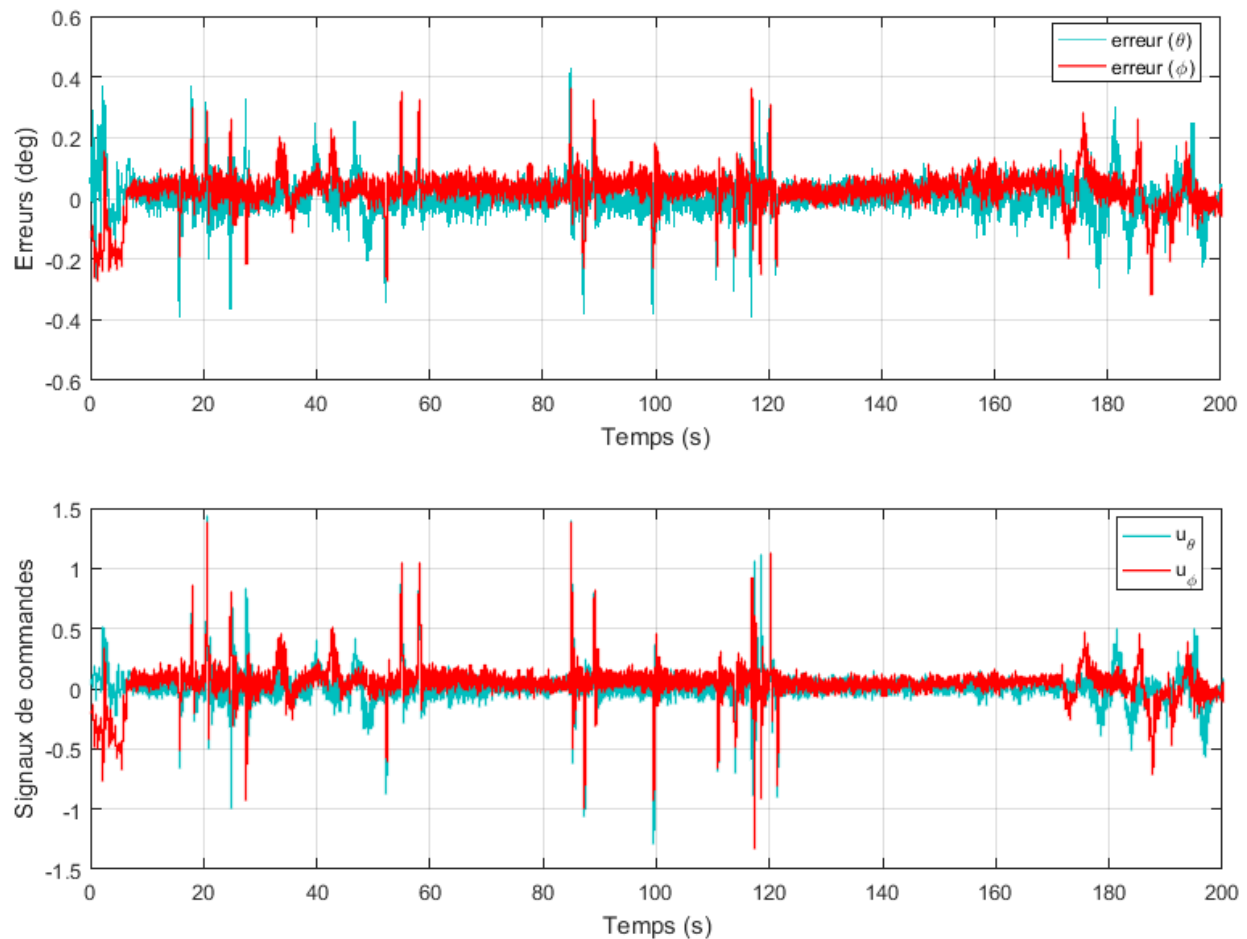


Figure 4.4: Erreurs et signaux de commandes expérimentales

## 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 SC 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 la performance des solutions proposées.

# 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 synergetique 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 la performance des solutions proposées.

# 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] Hermann Haken. Dynamic pattern recognition of coordinated biological motion. In *Synergetic Computers and Cognition*, pages 171–188. Springer, 1991.
- [7] Hermann Haken. Advanced topics. In *Synergetics*, pages 389–758. Springer, 2004.
- [8] Hermann Haken. *Advanced synergetics: Instability hierarchies of self-organizing systems and devices*, volume 20. Springer Science & Business Media, 2012.
- [9] Tamer Inanc, Shawn C Shadden, and Jerrold E Marsden. Optimal trajectory generation in ocean flows. In *Proceedings of the 2005, American Control Conference, 2005.*, pages 674–679. IEEE, 2005.
- [10] Hicham Khebbache. *Tolérance aux défauts via la méthode backstepping des systèmes non linéaires: application système UAV de type quadrirotor*. PhD thesis, 2018.
- [11] Amrani Mohamed and Ounissi Nasreddine. Etude et réalisation d’un drone quadrirotor. 2020.
- [12] Sadallah Nassim and Babou Ouahiba. *Planification de trajectoires pour un véhicule aérien autonome*. PhD thesis, Université Mouloud Mammeri, 2018.

- [13] G Nicolis and I Prigogine. Exploring complexity: An introduction. new yorkny wh freeman (vol. 43), 1989.
- [14] Reza Olfati-Saber. *Nonlinear control of underactuated mechanical systems with application to robotics and aerospace vehicles*. PhD thesis, Massachusetts Institute of Technology, 2001.
- [15] Chirag Amrutbhai Patel. *Building a testbed for mini quadrotor unmanned aerial vehicle with protective shroud*. PhD thesis, 2006.
- [16] Ilya Prigogine and Isabelle Stengers. *Order out of chaos: Man's new dialogue with nature*. Verso Books, 2018.
- [17] Aissa Rebai, Kamel Guesmi, and Boualem Hemici. Adaptive fuzzy synergetic control for nonlinear hysteretic systems. *Nonlinear Dynamics*, 86(3):1445–1454, 2016.
- [18] Mr AYAD Redouane. Conception et réalisation d'un drone quadrirotor. *Université des Sciences et de la Technologie d'Oran: MOHAMED BOUDIAF*, pages 2009–2010, 2010.
- [19] Mr AYAD Redouane. Conception et réalisation d'un drone quadrirotor. *Université des Sciences et de la Technologie d'Oran: MOHAMED BOUDIAF*, pages 2009–2010, 2010.
- [20] 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.
- [21] Abdelhamid Tayebi and Stephen McGilvray. Attitude stabilization of a vtol quadrotor aircraft. *IEEE Transactions on control systems technology*, 14(3):562–571, 2006.
- [22] B CHERKI Président Professeur UAB-Tlemcen and Examineur Professeur UAB-Tlemcen. Conception et commande d'un quadrotor uav à base d'arduino.
- [23] Site web:. <http://www.ecolefrancaisedudrone.org/quadrirotor-formation-pilotage>. PhD thesis.
- [24] Site web:. <https://tpedrone.wordpress.com>. PhD thesis.
- [25] 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.
- [26] Kadda Zemalache Meguenni. *Commande d'un système sous-actionné: application à un drone à quatre hélices*. PhD thesis, Evry-Val d'Essonne, 2006.