

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

Université Abbès LAGHROUR - Khenchela
Faculté des Sciences et de la technologie
Département de Génie Industriel



Mémoire de fin d'études

Pour l'Obtention de Diplôme Master

Filière : Automatique

Spécialité : Automatique et informatique industrielle

Réalisé par l'étudiante :

KHALFAOUI Amina

Intitulé :

Commande et Simulation d'un drone de type quadrirotor

Dirigée par : Dr. ALLOUANI Fouad

Membres du Jury :

Benfaroudj Hafiza

MA à l'université de Khenchela

Président

Bououden Sofiane

Prof. à l'université de Khenchela

Examineur

Allouani Fouad

MCA à l'université de Khenchela

Rapporteur

Année universitaire 2020/2021

ملخص

الهدف من هذه المخطوطة هو تجميع وتطبيق قوانين التحكم لتتبع مسار طائرة بدون طيار رباعية المحركات، والتقنيات الموضحة هي تقنية التحكم التناسبي التفاضلي (PD) والتحكم في وضع الانزلاق. بالإضافة إلى ذلك، تستند النماذج المستعملة لاستخراج قوانين التحكم إلى النموذج الديناميكي للطائرة. يتم اختبار طرق التحكم المقدمة من خلال محاكاة بواسطة برنامج MATLAB. أظهرت نتائج المحاكاة أداء وقوة الأساليب المعتمدة في حالة تتبع المسار وكذلك حالة الاضطراب.

كلمات مفتاحية: المركبات الجوية بدون طيار، أنظمة لا خطية، تحكم تناسبي تفاضلي، التحكم عن طريق النمط الانزلاقي، الروبوت الطائر ذو أربع محركات.

Résumé

L'objectif de ce travail, est de faire synthétiser et appliquer des lois de commandes permettant le suivi d'une trajectoire imposée à un quadrirotor, en contrôlant simultanément son attitude et sa position. En effet, deux techniques de commande de type linéaire et non linéaires sont appliquées respectivement, elles permettent la conduite de ce dernier en état normal et en présence de perturbations externes. La première méthode de commande appliquée est de type classique, elle est basée sur l'emploi d'une régulation de type PD, tandis que la seconde est basée sur l'utilisation de ce que l'on appelle les modes glissants. Les performances de ces deux méthodes, ont été testées en effectuant des simulations sur un modèle non-linéaire d'un quadrirotor.

Mots clés : Véhicules aériens sans pilote, systèmes non linéaires, commande PD, Commande par mode glissant, Quadrirotor.

Abstract

The main purpose of this work is to synthesize and apply control laws allowing the tracking of a given imposed trajectory to a quadrotor system, by simultaneously controlling its attitude and its position. In fact, two control techniques type are applied respectively, they allow the latter to be operated in normal condition and in the presence of external disturbances. The first control method applied has a conventional type, it is based on the use of a PD type regulation, while the second is based on the use of so-called sliding modes. The performance of these two methods was tested by performing simulations on a non-linear model of a quadrotor.

Key words : Unmanned aerial vehicles (UAV), Nonlinear systems, Proportional-Derivative Control, Sliding mode control (SMC), Quadrotor.

Du fond du cœur je dédie ce travail,

À mon père,

À ma mère,

À mon frère,

À tous mes amis(es) : spécialement Sara, Aziza et Fahima,

À tous ce qui m'ont aidé de près ou de loin dans la réalisation de ce travail.

Remerciement :

Ce travail a été réalisé dans le cadre du mémoire de fin d'étude en vue de l'obtention du diplôme de Master, à l'Université de Abbes Laghrour, Khenchela.

D'abord je remercie « Allah », le tout puissant, pour m'avoir donné le courage et la santé pour réaliser ce modeste travail.

Je tiens ma profonde gratitude et mes sincères remerciements à mon directeur mémoire Mr. **Fouad ALLOUANI**, de m'avoir encadrée pour réaliser ce travail, pour sa disponibilité et pour ses judicieux conseils pendant mon travail sans oublier tous mes enseignants qui n'ont épargné aucun effort pour me donner une excellente formation afin de bien me préparer au milieu professionnel.

Je tiens également à présenter mes vifs remerciements à l'ensemble de personnel département du génie Industriel et l'université de khenchela, pour les efforts qu'ils ont fournis durant mon cursus afin de m'amener jusqu'au bout de la formation.

Mes sincères remerciements vont aux membres de jury pour l'honneur d'avoir bien voulu partager leurs expériences et compétences, afin d'évaluer ce modeste travail.

Je tiens également mes chaleureuses grâces à mes parents pour leur contribution, leur soutien et leur patience.

Pour finir, J'adresse aussi mes remerciements à tous mes amis et collègues surtout ceux qui m'ont apporté un soutien moral, une amitié inoubliable et précieuse, et tous ceux qui de près ou de loin ont contribué à l'accomplissement de ce travail.

K. Amina

Table des matières

| | |
|---|---|
| Liste des figures | |
| Liste des tableaux | |
| Liste des abréviations, sigles et acronymes | |
| Liste des symboles | |
| Introduction générale..... | 1 |

Chapitre I : Généralités sur les drones

| | |
|---|----|
| I.1. Introduction..... | 4 |
| I.2. Définition d'un drone..... | 4 |
| I.3. Domaine d'utilisation des drones..... | 5 |
| I.4. Catégories des drones..... | 7 |
| I.4.1. Selon leurs performances et tailles..... | 7 |
| A. Micros-UAV :..... | 7 |
| B. Mini-UAV :..... | 8 |
| C. Les drones MALE (Medium Altitude High Endurance)..... | 8 |
| D. Les drones HALE (High Altitude High Endurance)..... | 9 |
| E. Drones tactique TUAV (Tactical Unmanned Aerial Vehicle)..... | 9 |
| F. Drones de combatUCAV (Unmanned Combat Aerial Vehicle)..... | 9 |
| G. RPH (Remotely Piloted Helicopter):..... | 10 |
| I.4.2. Selon leurs voilures..... | 11 |
| A. A voilure fixe :..... | 11 |
| B. A voilure tournante :..... | 11 |
| C. A ailes battantes :..... | 12 |
| I.5. Constitution du drone..... | 13 |
| I.5.1. Autopilote..... | 13 |
| I.5.2. Les accumulateurs ou batteries électriques..... | 14 |
| I.5.3. La propulsion..... | 15 |
| I.5.3.1. Le moteur électrique..... | 15 |

| | |
|------------------------------------|----|
| I.5.3.2. Le moteur thermique | 15 |
| I.5.3.3. Les hélices | 16 |
| I.5.4. Les capteurs | 16 |
| A. Les capteurs à ultrasons | 16 |
| B. La centrale inertielle | 17 |
| C. La carte intelligente | 17 |
| D. Localisation par le GPS | 17 |
| E. La caméra | 18 |
| I.6. Les quadrirotors | 19 |
| I.7. Conclusion | 20 |

Chapitre II : Etat de l'art

| | |
|---|----|
| II.1. Introduction | 22 |
| II.2. Techniques de commande | 22 |
| II.2.1. Commande de vol de type linéaires | 22 |
| II.2.2. Commande de vol de type non-linéaires | 24 |
| II.2.3. Systèmes de commande de vol basés sur l'apprentissage | 26 |
| II.2.4. Systèmes de commande de vol de type hybride | 27 |
| II.3. Plateformes pratique | 27 |
| II.4. Conclusion | 28 |

Chapitre III : Modélisation d'un drone quadrirotor

| | |
|--|----|
| III.1. Introduction | 31 |
| III.2. Description générale du quadrirotor | 32 |
| III.2.1. Mouvements du quadrirotor | 32 |
| III.3. Modèle dynamique du quadrirotor | 35 |
| III.3.1. Angles d'Euler | 36 |
| III.3.2. Vitesses angulaires | 37 |
| III.3.3. Les effets physiques agissants sur le quadrirotor | 38 |
| III.3.3.1. Les Forces | 39 |
| III.3.3.2. Les moments | 40 |
| III.3.4. Modèle dynamique selon Newton-Euler | 41 |

| | |
|--|----|
| III.3.4.1. Équations du mouvement de translation | 41 |
| III.3.4.2. Équations du mouvement de rotation | 41 |
| III.3.5. Modèle des moteurs | 43 |
| III.3.6. Les valeurs des paramètres | 44 |
| III.4. Conclusion | 44 |

Chapitre VI : Commande d'un drone quadrirotor

| | |
|--|----|
| IV.1. Introduction | 47 |
| IV.2. Commande PD du quadrirotor | 49 |
| IV.2.1. Simulations et interprétations | 52 |
| IV.3. Commande par mode de glissement d'un quadrirotor | 58 |
| IV.3.1. Aspects théoriques de la commande à structure variable..... | 58 |
| IV.3.2. Principe de la commande par mode de glissement (SMC) | 59 |
| IV.3.3. Notions de base de la commande SMC | 60 |
| IV.3.3.1. Surface de glissement | 60 |
| IV.3.3.2. Régime glissant idéal | 60 |
| IV.3.3.3. Régime glissant réel | 60 |
| IV.3.3.4. Condition d'existence et d'unicité du régime glissant..... | 61 |
| IV.3.4. Méthodes de synthèse classiques de la commande par mode de glissement | 61 |
| IV.3.4.1. Méthode de Philipov | 61 |
| IV.3.4.2. Méthode d'Utkin (méthode de la commande équivalente)..... | 63 |
| IV.3.5. Le phénomène de broutement dans le mode de glissement (The Chattering) | 64 |
| IV.3.5.1. La proposition de Slotine..... | 65 |
| IV.3.5.2. La proposition de Harshima | 65 |
| IV.3.6. Structures de commande par mode de glissement..... | 66 |
| IV.3.7. Synthèse d'une commande par mode de glissement appliquée à un quadrirotor... | 67 |
| IV.3.8. Simulations et interprétations | 70 |
| IV.4. Conclusion..... | 76 |
| Conclusion générale | 77 |
| Annexe..... | 79 |
| Références Bibliographiques | 85 |

Liste des Figures

Chapitre I : Généralités sur les drones

| | |
|--|----|
| Figure I.1 : Exemples des micros-UAV. | 7 |
| Figure I.2 : Exemples des minis-UAV..... | 8 |
| Figure I.3 : Exemples des drones MALE. | 8 |
| Figure I.4 : Exemples des drones HALE. | 9 |
| Figure I.5 : Exemples des drones tactiques..... | 9 |
| Figure I.6 : Exemples des drones de combat. | 10 |
| Figure I.7 : Exemples des drones RPH..... | 10 |
| Figure.I.8 : Drone a aile fixe. | 11 |
| Figure I.9 : Drone a ailes tournantes..... | 11 |
| Figure I.10 : Drone a ailes battantes. | 13 |
| Figure I.11 : Autopilote open source APM 2.6 de 3DR (gauche), carte APM 2.5 (ArdupilotMega APM 2.5) (droite). | 14 |
| Figure I.12 : Diffèrent modèles des batteries. | 14 |
| Figure I.13 : a : moteur "brushless" et b : moteur à courant continu avec balais..... | 15 |
| Figure I.14 : Capteur à ultrasons..... | 17 |
| Figure I.15 : Module GPS pour drone. | 18 |
| Figure I.16 : Un drone équipé d'une caméra de résolution 4k. | 18 |
| Figure I.17 : Structure générale d'un quadrirotor | 19 |

Chapitre III : Modélisation d'un drone quadrirotor

| | |
|--|----|
| Figure III.1 : Translation verticale du quadrirotor. | 33 |
| Figure III.2 : Mouvement de roulis du quadrirotor. | 34 |
| Figure III.3 : Mouvement de tangage du quadrirotor. | 34 |
| Figure III.4 : Mouvement de lacet du quadrirotor. | 34 |
| Figure III.5: Translation horizontale du quadrirotor. | 35 |

Figure III.6: Système des Coordonnées et les forces/moments agissant sur le corps du quadrirotor. 36

Figure III.7 : Les caractéristiques des forces et moments agissant sur le quadrirotor..... 39

Chapitre IV : Commande d'un drone quadrirotor

Figure IV.1 : Schéma de commandes pour position et altitude d'un quadrirotor 48

Figure IV.2 : Le modèle SIMULINK du Schéma de commande PD pour position et altitude d'un quadrirotor 52

Figure IV.3 : Suivi de trajectoire imposée au quadrirotor en 3D avec des vues en 2D 53

Figure IV.4 : Position et orientation en fonction du temps..... 53

Figure IV.5 : Entrées de poussée, de roulis, de tangage et de lacet en fonction du temps 54

Figure IV.6 : Erreurs en x , y , z et lacet 54

Figure IV.7 : Simulation avec la présence de perturbations (les trois générateurs d'échelons placés dans le rectangle rouge) 55

Figure IV.8 : Position et orientation en fonction du temps sous des perturbations 56

Figure IV.9 : Entrées de poussée, de roulis, de tangage et de lacet en fonction du temps sous des perturbations 56

Figure IV.10 : Erreurs en x , y , z et lacet, calculées en présence de perturbations externes 57

Figure IV.11 : Mode de glissement 59

Figure IV.12 : Illustration de la résolution de Philipov 62

Figure IV.13 : Commande équivalente 64

Figure IV.14 : Fonction de saturation « *sat* » 65

Figure IV.15 : Fonction de saturation « *cont*» 66

Figure IV.16 : Structure de régulation par ajout de la commande équivalente..... 67

Figure IV.17 : Schéma de commande par mode de glissement pour position et altitude d'un quadrirotor 68

Figure IV.18 : Le modèle SIMULINK du Schéma de commande par mode de glissement pour position et altitude d'un quadrirotor 71

Figure IV.19 : Suivi de trajectoire imposée au quadrirotor en 3D avec des vues en 2D 72

Figure IV.20 : Position et orientation en fonction du temps..... 72

Figure IV.21 : Entrées de poussée, de roulis, de tangage et de lacet en fonction du temps 73

| | |
|---|----|
| Figure IV.22 : Erreurs en x, y, z et lacet | 73 |
| Figure IV.23 : Position et orientation en fonction du temps sous des perturbations | 74 |
| Figure IV.24 : Entrées de poussée, de roulis, de tangage et de lacet en fonction du temps sous des perturbations | 75 |
| Figure IV.25 : Erreurs en x, y, z et lacet, calculées en présence de perturbations externes | 75 |

Liste des tableaux

Chapitre I : Généralités sur les drones

| | |
|--|----|
| Tableau I.1: Utilisation des drones en domaine militaire | 5 |
| Tableau I.2: Utilisation des drones dans le domaine civil | 6 |
| Tableau I.3 : Les différents types des drones à voilures tournantes..... | 12 |

Chapitre III : Modélisation d'un drone quadrirotor

| | |
|--|----|
| Tableau III.1: Représentation des mouvements de quadrirotor..... | 35 |
| Tableau III.2: Les forces agissant sur le quadrirotor | 38 |
| Tableau III.3 : Les paramètres du quadrirotor..... | 44 |

Chapitre IV : Commande d'un drone quadrirotor

| | |
|---|----|
| Tableau IV.1 : Valeurs numériques des gains | 52 |
| Tableau IV.2: Valeurs numériques des différents paramètres de contrôle relatifs à la commande par mode de glissement..... | 71 |

Liste des abréviations, sigles et acronymes

| | |
|---------|---|
| UAV | Unmanned Aerial Vehicle |
| UAS | Unmanned Aircraft System |
| MAV | Micro Air Véhicule |
| MALE | Medium Altitude High Endurance |
| HALE | High Altitude High Endurance |
| TUAV | Tactical Unmanned Aerial Vehicle |
| UCAV | Unmanned Combat Aerial Vehicle |
| RPH | Remotely Piloted Helicopter |
| VTUAV | Vertical Take-off UAV |
| GPS | Global Positioning System |
| APM | Auto Pilot Mega |
| PIC | Peripheral Interface Controller |
| IMU | Inertial Measurement Unit |
| MEMS | Micro-Electro-Mechanical Systems |
| PID | Proportional-Integral-Derivative |
| PD | Proportional-Derivative |
| LQ | Linear Quadratic |
| MPC | Model Predictive Controller |
| STARMAC | Stanford Testbed of Autonomous Rotorcraft for Multi-Agent Control |
| MIT | Massachusetts Institute of Technology |
| GRASP | General Robotics, Automation, Sensing and Perception |
| VTOL | Vertical Take-off and Landing |
| VSC | Variable Structure Control |
| SMC | Sliding Mode Control |

Liste des symboles

| | |
|------------|--|
| B | Repère fixe lié au centre de masse du quadrirotor (<i>Body frame</i>) |
| W | Repère mobile (<i>world frame</i>). |
| ξ | Vecteur de position. |
| T | Matrice de transformation. |
| R | Matrice de rotation. |
| ϕ | Angle de roulis. |
| θ | Angle de tangage. |
| ψ | Angle de lacet. |
| Rot_x | Matrice de rotation roulis. |
| Rot_y | Matrice de rotation tangage. |
| Rot_z | Matrice de rotation lacet. |
| i | Le nombre des rotors. |
| ω_i | Vitesse de rotation du moteur. |
| Ω | La vitesse angulaire dans le repère fixe. |
| P | La force de la pesanteur. |
| F_i | Les forces de poussée. |
| m | La masse totale de quadrirotor. |
| g | L'accélération de la pesanteur. |
| k_F | Le coefficient de portance. |
| M_i | Les moments de traînée. |
| τ_i | Les couples moteur. |
| k_M | Le coefficient de drag. |
| L | La longueur du bras entre le rotor et le centre de gravité du quadrirotor. |
| \ddot{r} | L'accélération |
| I | Matrice d'inertie |
| u | La commande |
| r | Trajectoire actuelle. |

| | |
|--------------|--|
| r_T | Trajectoire désirée. |
| \ddot{r}_c | L'accélération commandée. |
| e | Erreur de poursuite. |
| $k_{d,r}$ | Gain du régulateur D. |
| $k_{p,r}$ | Gain du régulateur P. |
| <i>dot</i> | Produit accumulatif des vecteurs. |
| <i>sign</i> | Fonction sign. |
| s | Surface de glissement. |
| ω_c | Vitesse de rotation désirée du moteur. |
| K | Matrice des gains |
| λ_i | Matrices des constantes des surfaces de glissements. |

Introduction générale

Introduction générale

Les modèles linéaires donnent une représentation suffisante pour un nombre de systèmes physiques, permettant l'analyse des lois de commandes en utilisant les outils de l'automatique linéaire. Cependant, ces modèles sont souvent valables dans des domaines limités et sous certaines contraintes. Donc les modèles non-linéaires sont en général nécessaires pour prendre en compte le maximum de phénomènes régissant l'évolution dynamique du système.

Le système dit ; drone est considéré comme une innovation technologique très remarquable pendant les deux dernières décennies. Ces aéronefs sans pilote embarqué, offre un emploi peu coûteux et flexible, connaissent des usages sans cesse nouveaux tant militaires que civils [1]. Il peut être contrôlé de manière semi-autonome ou complètement autonome. Parmi les types de drone on constate les quadrirotors, Ils sont des appareils très maniables, Ils possédant quatre moteurs. Cependant, celui-ci possède une dynamique de nature instable, non linéaire et fortement couplée.

L'objectif de ce travail, est de faire synthétiser et appliquer des lois de commandes permettant le suivi d'une trajectoire imposée à un quadrirotor, en contrôlant simultanément son attitude et sa position. En effet, deux techniques de commande de type linéaire et non linéaires sont appliquées respectivement, elles permettent la conduite de ce dernier en état normal et en présence de perturbations externes. La première méthode de commande appliquée est de type classique, elle est basée sur l'emploi d'une régulation de type PD, tandis que la seconde est basée sur l'utilisation de ce que l'on appelle les modes glissants. Les performances de ces deux méthodes, ont été testées en effectuant des simulations sur un modèle non-linéaire d'un quadrirotor.

Le présent mémoire est décomposé principalement en quatre chapitres :

Le premier chapitre, est consacré à la présentation générale des systèmes drones en termes de leur définition, leurs domaines d'utilisations (applications), leurs catégories ainsi que leurs constitutions technologiques. Il porte aussi, un aperçu général sur le principe de fonctionnement des quadrirotors ainsi leurs mouvements effectués lorsqu'ils misent-en fonctionnement.

Dans le second chapitre, le lecteur peut prendre une idée générale sur l'ensemble des différents travaux réalisés relatifs à la commande des quadrirotors.

Le troisième chapitre focalise sur la description détaillée du quadrirotor en termes de sa dynamique, il porte aussi une partie importante qui montre la modélisation de ce dernier selon la méthode de Newton-Euler.

Le quatrième chapitre, est consacré à la présentation des fondements théoriques des deux méthodes de commandes utilisées, ainsi tous les résultats de simulation obtenus avec leurs analyses.

Chapitre I
Généralités sur les drones

I.1. Introduction

Ces dernières années, des chercheurs et des ingénieurs de diverses régions ont travaillé intensivement pour développer des machines volantes efficaces capables d'effectuer des missions avec et sans l'intervention humaine. Ce type de véhicule est connu sous le nom de véhicule aérien sans pilote en anglais Unmanned Aerial Vehicle (UAV).

Le présent chapitre a pour but de donner un aperçu général sur ce genre de système aérodynamique hyper important dans la vie moderne, ainsi qu'une petite introduction descriptive sur les systèmes dits : Quadrirotors.

I.2. Définition d'un drone

Un drone désigne un aéronef sans-pilote et sans humain à bord (il est le plus souvent télécommandé). Ce système, peut avoir un usage civil ou militaire. Les drones sont utilisés au profit des forces armées ou de sécurité policière, sévices de douane ou autres. Sa taille et masse qui varie de quelques grammes à plusieurs tonnes, dépendent des capacités envisagées. En effet, le pilotage automatique ou à partir du sol permet à ce système aérodynamique d'effectuer des vols longs de plusieurs dizaines d'heures.

Il est à noter que, certains missiles non balistiques, en particulier les missiles de croisière, ont l'apparence aérodynamique de drones, mais ne sont cependant pas réutilisables, car détruits en fin de mission, contrairement au drone qui est ramené à sa base.

Le terme dit en anglais « drone » désigne un avion-cible, aussi, un aérodyne automatisé ainsi le système associé de mise en œuvre sont aussi appelés UAV, soit « véhicule aérien sans humain à bord ») et de plus en plus souvent « UAS » pour « Unmanned Aircraft System », soit « système d'aéronef(s) sans humain(s) à bord »).

I.3. Domaine d'utilisation des drones

Un drone est un aéronef sans pilote à son bord, il est doté d'une certaine autonomie et d'une capacité de décision. Les drones possèdent une charge utile pour l'emport des matériels nécessaires à l'accomplissement des missions auxquelles ils sont employés.

Aujourd'hui, le développement des drones présente une avancée importante dans le domaine de l'aéronautique et reste une discipline de recherche très active dans le monde, tant pour les applications civiles que militaires [3].

Le tableau ci-dessous résume l'utilisation des drones dans les domaines militaire (Tableau.1) et civil (Tableau I.2) : [4]

| Domaine | Utilisation Militaires |
|-----------------|--|
| Marine | <ul style="list-style-type: none"> - Ombre des flottes ennemies, - Des missiles décoratifs par émission de signatures artificielles, - Intelligence électronique, - Relance des signaux radio, - Protection des ports contre les attaques en mer, - Placement et surveillance des bouées de sonar et éventuellement d'autres formes de guerre anti-sous-marin. |
| Armée | <ul style="list-style-type: none"> - Reconnaissance, - Surveillance de l'activité de l'ennemi, - Surveillance de la contamination nucléaire, biologique ou chimique(NBC), - Intelligence électronique, - Désignation et suivi des objectifs, - Localisation et destruction des mines terrestres. |
| Aviation | <ul style="list-style-type: none"> - Surveillance longue distance et haute altitude, - Brouillage et destruction du système radar, - Intelligence électronique, - Sécurité de base d'aérodrome, - Evaluation des dégâts d'aérodrome, - Élimination des bombes non explosées. |

Tableau I.1. Utilisation des drones en domaine militaire.

| Civiles | |
|--|--|
| Catégories | Usages |
| Des missions exploitant le vecteur aérien | <ul style="list-style-type: none"> - Transport de fret, - Utilisation par l'industrie cinématographique, - Largages de vivres et d'équipements de sauvetage en zones hostiles. |
| La surveillance et l'observation | Etudes scientifiques. <ul style="list-style-type: none"> - Étude de l'atmosphère, des sols (géologie) et des océans, - Etudes et prévisions météorologiques. |
| | Surveillance d'urgence <ul style="list-style-type: none"> - Incendies de forêts, avalanches, - Volcans, tornades, - Recherche et sauvetage, - Evaluation des dégâts en cas de catastrophe naturelle. |
| | Surveillance civile <ul style="list-style-type: none"> - Surveillance des cultures et épandage agricole, - Surveillance maritime (voies maritimes, trafic de drogue, clandestins, détection des pollutions par hydrocarbures, localisation pour sauvetage). - Surveillance urbaine, des manifestations, ainsi que des frontières, - Surveillance du trafic routier et du transport de matières dangereuses. |
| Missions spécifiques | <ul style="list-style-type: none"> - Relais de communications, - Missions dangereuses (détection de gaz toxiques, radiations), - Recherche et sauvetage (mer, montagnes, désert...). |

Tableau I.2 : Utilisation des drones dans le domaine civil.

I.4. Catégories des drones

La classification des systèmes aériens est difficile, car il existe de nombreux types de drones aériens partant du nano drone de quelques grammes jusqu'au drone lourd capable d'effectuer des missions de plus de 24 heures à plusieurs milliers de kilomètres de sa base. Cependant, les véhicules autonomes peuvent être classés en plusieurs catégories selon : l'altitude de croisière, le rayon d'action, l'endurance, la taille (longueur, envergure, etc.) ou encore leur voilure (fixe, tournante ou battante) [5].

Nous présentons d'abord une classification générale des drones en fonction de leur rayon d'action, l'endurance et l'altitude :

I.4.1. Selon leurs performances et tailles

Parmi les performances on cite : le rayon d'action, endurance et altitude de croisière, ainsi pour la taille : envergure et longueur, [4] ce qui ramène à la classification suivante :

A. Micros-UAV :

(Micro Air Véhicule ou MAV), pouvant être contenu dans une sphère de 30 cm. Ces micro-drones sont différenciés par la miniaturisation des cartes électroniques et le choix des matériaux, des capteurs et des systèmes embarqués.



(a) le drone Aeryon-Scout 400



(b) le drone GTENG-T906W

Figure I.1 : Exemples des micros-UAV.

B. Mini-UAV :

Ce sont des drones plutôt légers et de taille réduite (jusqu'à quelques kilogrammes et d'une envergure jusqu'à 1 à 2 mètres) facilitant la mise en œuvre et généralement utilisés pour l'observation des zones difficiles d'accès.



(a) le drone Gozcu



(b) le drone QX-105

Figure I.2 : Exemples des minis-UAV.

C. Les drones MALE (Medium Altitude High Endurance):

Sont utilisé pour des vols de plus longue durée à une altitude opérationnelle de 10 à 15 Km. Avec une taille comparable aux avions traditionnels. Ils sont généralement voués à l'observation, mais certains peuvent embarquer des armes.



(a) le drone Predator-3



(b) le drone Dominator

Figure I.3 : Exemples des drones MALE.

D. Les drones HALE (High Altitude High Endurance):

Volent à une altitude d'environ 20 km. Il s'agit de drones de grande envergure volant à très haute altitude. Ils sont majoritairement utilisés pour des communications, comme alternative aux satellites. Ces deux types de drones font partie de la classe de grande taille pouvant accomplir des missions atteignant 2 jours.



(a) le drone RQ-4 Global Hawk



(b) le drone GlobalObserver-Aglis

Figure I.4 : Exemples des drones HALE.

E. Drones tactique TUAV (Tactical Unmanned Aerial Vehicle) :

Ils ont une autonomie d'une dizaine d'heures et un rayon d'action jusqu'à plus de cent kilomètres avec une altitude opérationnelle de 200 à 5000 mètres. Ces drones sont plus petits et fonctionnent dans des systèmes plus simples que HALE ou MALE.



(a) le drone FT-200 FH



(b) le drone Falco

Figure I.5 : Exemples des drones tactiques.

F. Drones de combatUCAV (Unmanned Combat Aerial Vehicle) :

Ils sont destinés à accomplir des missions de reconnaissance, d'attaque, de tir, et d'occupation de l'espace aérien sur de très longues périodes due aux systèmes d'armes et de recueils de renseignements dont ils possèdent.



(a) le drone X-47B



(b) le drone Wing-Loong-II

Figure I.6 : Exemples des drones de combat.

G. RPH (Remotely Piloted Helicopter):

Les hélicoptères télécommandés sont des véhicules aériens capable d'effectuer le décollage et l'atterrissage vertical, ce sont des drones à voilure tournante appelé aussi VTUAV (Vertical Take-off UAV). Ils sont utilisés dans des missions nécessitant un vol stationnaire, ils sont également moins sensibles à la turbulence de l'air.



(a) le drone YamahaRMax



(b) le drone APID

Figure I.7 : Exemples des drones RPH.

I.4.2. Selon leurs voilures

Prenant en considération la nature de leurs voilures, on trouve la classification suivante :

A. A voilure fixe :

Ce sont des drones qui produisent la portance nécessaire au vol par le vent relatif sur la voilure. Le contrôle du vol s'effectue par des gouvernes aérodynamiques. Ces drones assurent sa poussée et sa portance par son moteur et ses ailes.

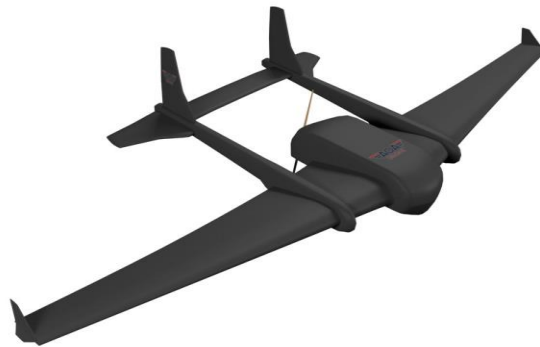


Figure.I.8 : Drone a aile fixe.

B. A voilure tournante :

Ce type de drone assure sa poussée et sa portance par ses moteurs, il a l'avantage de pouvoir voler à de faibles vitesses ou bien de rester immobile et capable de décoller et d'atterrir verticalement.



Figure I.9 : Drone a ailes tournantes.

| Type | Avantages | Inconvénients |
|--|--|---|
| Hélicoptère traditionnel | <ul style="list-style-type: none"> - Performance, - Autorotation possible, - Manœuvrabilité. - Endurance (quand motorisation thermique). | <ul style="list-style-type: none"> - Complexité, - Taille, - Danger des rotors, |
| Multi rotor à pas variable | <ul style="list-style-type: none"> - Centralisation du bloc moteur, qui permet une motorisation, thermique de grande endurance. | <ul style="list-style-type: none"> - Complexité. |
| Hélicoptère à rotor contrarotatif | <ul style="list-style-type: none"> - Les mêmes que l'hélicoptère traditionnel, avec en plus un encombrement moindre. | <ul style="list-style-type: none"> - Idem aux hélicoptères traditionnels. |
| Aile battante | <ul style="list-style-type: none"> - Pas de danger d'hélice, d'être confondu avec un oiseau. | <ul style="list-style-type: none"> - Fragilité. Complexité, - Faible charge utile. |
| Convertible | <ul style="list-style-type: none"> - Performance théorique d'endurance et de décollage vertical. | <ul style="list-style-type: none"> - Complexité technique, - Transition délicate entre vols vertical et horizontal. |

Tableau I.3 : Les différents types des drones à voilures tournantes.

C. Ailes battantes :

Pour ces drones, le pilotage et la sustentation sont assurés grâce à des ailes battantes. Dotés d'une capacité de vol avec des trajectoires similaires à celles des insectes, et de vol stationnaire à basses vitesses ce qui est intéressant pour des missions dans des espaces réduits.

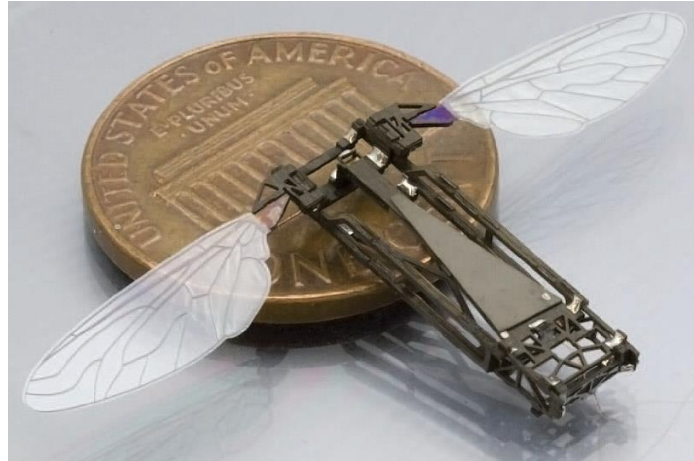


Figure I.10. Drone a ailes battantes.

I.5. Constitution du drone

Le développement des drones connaît un essor croissant depuis quelques années et ce en raison des grands avancements faits dans le domaine des capteurs et des cartes électroniques qui sont de plus en plus légers et performants, mais aussi le développement des batteries qui a permis de réduire considérablement le poids de celle-ci pour une autonomie plus importante.

Plus généralement, nous classons les composants du drone en trois catégories [8] :

- Batterie
- Propulseurs
- Capteurs

I.5.1. Autopilote

L'autopilote constitue le centre nerveux du drone, dont il assure à minima la stabilité (dans ce cas, il est simplement appelé « contrôleur »), voire la navigation. L'autopilote, qui tient aujourd'hui dans le creux de la main, résume à lui seul les progrès de miniaturisation et de fiabilité de la robotique de ces vingt dernières années. L'autopilote se présente sous la forme d'un ou de deux circuits imprimés. Il contient le processeur principal, des capteurs, de la mémoire et de nombreuses interfaces, dont le module GPS nécessaire à la navigation. Situé entre le récepteur radio et les actionneurs, il est solidement fixé au châssis, le plus près possible du centre de gravité. Il est programmé avec un logiciel contenant toutes les informations nécessaires à la gestion du vol [7].

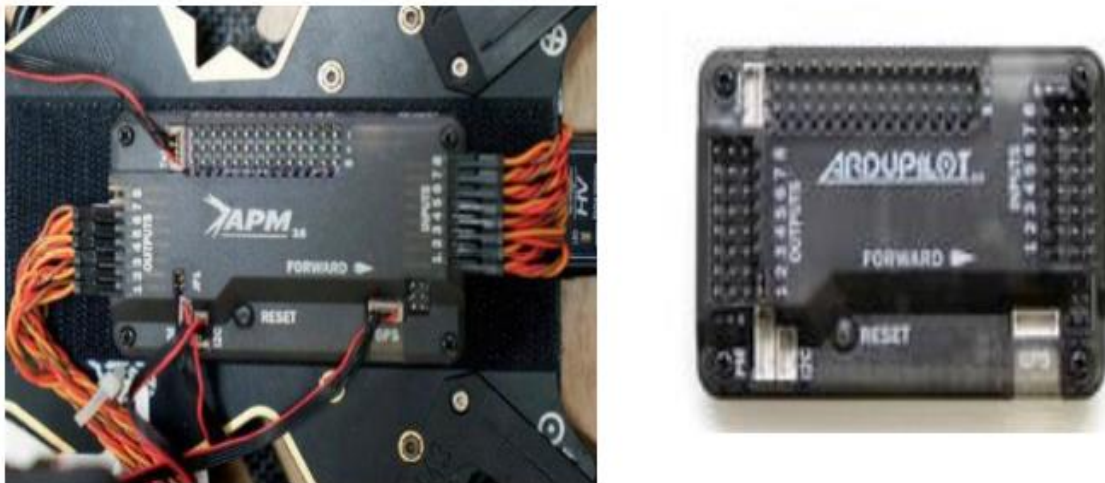


Figure I.11 : Autopilote open source APM 2.6 de 3DR (gauche), carte APM 2.5 (ArdupilotMega APM 2.5) (droite).

I.5.2. Les accumulateurs ou batteries électriques

Un des gros problèmes rencontrés dans la navigation des drones est la durée du vol, il a été donc donné une grande importance à l'étude énergétique et l'économie de celle-ci, et cela passe par le choix entre autres des moteurs des batteries et des hélices. La batterie doit être de la plus forte densité énergétique possible et accepter un taux de décharge important, qualité qui font se distinguer les batteries au lithium polymère [4].



Figure I.12 : Différent modèles des batteries.

I.5.3. La propulsion

Les drones utilisent des moyens de propulsion comme les moteurs électriques du commerce ou des moteurs thermiques de petites cylindrées issus aussi de l'aéromodélisme.

I.5.3.1. Le moteur électrique

Peu ou pas utilisé pour la motorisation de grands véhicules (aériens ou terrestres) à cause des faibles performances des accumulateurs électriques (conséquences : masse des accumulateurs embarqués trop élevée ou autonomie trop réduite), le moteur électrique retrouve ses lettres de noblesse pour la propulsion des véhicules modèles réduits.

L'aéromodélisme utilise beaucoup ces moteurs pour la propulsion d'avions modèles réduits qui, équipé de moyens d'autopilotage et de surveillance, deviennent de vrais drones miniatures. Pour ce type d'application, deux types de moteurs électriques existent [9] :

- Le moteur à courant continu avec balais, le moteur synchrone sans balais ou "brushless".

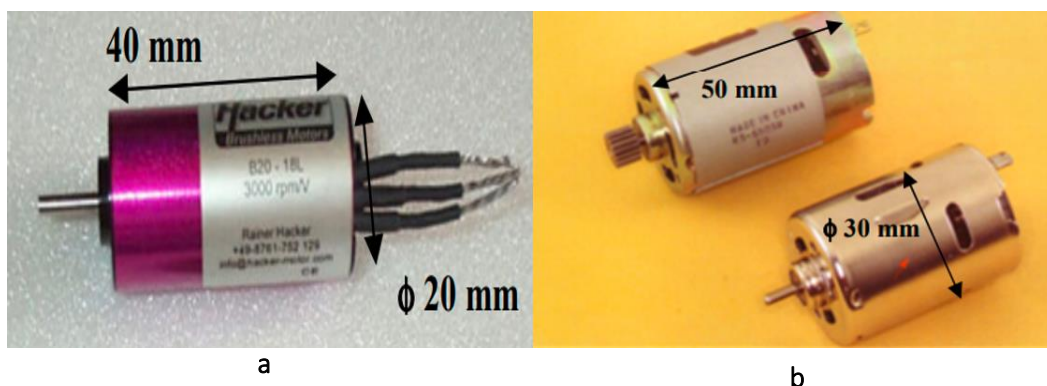


Figure I.13 : a : moteur "brushless" et b : moteur à courant continu avec balais.

I.5.3.2. Le moteur thermique

A grande échelle, le principal mode de propulsion est le moteur thermique, alimenté par des carburants à fort pouvoir calorifique. Le principal inconvénient de ce type de moteur pour son utilisation dans des modèles réduits est sa signature acoustique très importante, ce qui est très préjudiciable pour un véhicule qui se veut discret. De plus, son utilisation s'accompagne d'une pollution atmosphérique locale qui, par exemple, peut perturber une mission se déroulant dans des espaces confinés [9]. Malgré cela, ce mode de propulsion est très performant avec, certes, des rendements thermomécaniques inférieurs

à 30 % mais les énergies massiques des carburants pétroliers proches des 12 kWh/kg compensent ces faibles rendements.

I.5.3.3. Les hélices

Les multi rotors fonctionnent avec des paires d'hélices à pas normal (horaire) et à pas inversé (antihoraire). Il faut respecter le type de pas, sous peine de voir le multi rotor se retourner au décollage.

Les matériaux utilisés sont par ordre croissant de prix et de performance : le nylon (plastique), le bois (généralement le hêtre), et le carbone. Les hélices en bois ont le mérite d'être moins dangereuses en cas de choc. Le métal, réservé à l'aviation générale, est utilisé pour les drones de grande taille. L'hélice peut être fixe ou repliable pour prévenir la casse. Il est pratique de pouvoir replier ces éléments fragiles lors du transport, ce qui offre un gain de place appréciable [4].

I.5.3.4. Les capteurs

Une grande variété de systèmes capables de produire des mesures tridimensionnelles ont été développés pour permettre de réaliser une loi de commande pour un vol autonome d'un drone. Pour cela, il faut avoir toutes les mesures nécessaires (position, orientation, vitesse, accélération, ...) et en temps réel.

Les capteurs constituent l'une des parties importantes pour la stabilité et l'autonomie d'un véhicule, Leur rôle est de convertir une grandeur physique en un signal analogique, numérique ou logique. Ils sont caractérisés par quatre critères : l'étendue de mesure, la sensibilité, la rapidité et la précision, En général, les drones s'intéressent aux grandeurs suivantes [4] :

- Position (coordonnées géographiques et altitude),
- Vitesse linéaire (selon les trois axes orthogonaux),
- Vitesse angulaire (vitesse de rotation autour des trois axes orthogonaux),
- Position angulaire ou attitude (roulis, tangage et lacet).

A. Les capteurs à ultrasons

Le capteur à ultrasons est un capteur télémétrique composé d'un émetteur, un récepteur et d'un microcontrôleur PIC. Il sert à mesurer la distance qui le sépare d'un obstacle se situant devant lui. L'inconvénient de ces capteurs c'est qu'on ne connaît pas le premier obstacle qui va être touché par l'onde émise, ou bien, durant le mouvement de l'objet,

l'onde peut tomber sur des obstacles différents à chaque instant et à des distances différentes.



Figure I.14 : Capteur à ultrasons.

B. La centrale inertielle

Une centrale de mesure inertielle ou encore appelée (IMU) « Inertial Measurement Unit » est un système de navigation fournissant l'attitude, le vecteur de vitesse et de position d'un objet. Elle contient principalement trois accéléromètres et trois gyromètres mesurant l'accélération non gravitationnelle et la vitesse instantanée de rotation du véhicule par rapport à un référentiel inertiel [10].

C. La carte intelligente

La carte intelligente est l'élément principal dans le drone. Cette carte doit gérer l'ensemble des capteurs montés sur le drone (sauf la caméra, les images sont transmises directement sur la base au sol).

D. Localisation par le GPS

Le GPS (Global Positioning System) est un élément indispensable au vol automatique et à la navigation car il est permis la géolocalisation de l'aéronef en longitude, latitude et aussi altitude, et permet de connaître la position du drone, en trois dimensions (x, y, z). Cette information est envoyée par des satellites en orbite autour de la terre. C'est un système de positionnement par satellites. Actuellement, en utilisant certaines techniques particulières,

la précision peut atteindre le mètre, mais dans son utilisation basique, elle est de l'ordre de 50 mètres lorsqu'il n'y a aucun filtrage [4].



Figure I.15 : Module GPS pour drone.

E. La caméra

La caméra vidéo est un des capteurs extéroceptifs les plus performants, qui fournit une information particulièrement riche sur l'environnement. Elle permet de transmettre les images vues par le drone, vers l'opérateur au sol. Dans certains cas, on traite les informations transmises par la caméra sur un PC au sol via une carte d'acquisition d'images pour déterminer la position de l'engin, pour faire du suivi de trajectoire, ou pour la détection d'obstacles [11].



Figure I.16. Un drone équipé d'une caméra de résolution 4k.

I.6. Les quadrirotors

Les quadrirotors représentent un type très important des drones. En réalité, l'un de ces derniers (quadrirotors), est peut-être considéré comme un robot mobile aérien qui a quatre rotors, définit dans l'espace par 6 degrés de libertés [10-2]. Ces 4 rotors sont généralement placés aux extrémités d'une croix, et l'électronique de contrôle est habituellement placée 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), 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 déclencheurs seulement; donc c'est un système sous actionné (le nombre des entrées inférieure au nombre des sorties).

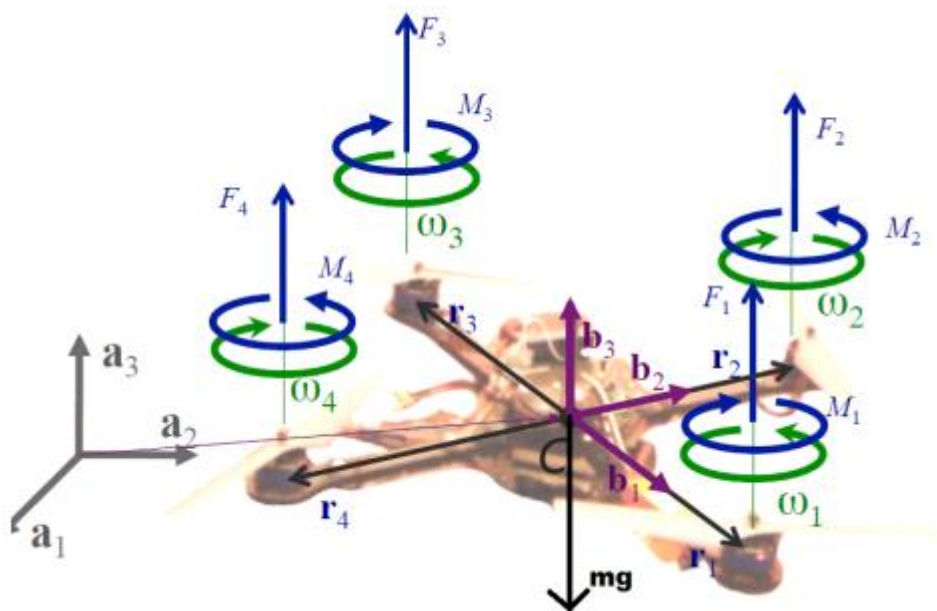


Figure I.17. Structure générale d'un quadrirotor [13].

Il est à noter que, une étude profonde comprend la modélisation dynamique en vue de la commande d'un quadrirotor est présentée en chapitre III. De plus, ce chapitre porte aussi une description détaillée des différents mouvements relatifs à ce système, sa structure générale et son principe de vol.

I.7. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons parlé sur les systèmes drones en termes de leur définition, leurs domaines d'utilisations (applications), leurs catégories ainsi que leurs constitutions technologiques. De plus, nous avons parlé en particulier sur ce que l'on appelle les Quadrirotors, puisque l'intérêt majeur de ce mémoire est reposé sur ces systèmes. Plus précisément, nous avons donné un petit aperçu sur leurs principes de fonctionnement ainsi leurs mouvements effectués lorsqu'ils misent-en fonctionnement.

Le chapitre suivant, porte au sens général, un état de l'art relatif aux différentes techniques de commande appliquées aux quadrirotors.

Chapitre II

Etat de l'art

II.1. Introduction

Vu les progrès technologiques, ainsi la possibilité de fabriquer des capteurs et des contrôleurs miniatures à l'aide des technologies des systèmes micro-électromécaniques dits aussi ; Micro-Electo-Mechanical Systems (MEMS), de nombreuses avancées ont été réalisées dans le domaine des drones. Une grande partie de recherches effectuées, est se concentrée sur les systèmes quadrirotors, en raison de leurs avantages (voir [14], page 15), notamment leur fabrication relativement facile, leur compacité et leur maniabilité remarquable. Certains travaux publiés, sont concentrés uniquement sur le développement d'un algorithme de commande, afin de lui appliquer sur un quadrirotor dans un environnement simulé, tandis que d'autres, ont développé des modèles spécifiques afin de tester l'ensemble d'algorithmes de vol proposés.

Puisque, le travail réalisé dans ce mémoire concerne la commande d'un système quadrirotor, nous allons présenter dans le présent chapitre quelques travaux de recherches relatifs à ce stade (commande), soit ceux développées théoriquement, ou ceux implémentées pratiquement.

II.2. Techniques de commande

Généralement, elles existent une multitude de techniques de commande, qui peuvent être appliquées sur les quadrirotors, allant d'un régulateur classique de type PID ou PD à des lois de commande non-linéaires, plus complexes telles que la méthode dite ; Backstepping [12] ou les régulateurs basés sur la méthode des modes glissants [72]. En effet, les techniques de commande de vol peuvent être classés en quatre catégories principales : les techniques linéaires, celles non-linéaires, celles hybrides et celles basés sur l'apprentissage [15].

La première chose remarquée, lors d'un balayage global des différents travaux, est que la technique de commande la plus couramment utilisée (commande des quadrirotor), est celle basée sur les deux régulateurs PID ou PD [16].

II.2.1. Commande de vol de type linéaires

Généralement, ce type de commande est le plus courant, il est basé sur des algorithmes de type PID, de type quadratiques linéaires ; Linear Quadratic (LQ) ou la technique H_{∞} . Il est à noter que, à la fin des années 1960, un hélicoptère (*A full scale*) a réalisé une navigation autonome par points de cheminement, en basant sur une technique de commande linéaire classique [15].

- **Commande de type PID et LQ** : Le chercheur Bouabdallah et ses collègues, ont proposé d'utiliser les techniques de commande de type PID et LQ sur un micro quadrirotor d'intérieur (milieu fermé). Ils ont constaté que ces deux types de commandes, ont de bonnes performances, elles étaient aussi capables de stabiliser l'attitude du quadrirotor autour de sa position de vol stationnaire lorsqu'il subit à faibles perturbations [16, 17].

Les deux chercheurs Li et Li, ont utilisé un régulateur PID classique pour commander la position et l'orientation d'un quadrirotor, ce dernier (le PID) à permettre de stabiliser l'organe volant dans un environnement a vent de faible vitesse [18]. Yang et ses collègues, ont utilisé un régulateur PID autoréglable basé sur un emplacement adaptatif de ses pôles, afin de commander l'attitude et le cap d'un quadrirotor. Les résultats de simulation, montrent que le ce régulateur fonctionne parfaitement avec un réglage en ligne de ses paramètres [19].

- **La technique H_∞** : Raffo et ses collègues, ont utilisé un régulateur de type H_∞ pour stabiliser les angles de rotation d'un quadrirotor, ainsi qu'un régulateur prédictif a modèle ; Model Predictive Controller (MPC), pour suivre la position souhaitée [20]. L'effet du vent et les incertitudes du modèle, ont été ajoutés au modèle simulé et il a fonctionné de manière robuste avec une erreur en régime permanent nulle. Il est à noter que, un régulateur de type H_∞ est linéaire et robuste ; ce genre de régulateurs, prennent en compte les incertitudes paramétriques et les dynamiques non modélisée. De plus, Il est rapporté aussi que ce dernier (régulateur de type H_∞), est utilisé pour la commande d'un hélicoptère à échelle réelle [15].

- **Dynamique commutée et ordonnancement de gain (*Switched Dynamics and Gain Scheduling*)** : Afin d'adapter l'utilisation d'un régulateur de type linéaire, aux systèmes non linéaires tel que le quadrirotor, la non-linéarité du système à commander peut-être modélisée sous une forme qui regroupe un ensemble de modèles linéaires simplifiés. Ce concept est dit ; ordonnancement du gain (*Gain Scheduling*), ce dernier est couramment utilisé pour concevoir des régulateurs de vol.

Gillula et ainsi que ses collègues, ont divisé l'espace d'état d'un quadrirotor dit ; STARMAC à un ensemble de modes hybrides simples, cette approche a permis au quadrirotor d'effectuer des manœuvres acrobatiques [15, 21]. Ainsi, le groupe de Ataka, ont également utilisé l'ordonnancement du gain sur un modèle linéarisé d'un quadrirotor, autour de certains points d'équilibre, ils ont testé par la suite la contrôlabilité et l'observabilité du système résultant [22].

Amoozgar et son groupe, ont utilisé un régulateur PID à ordonnancement de gain avec des paramètres réglés à l'aide d'un schéma d'inférence floue afin de commander un quadrirotor. La commande synthétisée, est testée dans la présence de défaillance d'actionneur, elle a comparé aussi à un régulateur PID conventionnel. Les résultats obtenus, montrent l'efficacité de l'utilisation d'un PID à gain programmé [23].

Sadeghzadeh et ses collègues chercheurs, ont également utilisé un régulateur PID à ordonnancement de gain, appliqué à un quadrirotor en laissant tomber une charge utile à un moment donné. L'algorithme de commande testé, a prouvé sa capacité de stabiliser le système pendant l'opération de chute [24].

II.2.2. Commande de vol de type non-linéaires

Basant sur le fait que, la dynamique du quadrirotor est de nature non-linéaire, il est très bénéfique d'appliquer sur lui, des algorithmes de commande de type non-linéaire. En effet, Il existe une variété d'algorithmes de commande non-linéaires appliquées aux quadrirotors, notamment : la linéarisation de la rétroaction (feedback linearization), la commande prédictive basée sur un modèle (Model Predictive Controller), la commande Backstepping ou les celles basés sur la méthode des modes glissants.

- **L'approche Backstepping et les modes glissants** : Le backstepping est un algorithme de commande récursif, il peut être appliqué aux systèmes linéaires et même non-linéaires [15]. Bouabdallah et Siegwart, ont appliqué cette dernière (méthode backstepping) ainsi qu'une par mode de glissement sur un quadrirotor, leurs résultats ont été obtenus avec de bonnes performances en présence de perturbations [25].

Le groupe de Waslander, ont développé des régulateurs qui peuvent stabiliser un quadrirotor dans un environnement extérieur, par la suite, ils ont comparé les performances d'un régulateur intégral en mode glissant et d'un autre à apprentissage par renforcement. Ils ont conclu que les deux régulateurs étaient capables de stabiliser le quadrirotor objet d'étude en extérieur, avec une performance très améliorée par rapport à un régulateur classique [26].

Ainsi, Madani et Benallegue, ont utilisé un régulateur backstepping basé sur la théorie de stabilité de Lyapunov pour suivre les valeurs désirées relatives aux position et orientation d'un quadrirotor. Ils ont divisé le modèle de ce dernier en 3 sous-systèmes : un sous actionné, un

entièrement actionné et un représenté par une hélice. En effet, l'algorithme proposé a permis de stabiliser le prototype volant en absence de perturbations [27].

Fang et Gao, ont proposé de fusionner (hybrider) un régulateur backstepping avec un autre adaptatif afin de surmonter les problèmes d'incertitudes du modèle et de perturbations externes. L'algorithme intégral adaptatif de backstepping (Adaptive Integral Backstepping) proposé, a permis de réduire le dépassement et le temps de réponse du système et d'éliminer l'erreur d'état stable [28].

Lee et ses collègues, ont utilisé aussi un régulateur backstepping pour commander la position et l'attitude d'un quadrirotor, la méthode proposée a été testée dans un environnement bruyant, elle a donné une performance satisfaisante [29]. De plus, Zhen et ses chercheurs collègues, ont combiné un régulateur backstepping avec un algorithme adaptatif pour commander l'attitude d'un quadrirotor. Une fonction adaptative robuste est utilisée pour approximer les perturbations externes ainsi que les erreurs de modélisation du système. Les simulations ont montré le succès de la méthode proposée en termes d'une robustesse remarquable par rapport aux perturbations et incertitudes [30].

Gonzalez et ses collègues, ont synthétisé une commande par mode de glissement sans la présence de l'effet de broutement (chattering) afin de commander l'altitude d'un quadrirotor. Le régulateur proposé, a donné de bons résultats à la fois en simulations et pratique (sur un prototype réel) en présence de perturbations [31].

- **Feedback Linearization** : est une technique de commande, qui utilise une transformation non-linéaire entre les variables d'état (non-linéaires) et les variables linéaires. Des algorithmes linéaires peuvent alors être utilisés pour stabiliser le système linéaire transformé, qui sera ensuite retransformé de manière inverse en variables d'état originales.

Kendoul et ses collègues, ont réussi à commander un quadrirotor lors de plusieurs essais en vol, en basant sur ce concept [15, 32].

- **Commande prédictive à modèle (MPC)** : cette technique, repose généralement sur la prédiction des états futurs du système et sur le suivi de l'erreur afin d'obtenir de meilleures performances [15]. Plusieurs travaux de recherches ont été réalisés en utilisant cette technique, on cite dans ce qui suit quelques-uns. Par exemple, le groupe de Alexis, ont testé

une commande MPC afin de régler l'attitude d'un quadrirotor en présence de perturbations atmosphériques. L'algorithme développé, a permis au système commandé de réaliser des manœuvres brutales dans un environnement induit par vent et de suivre avec précision l'attitude désirée [33]. Sadeghzadeh et ses camarades, ont également appliqué le même type de commande (MPC) à un quadrirotor avec une charge attachée, la commande appliquée à atteindre l'objectif envisagée avec de bonnes performances [24].

II.2.3. Systèmes de commande de vol basés sur l'apprentissage

Aux contraires des techniques de commande présentées précédemment, les lois de commandes de vol basées sur le système d'apprentissage (Learning Based Flight Control Systems), ne nécessitent pas la présence d'un modèle dynamique précis et exact, relatif au système commandé. En effet, plusieurs essais ont été effectués dans ce stade en se basant sur l'ensemble des données de vol, exploitées sous la forme d'une matière d'apprentissage.

Généralement, ils existent une grande variété de systèmes d'apprentissage, parmi eux on trouve les trois techniques primitives ; les réseaux de neurones artificiels, la logique floue ainsi que l'apprentissage humain (Human-Based Learning).

- **Réseaux de neurones** : Efe, a utilisé les réseaux de neurones afin de simplifier la conception d'un contrôleur PID et de réduire le temps et la complexité de calcul [34].

- **Logique floue** : L'idée derrière la logique floue est de traduire les connaissances et les actions des êtres humains qualifiés, en un ensemble de règles qui peuvent être utilisées par une machine afin d'exécuter une certaine tâche humaine. Ainsi, pour les systèmes de commande de vol, un pilote qualifié est généralement, celui qui effectue un apprentissage qualifié pour un système d'inférences floues [15].

II.2.4. Systèmes de commande de vol de type hybride

Généralement, l'utilisation d'un seul type d'algorithme de commande de vol n'est pas suffisante, pour garantir de bonnes performances, principalement lorsque le quadrirotor ne vole pas près de sa condition nominale. A cet effet, un grand nombre de chercheurs, ont proposé l'hybridation entre plusieurs méthodes de commande afin de surmonter les challenges de vol présentés.

Azzam et Wang, ont utilisé une commande hybride basée sur un régulateur PD, dont son rôle est de faire stabiliser le quadrirotor en altitude et en rotation en lacet, avec un autre PID intégré à un régulateur backstepping employé afin de commander le tangage et du roulis.

Il est à noter que, un algorithme d'optimisation, a été utilisé à la place de la technique de placement des pôles, afin de surmonter les difficultés rencontrées lors de l'emploi de cette dernière méthode.

En effet, le système est divisé principalement en deux sous-systèmes, l'un de rotation et l'autre de translation, d'où ce dernier travaille à stabiliser la position du quadrirotor lors de son vol et de faire générer, les angles de roulis et de tangage, qui sont nécessaires pour alimenter le sous-système de rotation [35].

Nagaty et ses camarades, ont proposé l'utilisation d'un algorithme de commande à boucles imbriquées. ; la boucle extérieure est constituée d'un régulateur PID responsable de la génération des angles d'attitude désirés, par la suite ces angles, sont transmis à la boucle interne.

Le régulateur de stabilisation appartient à la boucle interne, s'appuie sur l'algorithme de backstepping pour suivre l'altitude et le cap souhaités [36].

II.3. Plateformes pratique

Il est clair que, vu l'intérêt remarquable présenté à ce type de système aéronautique, surtout dans le domaine de la commande même autres, tels que la navigation autonome, la supervision...etc. un grand nombre de laboratoires, soit au niveau d'universités ou indépendants, sont équipés d'un ensemble de quadrirotor réels

Dans ce qui suit, on présente un petit aperçu sur les systèmes quadrirotors réels les plus utilisés par les groupes de recherche, au niveau des laboratoires et des établissements universitaires internationaux.

Bouabdallah et ses camarades, ont utilisé une plateforme appelée OS4 pour tester leurs algorithmes de commande proposés. En effet, le quadrirotor OS4 a été fabriqué et assemblé dans leur laboratoire [17]. Le groupe de Hoffmann, ont utilisé la plateforme dite ; STARMAC II afin d'étudier les effets aérodynamiques sur le quadrirotor, lorsqu'il fonctionne loin de sa position de vol stationnaire [37]. On trouve aussi, au niveau de l'Australian National University, le système de vol dit ; X4-Flyer, ainsi le Mesicopter qui est disponible au niveau de l'université de Stanford [38].

On observe aussi, que les quadrirotors disponibles dans le marché, ont connus une large utilisation par ces différents établissements, dont le but est de faire économiser le temps, les coûts et les efforts nécessaires pour la construction d'un prototype réel.

L'une des plateformes les plus utilisées, est celle produite par la société AscTec [39], qui vend des quadrirotors spécialement conçus, pour des tâches liées à la recherche. En effet, leurs modèles ont été utilisés par un grand nombre d'universités et de groupes de recherche tels que : le Aerospace Controls Lab à l'institut américain dit ; Massachusetts Institute of Technology (MIT) [40], le Robust Robotics Group à l'université, MIT [41] et dans le laboratoire de GRASP à l'université de Pennsylvanie [42]. Une autre plateforme largement utilisée, est le Draganflyer de Draganfly Innovations [43], également utilisé par l'Aerospace Controls Lab, MIT [15, 40].

Des applications quotidiennes telles que ; la surveillance aérienne par la police, l'inspection des lignes électriques, la cartographie aérienne du terrain, l'inspection des ponts, etc. ont connues l'utilisation d'un quadrirotor développé par la société allemande Microdrones [44].

Également, la société française Parrot [45], offre des modèles dits ; AR.Drone, employés principalement pour des raisons de divertissement.

II.4. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons parlé sur quelques techniques ainsi que quelques méthodes de commandes, qui ont été développées et appliquées par les différents chercheurs à travers le monde, sur les systèmes quadrirotors.

L'importance de la matière présentée dans ce chapitre réside dans le fait que, elle permet au lecteur de prendre une idée claire sur ce domaine de recherche. Plus précisément, la diversification des techniques de commande, argumente l'importance du sujet traité dans ce mémoire.

Le chapitre suivant, a pour but d'illustrer en détaille l'écriture d'un modèle dynamique d'un quadrirotor.

Chapitre III

Modélisation d'un drone quadrirotor

III.1. Introduction

Généralement, les quadrirotors ne sont pas aussi rapides que d'autres types d'UAV comme les hélicoptères fixes et standards, mais ils sont largement considérés comme un concept de décollage et d'atterrissage verticaux très commun et avantageux (VTOL), spécialement pour le type spécifique de missions et d'opérations nécessaires. Récemment, la commande autonome de ce véhicule a connu un intérêt significatif par un grand nombre de chercheurs qui travaillent dans ce domaine (l'aéronautique), est ceci est argumenté par le nombre de travaux ne cesse pas de décroître.

Bien que les quadrirotors aient de nombreuses propriétés avantageuses, ils ont une dynamique fortement non-linéaire couplée et sous-actionnée. Par conséquent, sa commande n'est pas une tâche facile. A cet effet, le quadrirotor est classé dans la catégorie des systèmes volants les plus complexes, vu le nombre d'effets physiques qui affectent sa dynamique à savoir les effets aérodynamiques, la gravité, les effets gyroscopiques, les frottements et le moment d'inertie [46,47,48,49]. Cette complexité résulte essentiellement du fait que l'expression de ces effets différent pour chaque mode de vol. En effet les modèles dynamiques du quadrirotor proposés dans [50, 51-52, 53, 25-54-55, 56, 57-58, 46-47-48-49, 59] changent en fonction des tâches planifiées et en fonction des milieux de navigation définis à priori par l'opérateur.

La commande des systèmes dynamiques se base essentiellement sur la modélisation, l'identification et l'analyse des phénomènes physiques opérants sur le système en question. On présente dans ce chapitre la modélisation de la dynamique du quadrirotor en définissant l'équation de mouvement. Cette approche facilite la génération du modèle dynamique des systèmes instables. Pour cette fin, on l'exprime à l'aide du formalisme de Newton-Euler et des équations dynamiques des moteurs.

De ce fait, et afin de synthétiser une commande de vol, on doit d'abord comprendre profondément les mouvements de drone quadrirotor, sa dynamique et par conséquent ses équations dynamiques. Cette compréhension est nécessaire non seulement pour la conception de la commande, mais aussi pour assurer que les simulations du comportement de véhicule sont plus proches que possible de la réalité lorsque cette commande est appliquée.

III.2. Description générale du quadrirotor

Un quadrirotor est un robot mobile aérien à quatre rotors défini dans l'espace par six degrés de liberté [60,61]. Ces quatre rotors sont généralement placés aux extrémités d'une croix, et l'électronique de commande est habituellement placée au centre de la croix. Afin d'éviter que l'appareil tourne 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. Aussi, 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) [62], le quadrirotor a six degrés de liberté, trois mouvements de rotation et trois mouvements de translation, ces six degrés doivent être commandés à l'aide de quatre déclencheurs seulement; donc c'est un système sous actionné d'où le nombre des entrées est inférieure par rapport au nombre des sorties.

III.2.1. Mouvements du quadrirotor

Dans les hélicoptères classiques, quand le rotor principal tourne, il produit un couple réactif qui inciterait le corps de l'hélicoptère à tourner dans la direction opposée si ce couple n'est pas contrarié. Ceci est habituellement fait en ajoutant un rotor de queue qui produit une poussée dans une direction latérale. Cependant, ce rotor avec son alimentation électrique associée ne fait aucune contribution à la poussée. Par contre, en cas de quadrirotor, le rotor droit et le rotor gauche tournent dans le sens des aiguilles d'une montre et dans la direction opposée les rotors avant et arrière, ceci neutralise effectivement le couple réactif non désiré et permet au véhicule de planer sans tourner hors de la commande. D'ailleurs, différemment aux hélicoptères classiques, toute l'énergie dépensée pour contrecarrer le mouvement de rotation contribue à la force de poussée [63].

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). 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, Tableau (III.1) [64] :

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

Translation verticale :

En augmentant la vitesse de rotation des quatre moteurs de façon à avoir une force de poussée $F_i > mg$ tandis que si $F_i < mg$ donc nous allons avoir un mouvement vertical vers le bas suivant l'axe z . La Figure (III.1) illustre la translation verticale.

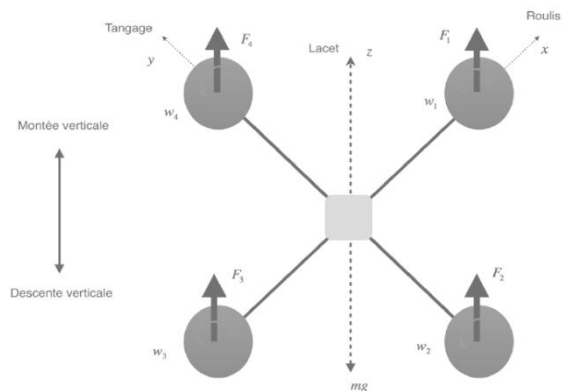


Figure III.1. Translation verticale du quadrirotor.

Le mouvement de roulis :

Est assuré par la différence des forces (F_1, F_3) produites par les moteurs avant et arrière. C'est le même principe que pour le mouvement de tangage mais le couple créé par la différence des forces sera autour de l'axe de roulis x . La Figure (III.2) présente une illustre le mouvement roulis.

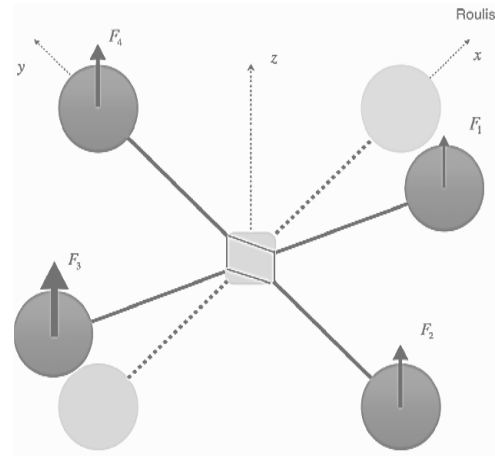


Figure III.2 Mouvement de roulis du quadrirotor.

Le mouvement de tangage :

Est assuré par la différence des forces (F_2, F_4) produites par les moteurs droite et gauche c'est à dire que les moteurs M_1 et M_3 vont tourner avec la même vitesse de rotation tandis que M_2 et M_4 vont tourner avec deux vitesses différentes. La Figure (III.3) illustre le mouvement de tangage.

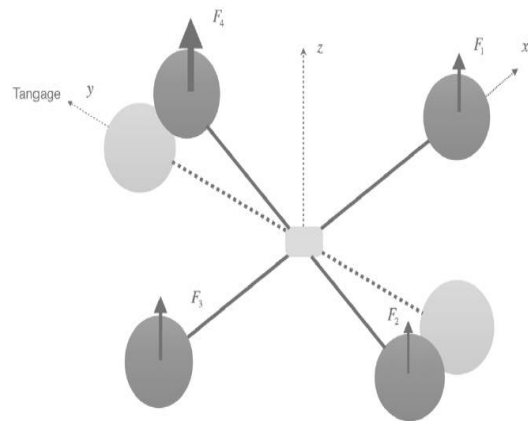


Figure III.3 Mouvement de tangage du quadrirotor.

Le mouvement de lacet :

En provoquant une différence de vitesse entre les moteurs tournant en sens opposé puisque ce mouvement est assuré par la somme des couples de trainée ω_i produites par chaque moteur. Par conséquent, les couples résistants provoquent un couple autour de l'axe de lacet z . La Figure (III.4) présente une illustration d'un mouvement de lacet.

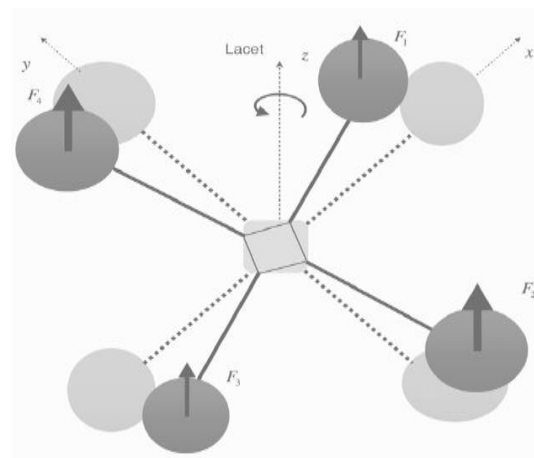


Figure III.4 Mouvement de lacet du quadrirotor.

Translation horizontale :

Il a le même principe que pour la translation verticale mais cette fois-ci dans le plan $x y$. Il faut augmenter les vitesses de rotation de façon à ce que la force de poussée maintient le quadrirotor à une hauteur constante par rapport au sol et en appliquant une force le long de x ou y , le système effectue un vol connu dans la littérature sous le nom de (vol en palier). La Figure (III.5) illustre la translation horizontale.

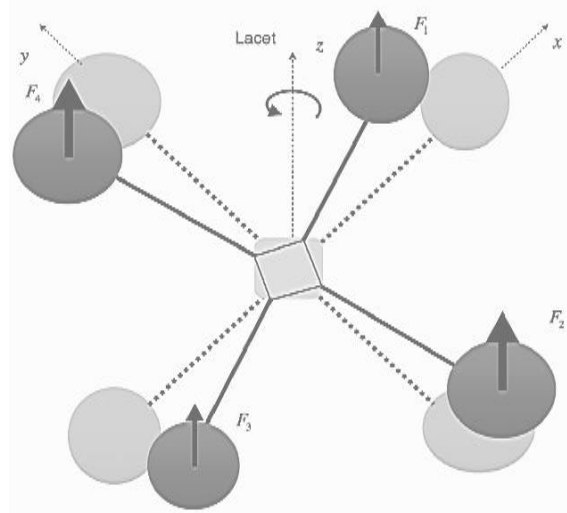


Figure III.5 Translation horizontale du quadrirotor.

Tableau III.1. Représentation des mouvements de quadrirotor.

III.3. Modèle dynamique du quadrirotor

Il est à noter que, le développement du modèle dynamique du quadrirotor présenté dans cette section est complètement relevé du travail présenté dans [13].

En effet, 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, nous représentons les différentes hypothèses de sur lequel basé ce dernier :

- 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.

Pour évaluer le modèle mathématique du quadrirotor on utilise deux repères, un repère fixe lié au centre de masse du quadrirotor dit B (*body frame*) et un autre mobile W (*world frame*). Le passage entre les deux repères est donné par une matrice dite matrice de transformation T qui contient l'orientation et la position de repère mobile par rapport au repère fixe par rapport au quadrirotor. On choisit la convention d'axes suivants illustrés sur la figure (III.7) [65] :

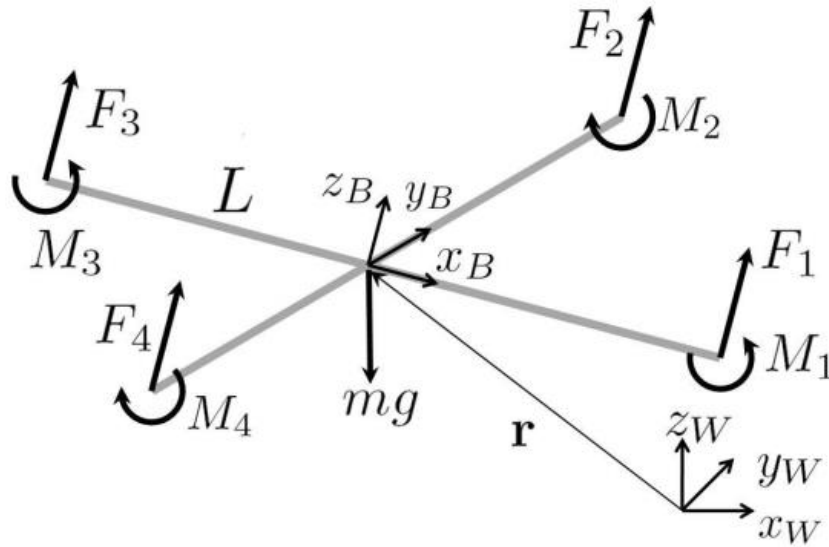


Figure III.6. Système des Coordonnées et les forces/moments agissant sur le corps du quadrirotor [66].

$$T = \begin{bmatrix} R & \xi \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (\text{III.1})$$

Avec R la matrice de rotation (décrit l'orientation de l'objet mobile), $\xi = [x \ y \ z]^T$ est le vecteur de position. Pour déterminer les éléments de la matrice de rotation R , on utilise les angles d'Euler.

III.3.1. Angles d'Euler

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

Les matrices de rotation des angles d'Euler sont :

- La rotation autour de l'axe x par l'angle ϕ traduit par la matrice :

$$R(x, \phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi & c\phi \end{bmatrix} \quad (\text{III.2})$$

- La rotation autour de l'axe y par l'angle θ traduit par la matrice :

$$R(x, \theta) = \begin{bmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\theta & 0 & c\theta \end{bmatrix} \quad (\text{III.3})$$

- La rotation autour de l'axe z par l'angle ψ traduit par la matrice :

$$R(x, \psi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\psi & -s\psi \\ 0 & s\psi & c\psi \end{bmatrix} \quad (\text{III.4})$$

Finalement, l'expression de la matrice de rotation est donnée par la multiplication des matrices de rotation de l'ordre suivant :

$$\begin{aligned} R &= Rot(z, \psi) \times Rot(x, \phi) \times Rot(y, \theta) \\ &= \begin{bmatrix} c\psi & -s\psi & 0 \\ s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi & c\phi \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\theta & 0 & c\theta \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (\text{III.5})$$

D'après (III. 5), on obtient :

$$R = \begin{bmatrix} c\psi c\theta - s\phi s\psi s\theta & -c\phi s\psi & c\psi s\theta + c\theta s\phi s\psi \\ c\theta s\psi + s\phi c\psi s\theta & c\phi c\psi & s\psi s\theta - c\theta s\phi c\psi \\ -c\phi s\theta & s\phi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (\text{III.6})$$

Avec c et s désignent respectivement \cos et \sin .

III.3.2. Vitesses angulaires

Les composantes de la vitesse angulaire du quadrirotor dans le repère fixe sont p , q et r . Celles-ci sont liées aux dérivées des angles de roulis, de tangage et de lacet selon la formule suivante [64] :

$$\Omega = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + Rot_y(\phi)^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + (Rot_x(\theta)Rot_y(\phi))^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (\text{III.7})$$

D'après (III. 4), on obtient :

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} c\theta\dot{\phi} \\ 0 \\ s\theta\dot{\phi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -c\phi s\theta\dot{\psi} \\ s\phi\dot{\psi} \\ c\phi c\theta\dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\theta\dot{\phi} - c\phi s\theta\dot{\psi} \\ s\phi\dot{\psi} \\ s\theta\dot{\phi} + c\phi c\theta\dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (\text{III.8})$$

Alors la vitesse angulaire du système sera :

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\theta & 0 & -c\phi s\theta \\ 0 & 1 & s\phi \\ s\theta & 0 & c\phi c\theta \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (\text{III.9})$$

Et inversement :

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ s\theta t\phi & 1 & -c\theta t\phi \\ -s\theta & 0 & \frac{c\theta}{c\phi} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (\text{III.10})$$

Avec t désigne \tan

Dans le cas où le quadrirotor fait des petites rotations, nous pouvons faire les approximations suivantes : $c\phi = c\theta = c\psi = 1$ et $s\phi = s\theta = s\psi = 0$,

Le vecteur $[p \ q \ r]^T$ peut être assimilé $[\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T$.

III.3.3. Les effets physiques agissants sur le quadrirotor

Le quadrirotor est classé dans la catégorie des systèmes volant les plus complexe vu le nombre d'effets physiques qui affectent sa dynamique [64], comme l'explique le Tableau (III.2) :

| L'effet | La source |
|-----------------------------|--|
| Les effets aérodynamique | La rotation des hélices. |
| Les contre-couples inertiel | Le changement dans la vitesse de rotation des hélice |
| L'effet de la gravité | La position du centre de masse |
| Les effets gyroscopique | Le changement dans l'orientation du corps rigide et changement de l'orientation des plans de hélices |

Tableau III.2 : Les forces agissant sur le quadrirotor [54].

Le modèle du quadrirotor doit prendre en considération tous les effets qui affectent son mouvement. Néanmoins, en négligeant certaines forces en raison de simplification. La figure III. 8 montre les caractéristiques des principaux forces et moments agissants sur le système.

Sur les deux courbes qui présentent respectivement la poussée et le moment de traînée, on constate que la relation est approximativement quadratique. De plus, dans des conditions de vol stationnaire, chaque rotor doit supporter un quart du poids total, on peut déterminer la vitesse de fonctionnement du moteur (ω_0) qui sera nécessaire pour supporter un quart du poids. La vitesse de fonctionnement produit un moment de traînée et chaque rotor doit surmonter.

En effet, Le moteur fournit le couple nécessaire pour surmonter le moment de trainé. La caractéristique du couple moteur est une propriété du moteur qui détermine si un moteur particulier peut être utilisé ou non, le moteur qui peut surmonter le moment de traîné est peut-être utilisé [13,66].

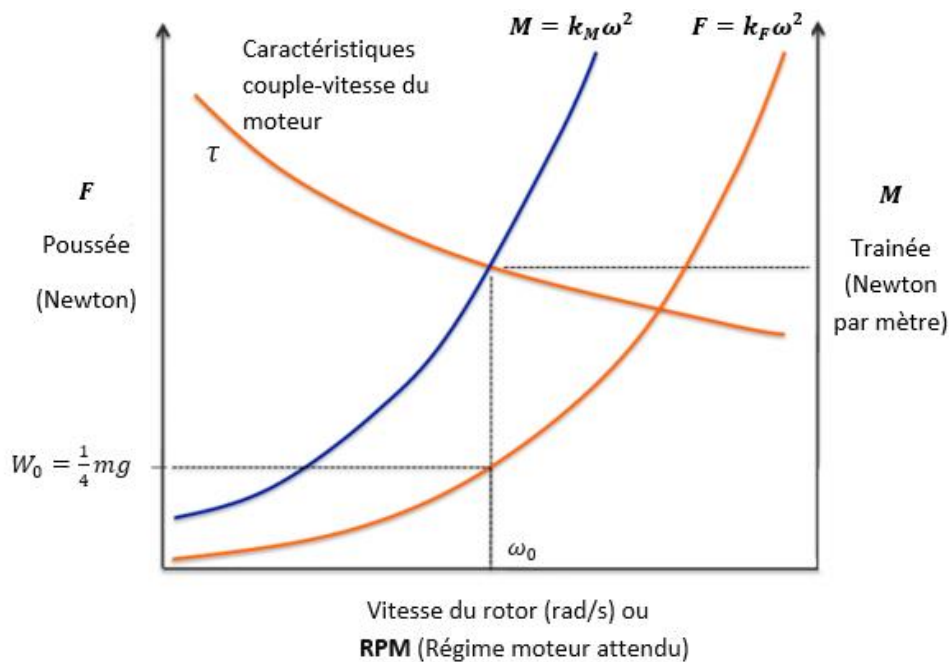


Figure III.7. Les caractéristiques des forces et moments agissant sur le quadrirotor.

III.3.3.1. Les Forces

- **La force de la pesanteur** : une force gravitationnelle et inertielle, exercée par la gravité de la terre sur un corps de masse m est donnée par :

$$P = m g \quad (\text{III.11})$$

Où

m : est la masse totale de quadrirotor

g : l'accélération de la pesanteur, égale à $9.8m.s^{-1}$.

- **Les forces de poussée** : ces forces sont provoquées par la rotation des moteurs, elles sont orthogonales sur le plan des hélices, et proportionnelles au carré de la vitesse de rotation des moteurs :

$$F_i = k_F \omega_i^2 \quad (\text{III.12})$$

Avec

i : est le nombre des rotors

k_F : est le coefficient de portance qui dépend de la forme et le nombre des pales et la densité de l'air.

III.3.3.2. Les moments

En plus des forces, chaque rotor produit un moment perpendiculaire au plan de rotation de la pale, M_i . Les rotors 1 et 3 tournent dans le sens $-z_B$ tandis que 2 et 4 tournent dans le sens de la direction z_B . Puisque le moment produit sur le quadrirotor est opposé à la direction de rotation des pales, M_1 et M_3 agissent dans le sens z_B tandis que M_2 et M_4 agissent dans la direction $-z_B$.

- **Le moment de traînée et le couple moteur** :

$$M_i = \tau_i = k_M \omega_i^2 \quad (\text{III.13})$$

Avec :

k_M : est le coefficient de drag qui dépend de la fabrication de l'hélice.

- **Moment dus aux forces de poussée** :

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

$$\tau_{bx} = L(F_4 - F_2) = Lk_M(\omega_4^2 - \omega_2^2) \quad (\text{III.14})$$

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

$$\tau_{by} = L(F_3 - F_1) = Lk_M(\omega_3^2 - \omega_1^2) \quad (\text{III.15})$$

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

- **Moments dus aux forces de traînée** :

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

$$\tau_{bz} = -M_1 + M_2 - M_3 + M_4 \quad (\text{III.16})$$

En équilibre, la force résultante et le moment seront nulles, si non ils produisent une accélération vers le haut si on augmente la vitesse des moteurs et inversement si on diminue la vitesse de moteur. Donc la combinaison de la force de poussée de pesanteur détermine la direction de l'accélération [13].

III.3.4. Modèle dynamique selon Newton-Euler

Il est à noter que, dans ce modèle, les effets aérodynamiques ont été négligés pour des raisons de simplification [13]. En utilisant la formulation de Newton-Euler,

III.3.4.1. Équations du mouvement de translation :

Le vecteur de position du centre de gravité dans le repère mobile \mathcal{W} est noté \mathbf{r} . Les forces sur le système sont la gravité, dans la direction $-\mathbf{z}_w$, et les forces de chacun des rotors, \mathbf{F}_i , dans la Direction \mathbf{z}_B . Les équations régissant l'accélération du centre de masse sont les suivantes [65] :

$$m\ddot{\mathbf{r}} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} + R \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_1 + F_2 + F_3 + F_4 \end{bmatrix} \quad (\text{III.17})$$

III.3.4.2. Équations du mouvement de rotation :

Le mouvement angulaire est déterminé par les équations d'Euler, dont son expression est la suivante [13] :

$$I \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tau_{bx} \\ \tau_{by} \\ \tau_{bz} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times I \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (\text{III.18})$$

On remplace (III.14), (III.15) et (III.16) dans (III.19)

$$I \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L(F_2 - F_4) \\ L(F_3 - F_1) \\ M_2 + M_4 - M_1 - M_3 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times I \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (\text{III.19})$$

I : est la matrice d'inertie déterminés en pesant les composants individuels du quadrirotor et créer un modèle physiquement précis souvent en utilisant le modulateur 3D dit SolidWorks.

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (\text{III.20})$$

Chaque élément dans la matrice d'inertie, dépend de la distribution de la masse de l'objet de la façon suivante :

$$I = \begin{bmatrix} \iiint_{vol} (y^2 + z^2) \partial m & \iiint_{vol} xy \partial m & \iiint_{vol} xz \partial m \\ \iiint_{vol} xy \partial m & \iiint_{vol} (x^2 + z^2) \partial m & \iiint_{vol} zy \partial m \\ \iiint_{vol} xz \partial m & \iiint_{vol} zy \partial m & \iiint_{vol} (y^2 + x^2) \partial m \end{bmatrix} \quad (\text{III.21})$$

En effet, le modèle dynamique est établi par les deux équations (III.18) et (III.20), puisque les entrées de commande sont les poussées du rotor F_i et les moments de traînée du rotor M_i dont ces quantités dépendent de la vitesse du rotor.

Afin de mettre les deux équations précédentes ((III.18) et (III.20)), sous une forme adaptée à la commande, nous reformulons ces dernières sous les deux équations suivantes :

$$m\ddot{r} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} + R \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ u_1 \end{bmatrix} \quad (\text{III.22})$$

$$I \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = u_2 - \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times I \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (\text{III.23})$$

$$\text{Avec } u_1 = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 \text{ et } u_2 = \begin{bmatrix} L(F_2 - F_4) \\ L(F_3 - F_1) \\ M_1 + M_2 - M_3 - M_4 \end{bmatrix}.$$

III.3.5. Modèle des moteurs :

Chaque rotor a une vitesse angulaire ω_i et produit une force verticale F_i selon la formule suivante [65] :

$$F_i = k_F \omega_i^2 \quad (\text{III.24})$$

Des essais expérimentaux, avec un rotor fixe à un état stationnaire montre que $k_F \approx 6.11 \times 10^{-8} \frac{\text{N}}{\text{rpm}^2}$. Également, les rotors produisent un moment selon la formule suivante :

$$M_i = k_M \omega_i^2 \quad (\text{III.25})$$

La constante k_M , est égale approximativement à $k_M \approx 1.5 \times 10^{-9} \frac{\text{Nm}}{\text{rpm}^2}$ en faisant correspondre les performances de la simulation au système réel.

Il est à noter que, la relation exacte entre la vitesse réelle et commandée du moteur est une fonction composée du régulateur de moteur, de l'hélice et de la dynamique du moteur. En effet, la performance réelle est une fonction de la vitesse du rotor et du fait que la vitesse soit augmentée ou diminuée. Cependant, pour des raisons de simplicité, un modèle de moteur simple de premier ordre est utilisé dans la synthèse du régulateur et à tous les essais de simulation. Aussi, la vitesse du rotor est approximativement liée à la vitesse commandée par une équation différentielle du premier ordre comme suit [65] :

$$\dot{\omega}_i = k_m(\omega_i^{des} - \omega_i) \quad (\text{III.26})$$

Le gain du moteur k_m , est égal approximativement $20s^{-1}$ en adaptant les performances de la simulation au système réel. Les vitesses angulaires souhaitées ω_i^{des} , sont limitées au minimum et la valeur maximale déterminée par expérimentation à environ 1200 tr/min et 7800 tr/min.

On observe clairement, de cette présentation relevée du travail présenté par [65], et plus précisément par [13], relative au développement d'un modèle dynamique pour un quadrirotor, que cette dernière est relativement simple en termes de nombres d'équation présentées et complexité de développement. En effet, la conception de l'ensemble de toutes ces équations est considérée une tâche très difficile pour un lecteur dès la première vue. Néanmoins, nous invitons ce dernier à se référer à l'ensemble des cours explicatifs très bénéfiques relatifs à ce problème, qui sont disponibles dans [66].

III.3.6. Les valeurs des paramètres

Le tableau (III.3) représente les caractéristiques physiques du quadrirotor relevées expérimentalement :

| Paramètre | Valeur | Unité |
|-----------|------------------------|--|
| m | 0.18 | Masse du quadrirotor [Kg] |
| g | 9.8 | Accélération gravitationnelle [m/s^2] |
| I_{xx} | $0,25 \cdot 10^{-3}$ | Moment d'inertie du quadrirotor autour de l'axe x [$Kg \cdot m^2$] |
| I_{yy} | $0,232 \cdot 10^{-3}$ | Moment d'inertie du quadrirotor autour de l'axe y [$Kg \cdot m^2$] |
| I_{zz} | $0,3738 \cdot 10^{-3}$ | Moment d'inertie du quadrirotor autour de l'axe z [$Kg \cdot m^2$] |
| L | 1 | Distance au centre du quadrirotor [m] |

Tableau III.3 : Valeurs numériques des paramètres du quadrirotor étudié dans ce mémoire.

III.4. Conclusion

Le quadrirotor est un robot volant faisant partie de la famille des multi-rotors. 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 [64], Ce système comme son nom l'indique est constitué de quatre rotors, chaque deux moteurs opposés tournent dans un sens et les deux adjacents tournent dans le sens inverse.

L'utilisation du formalisme de Newton-Euler nous a permis d'établir le modèle dynamique du quadrirotor. A partir du modèle obtenu, qui est développé principalement par [65], 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 le développement et l'application de deux commandes de types ; PD, et une autre basée sur les modes glissants.

Chapitre IV

Commande d'un drone quadrirotor

IV.1. Introduction

Plus des travaux qui ont été présentés dans le chapitre II de ce mémoire, on attire l'attention à celui présenté par Samir Bouabdallah [54] dans le cadre de la préparation d'un travail de doctorat, ce dernier à développer et appliquer un ensemble de lois de commande sur un système quadrirotor. En effet, il a appliqué, des commandes de types ; PID, Commande Linéaire Quadratique (LQ), Lyapunov et Backstepping, il a montré aussi tous les résultats obtenus, avec une analyse et discussions profondes. Dans le même cadre, on trouve aussi le travail présenté dans [14], qui peut être considéré comme une référence très simple et très utile pour un lecteur débutant. De plus, on trouve le travail présenté dans [68], travaillé sur les quadrirotors sous leur comportement non-linéaire. En effet, ce dernier travail, est peut-être considéré complet, puisque, il a pris en compte tous les non-linéarités résides dans le modèle dynamique, les moteurs et les engrenages associés au système.

Il est à noter que, dans cette liste bibliographique, soit présentée ci-dessous ou celle illustrée dans le chapitre II, seulement quelques méthodes de commande ont été implémentées en utilisant le logiciel MATLAB/Simulink. Cependant, on trouve que ces derniers, ont couvert d'une manière très générale les approches de commande linéaires et non-linéaires.

En générale, on peut noter que la commande de positions ainsi d'altitudes d'un quadrirotor, peuvent être traités comme des modules séparés avec des diverses permutations et des combinaisons de lois de commande indépendantes, à titre d'exemple, une commande de positions peut être effectué à travers un régulateur PD, alors que celle de stabilisation est peut-être effectuée en se basant sur la théorie de Lyapunov et vice-versa.

D'après la référence [65], un schéma généralisé de commande des quadrirotors a la structure illustrée sur la figure (IV.1), est peut-être utilisé.

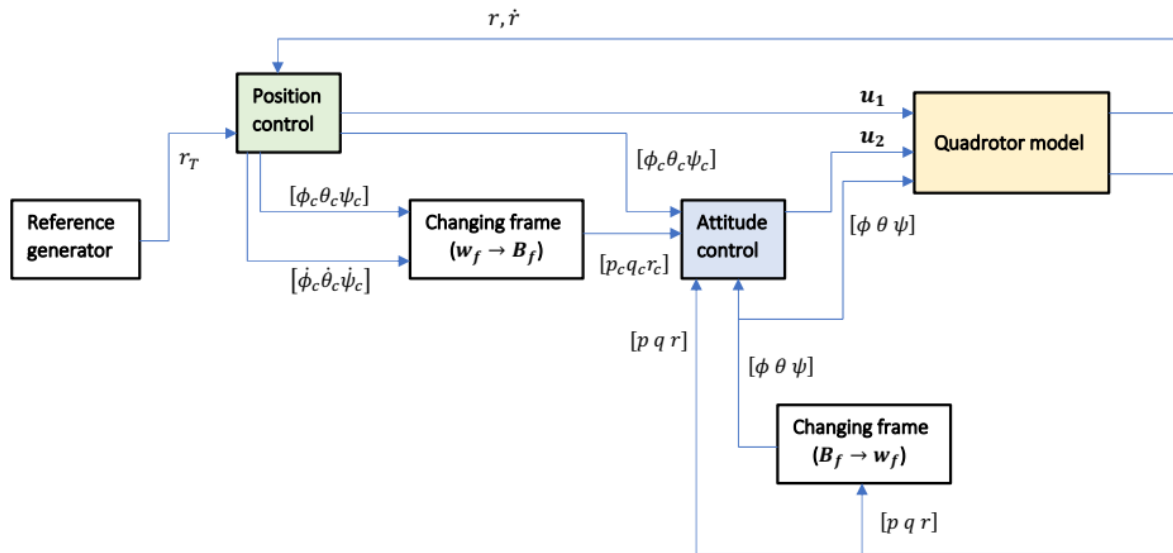


Figure IV.1 : Schéma de commandes pour position et altitude d'un quadrirotor [65].

On peut observer clairement que ce schéma est composé principalement de deux boucles ; une intérieure réservée au réglage d'attitude tandis que l'extérieure est consacrée pour la position. Basant sur des concepts fondamentaux de l'automatique, la dynamique de la boucle interne doit être plus rapide que la dynamique de la boucle externe [13]. Dans les configurations de vol stationnaire, les dynamiques d'attitude n'ont pas beaucoup d'importance en général, mais dans les cas où le drone quadrirotor doit faire des manœuvres, il est impératif que sa boucle de réglage d'attitude soit la plus rapide [13].

Un autre aspect très important, qui n'est pas été discuté en détail est le processus de génération de trajectoire [65]. En effet, Il est très important de générer une trajectoire lisse entre deux points à travers un ensemble de points dits ; en anglais *Waypoints*. On note que, puisque le quadrirotor étudié a est une dynamique entité avec masse et moment d'inertie, la non utilisation des points de chemin *Waypoints* ainsi des trajectoires d'ordre polynomiales élevées peuvent entraîner la présence obligatoire de discontinuités au niveau des vitesses et d'accélération infinies, chose qui ne peut pas être réalisée pratiquement.

En fonction de ce que nous voulons à minimiser, nous pouvons avoir de différents types de trajectoires, p.ex., trajectoire de distance, de vitesse, d'accélération, de secousse (*Jerk trajectory*) ou encore d'accrochage (*Snap trajectory*) qui doivent être toutes minimales.

Afin de surmonter cette difficulté et offrir une trajectoire lisse avec des conditions aux limites imposées préalablement, [13] a proposé l'utilisation d'un calcul des variations ainsi que

les l'équations d'Euler Lagrange. Plus précisément, l'idée est de faire concevoir (*A spline*) une cannelure pour un système du $n^{ième}$ ordre.

Dans le cas des quadrirotors, le degré relatif des variables de position est égal à deux par rapport à l'entrée u_1 , et à quatre par rapport à l'entrée u_2 , ce qui implique l'emploi d'une cannelure d'ordre quatre appelée trajectoire d'accrochage minimale (*Minimum Snap Trajectory*) [13].

En effet, le modèle dynamique utilisé dans ce qui suit, est très simple en termes d'omission des forces dites de Coriolis [13] ainsi que les non-linéarités aérodynamiques telles que, celles dues à la traînée, le battement des pales et les effets de sol.

En réalité, l'objectif principal du travail présenté dans ce mémoire, est de faire représenter en se référant principalement aux travaux présentés dans [13] et [65], l'application de deux méthodes de commande à un quadrirotor, de telle façon que, un lecteur débutant peut prendre une idée simple et claire sur ce sujet très important.

Dans les sections suivantes, on présente l'application des commandes basées sur l'emploi d'un régulateur de type PD ainsi que les modes glissants. Aussi, le lecteur, peut se référer à la référence [65], afin d'approfondir sa conception.

IV.2. Commande PD du quadrirotor

Une commande de type PD, est l'une des méthodes linéaires les plus utilisées. En effet, cette dernière considéré très simple et très efficace en termes de calcul, elle a la caractéristique de facilité d'implémentation sur des systèmes marchants en temps réel.

En outre, sa simplicité mathématique et sa facilité de compréhension, sont rendue l'une des lois de commande les plus utilisées dans le domaine de la robotique aérienne.

Basant les deux équations (III.17) et (III.19), définissant la dynamique du quadrirotor, la

relation (IV.1), donnée ci-dessous, qui permet d'avoir l'expression de $\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}^T$ en fonction de $\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}^T$,

l'expression de la matrice de rotation R exprimée par (III.6), ainsi les petites considérations illustrées dans ce qui suit, nous pouvons exprimer les deux commandes u_1 et u_2 définissant les deux actions P et D respectivement.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ s\theta t\phi & 1 & -c\theta t\phi \\ -s\theta & 0 & \frac{c\theta}{c\phi} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (\text{IV.1})$$

Avec ; $\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}^T$ est le vecteur d'accélérations angulaires, $\begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix}^T$ le vecteur des angles du système,

m la masse globale, I moment d'inertie du système.

La trajectoire désirée est donnée par : $r_T = [x_{des} \ y_{des} \ z_{des} \ \psi_{des}]^T$. Aussi les deux erreurs relatives aux positions et aux vitesses e_p et e_v , sont exprimées respectivement selon [13], comme suit :

$$e_p = r_T - r \quad (\text{IV.2})$$

$$e_v = \dot{r}_T - \dot{r} \quad (\text{IV.3})$$

Avec ; r est la trajectoire actuelle,

L'objective de la commande est de faire égaliser l'ensemble montré ci-dessous à zéro, nous avons alors ;

$$\ddot{r}_T - \ddot{r}_C + k_{d,r}e_v + k_{p,r}e_p = 0 \quad (\text{IV.4})$$

$$\ddot{r}_C = \ddot{r}_T + k_{d,r}e_v + k_{p,r}e_p \quad (\text{IV.5})$$

Dans expression (IV.5), \ddot{r}_C représente l'accélération commandée, qui est calculée par le régulateur de position. Il est à noter, que le développement réalisé dans ce qui suit est effectué dans un régime de vol stationnaire c.à.d. en anglais ; Hovering Flight Regime, qui implique l'introduction de quelque approximation (voir [13], page 16).

Alors, l'objectif de chaque régulateur est expliqué en fonction de ses sorties (équations) générées, comme suit :

a. Régulateur de position :

Ce dernier génère d'après le schéma illustré sur la figure (IV.1), une commande $u_1 = m(g + \ddot{r}_{3,c})$ et l'ensemble des angles $[\phi_c \ \theta_c \ \psi_c]$, avec :

$$\ddot{r}_{1,c} = \ddot{r}_{1,des} + k_{d,1}(\dot{r}_{1,des} - \dot{r}_1) + k_{p,1}(r_{1,des} - r_1) \quad (IV.6)$$

$$\ddot{r}_{2,c} = \ddot{r}_{2,des} + k_{d,2}(\dot{r}_{2,des} - \dot{r}_2) + k_{p,2}(r_{2,des} - r_2) \quad (IV.7)$$

$$\ddot{r}_{3,c} = \ddot{r}_{3,des} + k_{d,3}(\dot{r}_{3,des} - \dot{r}_3) + k_{p,3}(r_{3,des} - r_3) \quad (IV.8)$$

$$\phi_c = \frac{1}{g}(\ddot{r}_{1,c} \sin(\psi_{des}) - \ddot{r}_{2,c} \cos(\psi_{des})) \quad (IV.9)$$

$$\theta_c = \frac{1}{g}(\ddot{r}_{1,c} \cos(\psi_{des}) - \ddot{r}_{2,c} \sin(\psi_{des})) \quad (IV.10)$$

$$\psi_c = \psi_{des} \quad (IV.11)$$

b. Régulateur d'altitude :

Ce dernier génère d'après le schéma illustré sur la figure (IV.1), une commande u_2 a l'expression donnée ci-dessous :

$$u_2 = I \begin{bmatrix} k_{p,\phi}(\phi_c - \phi) + k_{d,\phi}(p_c - p) \\ k_{p,\theta}(\theta_c - \theta) + k_{d,\theta}(q_c - q) \\ k_{p,\psi}(\psi_c - \psi) + k_{d,\psi}(r_c - r) \end{bmatrix} \quad (IV.12)$$

On note aussi, pour simplifier la compréhension que : $[r_1 r_2 r_3]^T = [x \ y \ z]^T$.

IV.2.1. Simulations et interprétations

L'objectif de cette sous-section, est de faire présenter les résultats de simulation lors de l'application de la structure de commande illustrée sur la figure (IV.1). Il est à noter que, nous avons utilisé le MATLAB et le SIMULINK afin de simuler le schéma de commande présenté.

Le tableau (IV.1) illustré ci-dessous, montre les valeurs de tous les gains utilisés dans cette simulation. Aussi, le lecteur peut voir les valeurs numériques relatives aux paramètres de simulation ainsi que le modèle dynamique du quadrirotor dans le script dit ; *Init_PD.m* montré dans l'annexe.

| Gain | Valeur |
|----------------|--------|
| $k_{d,1}$ | 25 |
| $k_{d,2}$ | 4 |
| $k_{d,3}$ | 4 |
| $k_{p,1}$ | 10 |
| $k_{p,2}$ | 4 |
| $k_{p,3}$ | 4 |
| $k_{p,\phi}$ | 625 |
| $k_{p,\theta}$ | 625 |
| $k_{p,\psi}$ | 625 |
| $k_{d,\phi}$ | 50 |
| $k_{d,\theta}$ | 50 |
| $k_{d,\psi}$ | 50 |

Tableau IV.1 : Valeurs numériques des gains.

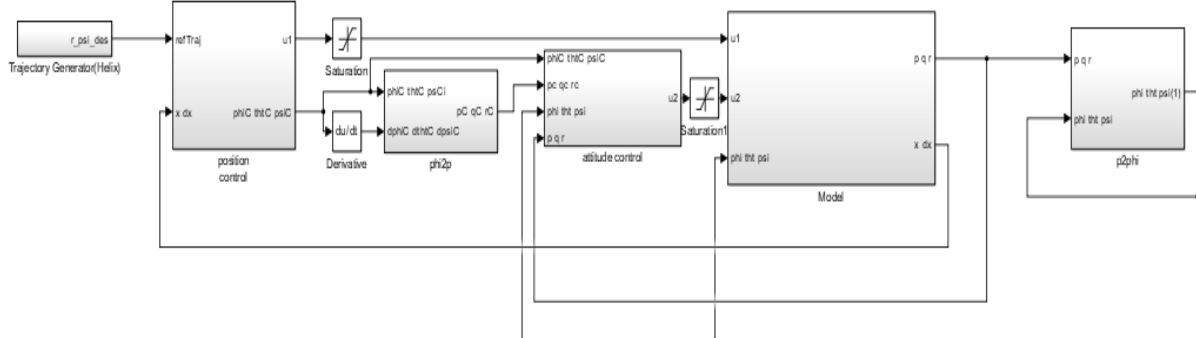


Figure IV.2 : Le modèle SIMULINK du Schéma de commande PD pour position et altitude d'un quadrirotor [13].

Ci-dessous, sont illustrés toutes les figures obtenues après simulation.

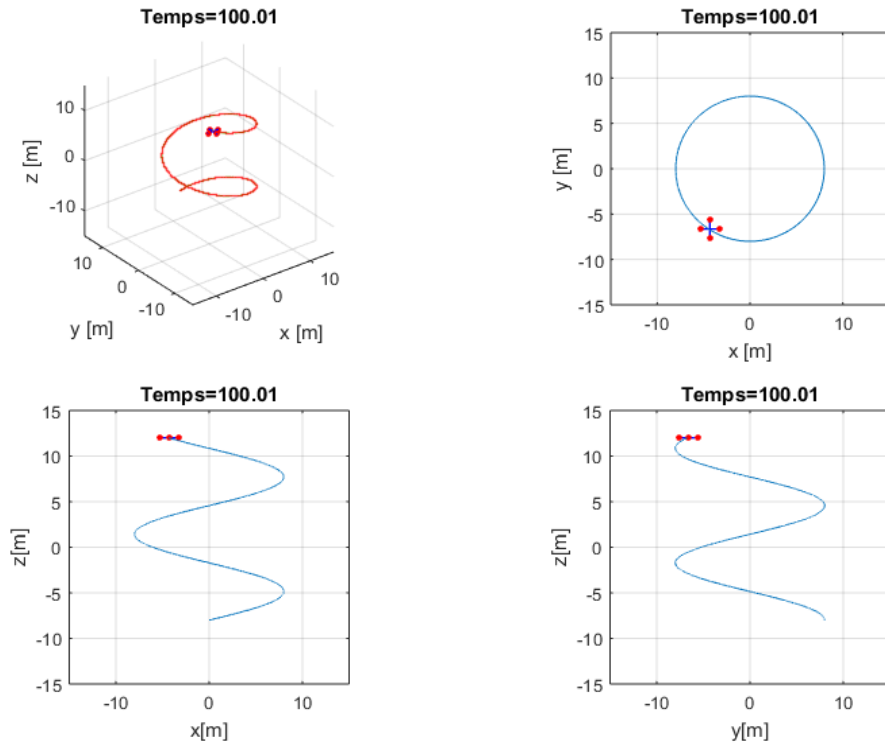


Figure IV.3 : Suivi de trajectoire imposée au quadrirotor en 3D $[x \ y \ z]$ avec des vues en 2D.

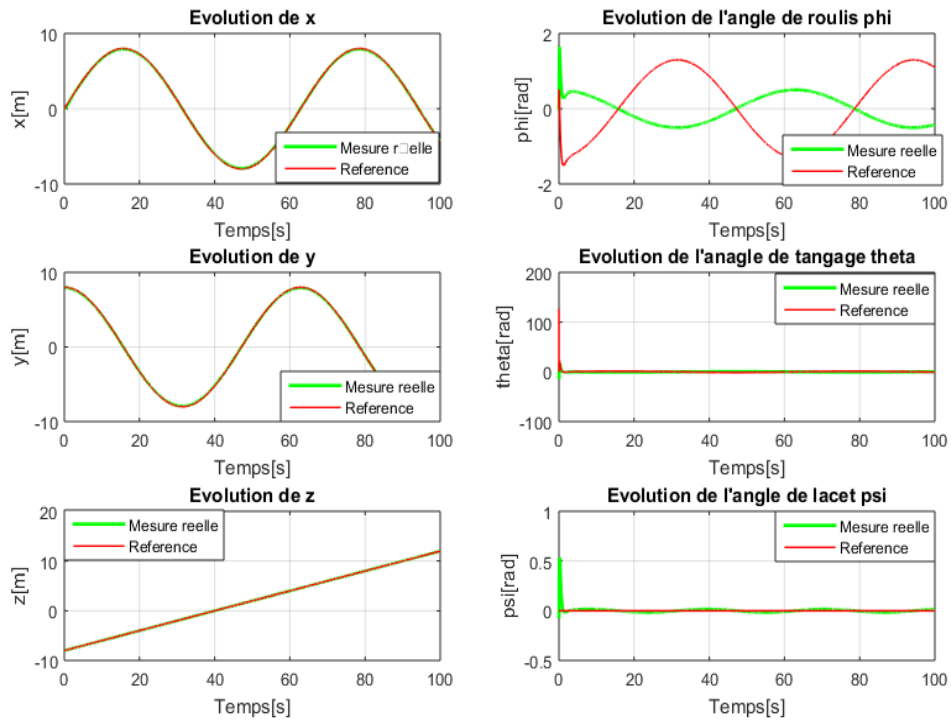


Figure IV.4 : Position et orientation en fonction du temps.

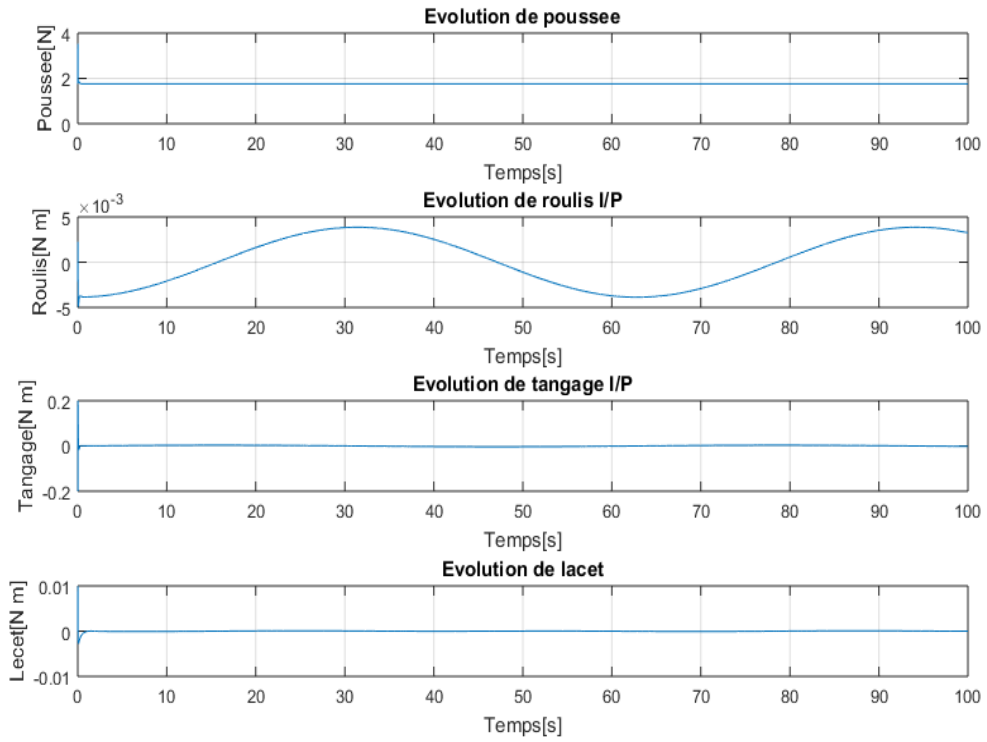


Figure IV.5 : Entrées de poussée, de roulis, de tangage et de lacet en fonction du temps.

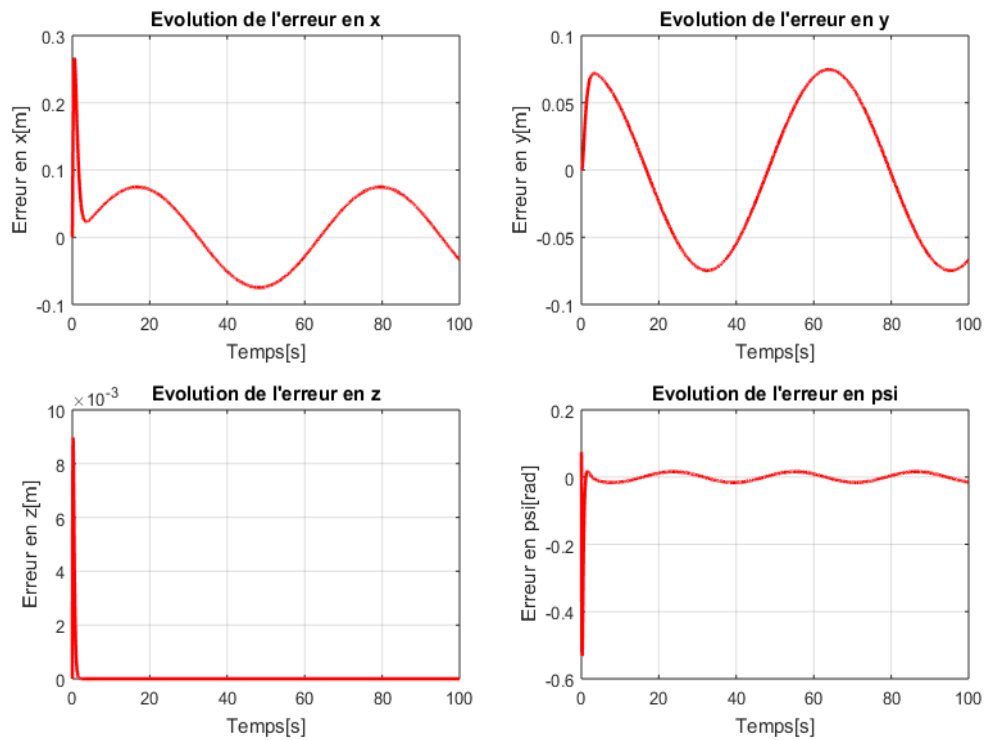


Figure IV.6 : Erreurs en x , y , z et lacet.

De l'ensemble de toutes les figures représentant les résultats de simulation, on observe clairement que la commande PD synthétisée permet sous les conditions de vols imposées (Hovering Flight Regime) d'atteindre l'objectif visé c.à.d. d'amener le quadrirotor de suivre la trajectoire imposée avec une précision très acceptable (voir figure (IV.3) et figure (IV.6)). Également, les signaux générés ; à savoir de ; de poussée, de roulis, de tangage et de lacet sont tous dans les limites tolérées (voir figure (IV.5)).

De plus, et afin de tester la robustesse de la commande PD synthétisée vis-à-vis des perturbations externes, nous avons re-simulé l'ensemble 'Commande PD + Système' avec l'ajout d'un bloque simulant virtuellement l'effet du vent exprimée par ; $V_w = 5\hat{i} + 5\hat{j} + 5\hat{k}$. En effet, le bloque en question est intégré dans le modèle SIMULINK global (voir figure (IV.2)) au niveau du bloque dit ; *Model* sous la forme de l'association de trois générateurs d'échelons placés en parallèle comme le montre la figure (IV.7).

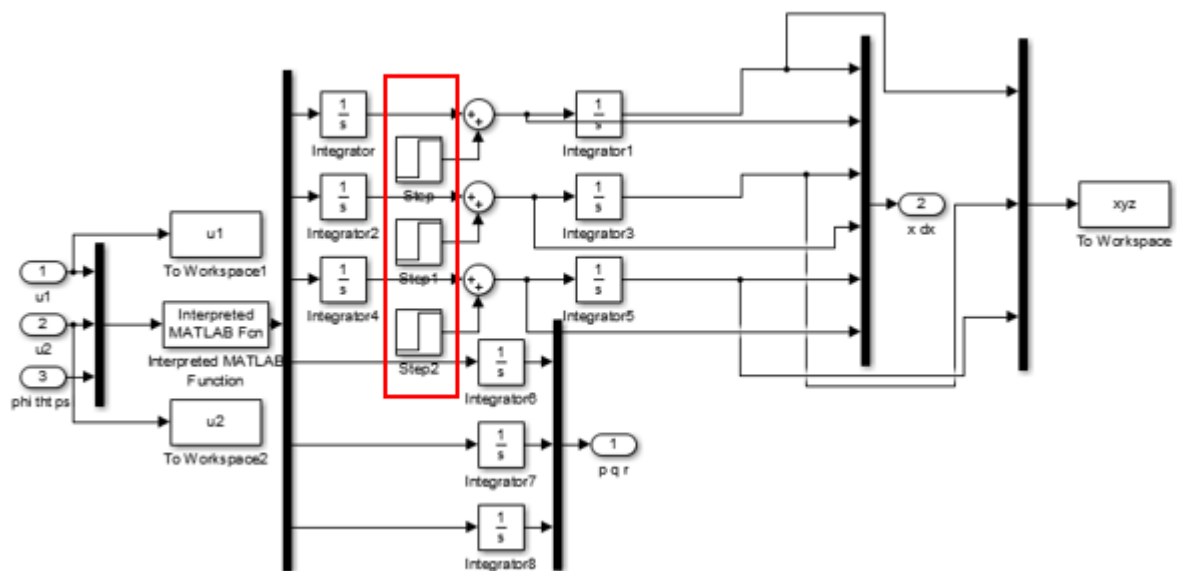


Figure IV.7 : Simulation avec la présence de perturbations (les trois générateurs d'échelons placés dans le rectangle rouge).

Les résultats de simulations obtenus, relatifs au test sous la présence des perturbations externes, est illustrés respectivement dans les figures ; figure (IV.8) et (IV.9) et (IV.10).

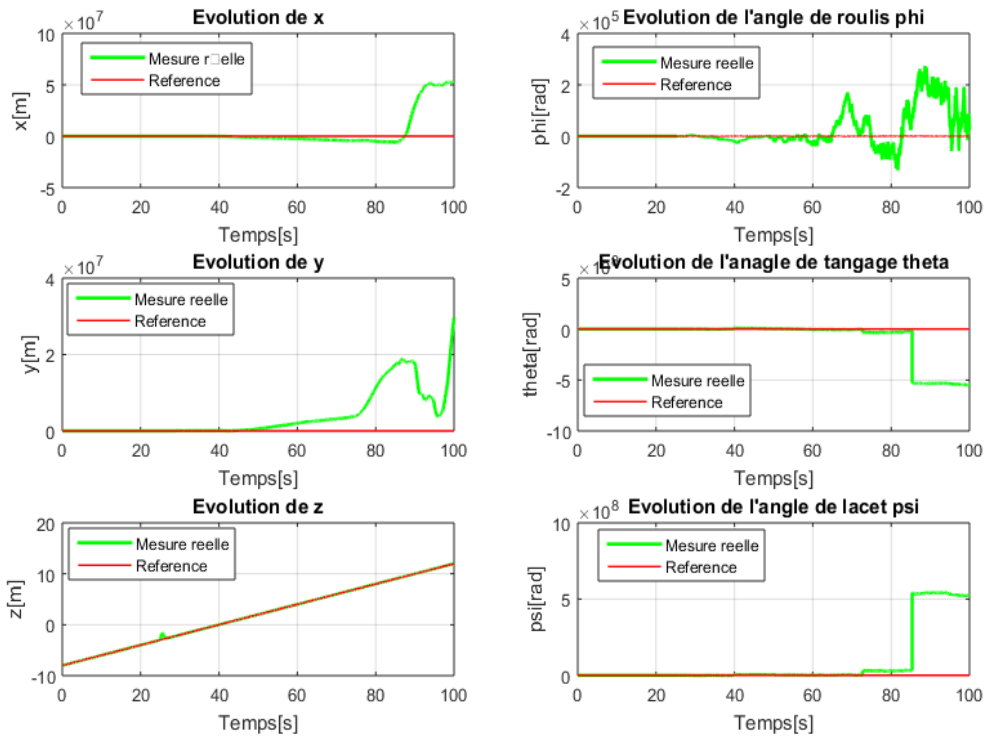


Figure IV.8 : Position et orientation en fonction du temps sous des perturbations.

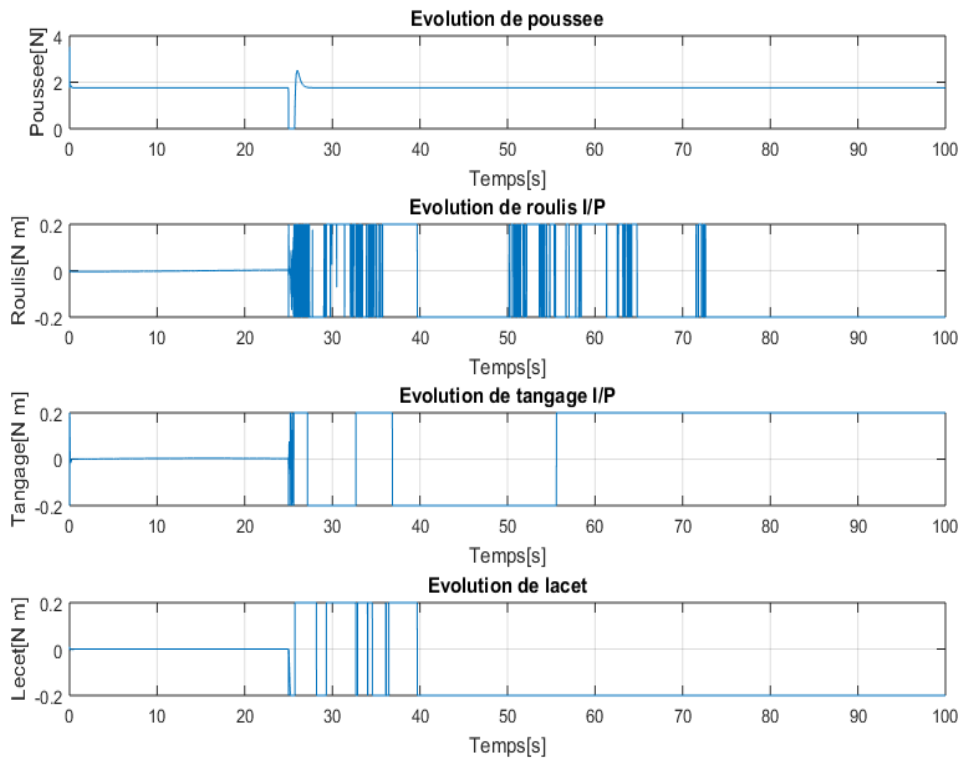


Figure IV.9 : Entrées de poussée, de roulis, de tangage et de lacet en fonction du temps sous des perturbations.

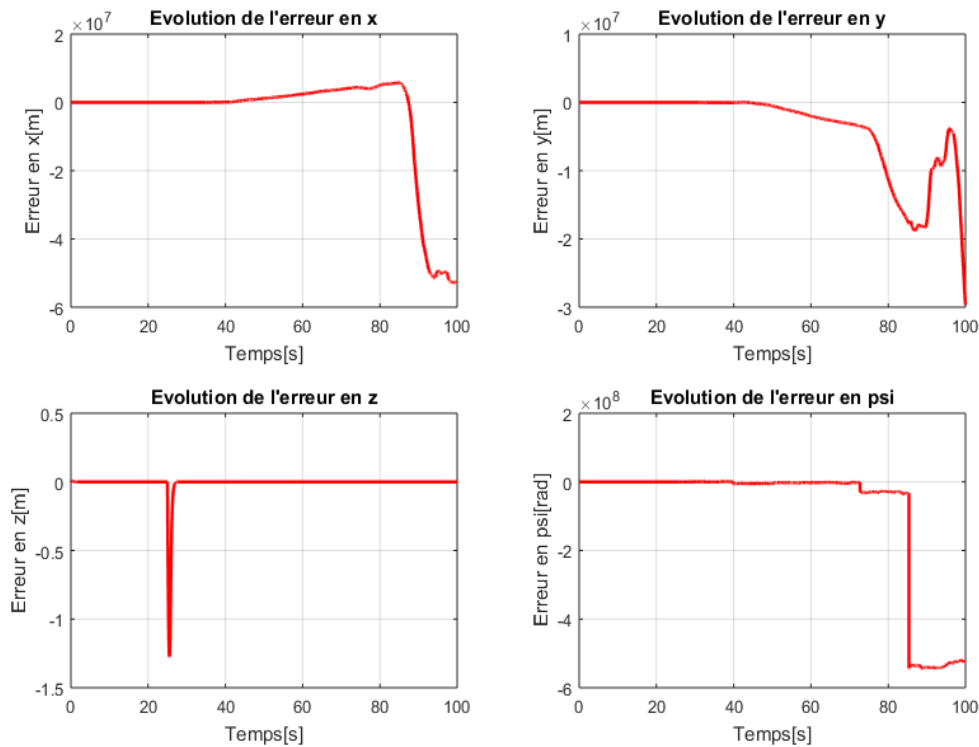


Figure IV.10. Erreurs en x , y , z et lacet, calculées en présence de perturbations externes.

Les résultats de simulations illustrés sur les figures (IV.8) et (IV.9) et (IV.10), confirment que la commande PD appliquée n'est pas robuste vis-à-vis la présence des perturbations externes.

Cet inconvénient, est apparu clairement dans les divergences des réponses du système (positions et orientations) illustrés sur la figure (IV.8). De plus, ce type de commande nécessite la présence d'un mécanisme de sélection (fixation) des gains (Tableau (IV.1)) très soigneux.

IV.3. Commande par mode de glissement d'un quadrirotor

Avec la complexité des nouvelles installations industrielles, les correcteurs classiques deviennent impuissants et donnent souvent des résultats moins performants. Pour surmonter ce problème, la tendance des recherches actuelle est vers les commandes non linéaires robustes qui donnent des résultats acceptables dans des larges domaines de fonctionnement.

Parmi ces techniques, on trouve la commande par mode de glissement qui, depuis longtemps, fait l'objet de plusieurs travaux de recherche ; seule ou en hybridation avec d'autres techniques de commande [25, 46, 49, 69, 70].

IV.3.1. Aspects théoriques de la commande à structure variable

La théorie des Systèmes à Structure Variable (SSV) et les modes glissants associés a fait l'objet d'études détaillées au cours des trente dernières années [71-72], aussi bien par les chercheurs soviétiques, que par les chercheurs des autres pays. La discussion qui a eu lieu en 1960 entre Neimark et Philipov a été concluante dans la mesure où un nouveau problème sur la théorie des modes glissants a été posé. La technique de commande par mode de glissement consiste à amener la trajectoire d'état d'un système vers la surface de glissement et de la faire commuter à l'aide d'une logique de commutation appropriée autour de celle-ci jusqu'au point d'équilibre, d'où le phénomène de glissement [73].

Les systèmes de contrôle à structure variable (VSC) (ou par mode de glissement (SMC)) sont des systèmes de commande non linéaires discontinus ou la structure du contrôleur varie entre deux structures, la commutation d'une valeur à l'autre se fait suivant le signe d'un hyperplan de l'espace d'état du système de façon à forcer le point représentatif de son mouvement à rester sur cet hyperplan d'où le nom de régime glissant idéal, ceci dans le but d'obtenir une meilleure stabilité et précision que celles obtenues généralement avec les régulateurs classiques.

La commande à structure variable n'affecte plus ce nouveau régime qui est commandé uniquement par une commande appelée commande équivalente. Cette dernière est indépendante des variations de paramètres et des perturbations d'où l'invariance de la dynamique du système dans le mode de glissement (qui est gouverné uniquement par le choix des coefficients de la surface de glissement), le système commandé est alors complètement insensible aux paramètres incertains et aux perturbations.

IV.3.2. Principe de la commande par mode de glissement (SMC)

L'idée de base de la commande par régime glissant est premièrement d'attirer les états du système dans une région convenablement sélectionnée, puis de concevoir une loi de commande qui maintiendra toujours le système dans cette région. En résumé, une commande par régime glissant est divisée en deux parties [74] :

$$u = u_{gliss} + u_{eq} \quad (IV.13)$$

Avec, u_{gliss} : dite commande glissante, elle est utile pour compenser les incertitudes du modèle. Il est constitué de la fonction signe « *sign* » de la surface de glissement s , multipliée par une constante k_{gliss} . La surface de glissement est définie dans l'espace d'état des erreurs afin de garantir la convergence des états.

Aussi, u_{eq} : dite commande équivalente ou nominale est déterminée par le modèle du système, dans ce cas il s'agit d'un modèle linéaire ou non-linéaire. Cette partie est conçue avec la méthode de la commande équivalente, dont le principe est basé sur la détermination du comportement du système lorsqu'il est sur la surface de glissement s .

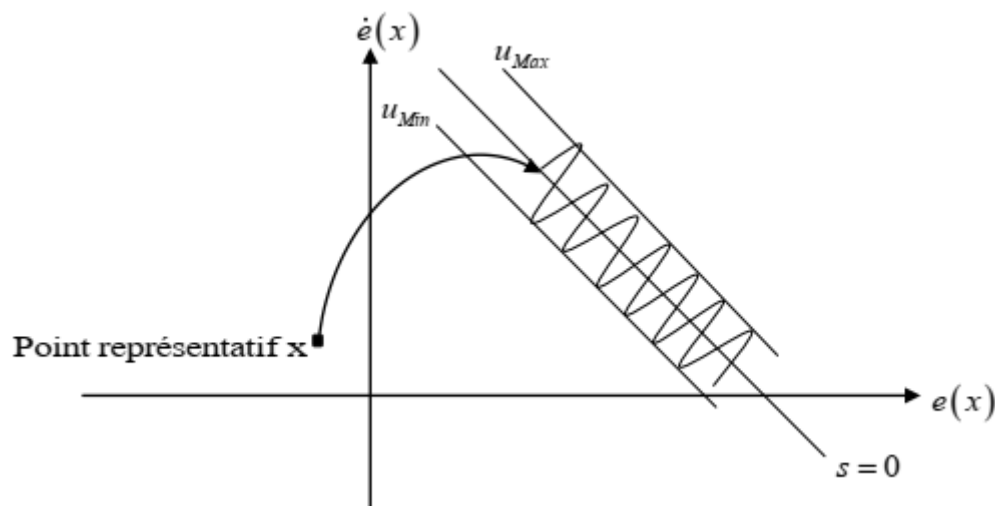


Figure IV.11 : Mode de glissement.

IV.3.3. Notions de base de la commande SMC

Soit le système donné par :

$$\dot{x} = f(x) + g(x)u \quad (\text{IV.14})$$

Où $x = (x_1, \dots, x_n)^T \in X$, une variété différentiable u représente la commande du système, f et g sont des champs de vecteur, définis sur X .

IV.3.3.1. Surface de glissement

Pour des raisons de stabilisation et de définition d'une dynamique désirée du système dans le mode de glissement, la surface de glissement $s(x)$ peut être choisie en générale comme étant un hyperplan passant par l'origine de l'espace.

La surface s est donnée par :

$$s_i = \dot{e}_i + \lambda_i e_i \quad (\text{IV.15})$$

Avec :

$$e_i = x_i - x_{d_i} \quad (\text{IV.16})$$

Tel que : λ_i est le paramètre de la surface de glissement, x_i est l'état du système, et x_{d_i} est l'état désiré.

IV.3.3.2. Régime glissant idéal

Ce régime correspond à une oscillation de fréquence infinie et d'amplitude nulle, d'où le point représentatif du mouvement du système glisse parfaitement sur l'hyperplan de commutation ($s(x) = 0$).

IV.3.3.3. Régime glissant réel

La trajectoire d'état dans ce régime reste autour de l'hyperplan de glissement $s(x) = 0$ jusqu'à au point d'équilibre.

IV.3.3.4. Condition d'existence et d'unicité du régime glissant

Un régime glissant existe sur une surface de glissement si et seulement si, dans un voisinage de la surface de glissement toutes les trajectoires du système sont dirigées vers elle. En d'autres termes :

$$\lim_{x \rightarrow 0^+} \dot{s}(x) > 0 \quad \text{et} \quad \lim_{x \rightarrow 0^-} \dot{s}(x) < 0 \quad (\text{IV.17})$$

IV.3.4. Méthodes de synthèse classiques de la commande par mode de glissement (SMC)

Dans ce qui suit, nous allons présenter deux expressions équivalentes pour la détermination de l'état $x(t)$, qui est la solution du système en mode de glissement. La commande u est construite de façon à ce que les trajectoires du système soient amenées vers la surface de glissement et soient ensuite maintenues dans un voisinage de celle-ci. u est une loi de commande à structure variable définie comme suit :

$$\begin{cases} u^+(x) & \text{si } s(t, x) > 0 \\ u^-(x) & \text{si } s(t, x) < 0 \end{cases} \quad (\text{IV.18})$$

u^+ et u^- étant des fonctions continues. Il est à noter que le caractère discontinu de la loi de commande qui permet d'obtenir une convergence en temps fini sur la surface ainsi que des propriétés de robustesse vis-à-vis de certaines perturbations.

IV.3.4.1. Méthode de Philipov

L'approche de Philipov est l'une des premières approches. Cette méthode est basée sur les résultats des travaux effectués par ce chercheur sur les équations différentielles à second membre discontinu.

Considérons le système non linéaire suivant :

$$\dot{x}(t) = f(x) + g(x)u \quad (\text{IV.19})$$

Avec la stratégie de commande suivante :

$$u = \begin{cases} u^+(x) & \text{si } s(t, x) > 0 \\ u^-(x) & \text{si } s(t, x) < 0 \end{cases} \quad (\text{IV.20})$$

On peut montrer à partir des travaux de Philipov que les trajectoires d'états (IV.19) et (IV.20) à $s(x)=0$ sont les solutions de l'équation :

$$\dot{x} = \alpha f^+ + (1 - \alpha)f^- = f^0, \text{ avec } 0 \leq \alpha \leq 1 \quad (\text{IV.21})$$

Où, $f^+ = f(x) + g(x)u^+$, $f^- = f(x) + g(x)u^-$ et f^0 est la valeur de vitesse résultant de la trajectoire d'état et qui est tangentiel à la surface de glissement, il est obtenu par la moyenne géométrique comme le montre la figure suivante :

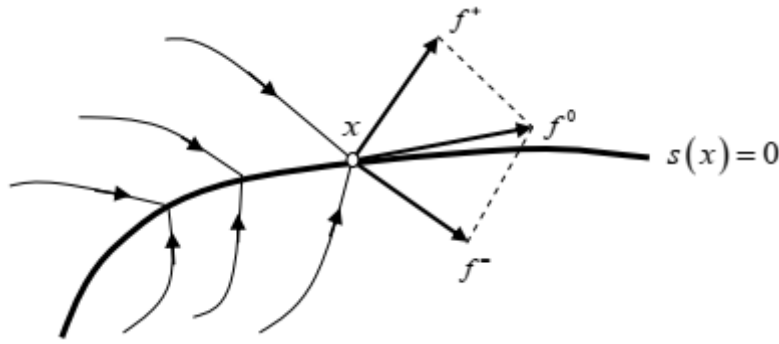


Figure IV.12. Illustration de la résolution de Philipov.

En mode de glissement : $s(x)=0$, en dérivant cette relation par rapport au temps, on aura :

$$\frac{ds(x)}{dt} = \left(\frac{\partial s}{\partial x}\right)^T f^0 + \frac{\partial s}{\partial t} = \langle \nabla s, f^0 \rangle + \frac{\partial s}{\partial t} = 0 \quad (\text{IV.22})$$

D'où :

$$\alpha = \frac{\langle \nabla s, f^- \rangle + \frac{\partial s}{\partial t}}{\langle \nabla s, f^- - f^+ \rangle} \quad (\text{IV.23})$$

Avec : ∇s est le gradient de s , $\langle \cdot, \cdot \rangle$ est le produit scalaire.

En utilisant l'expression de α dans (IV.23), l'équation caractérisant la trajectoire d'état du système en régime glissant est donnée comme suit :

$$\frac{dx}{dt} = \left[\frac{\langle \nabla s, f^- \rangle + \frac{\partial s}{\partial t}}{\langle \nabla s, f^- - f^+ \rangle} \right] f^+ - \left[\frac{\langle \nabla s, f^+ \rangle + \frac{\partial s}{\partial t}}{\langle \nabla s, f^- - f^+ \rangle} \right] f^- = f^0 \quad (\text{IV.24})$$

La méthode de Philipov est l'une des possibilités permettant la détermination de la trajectoire d'état en mode de glissement, une autre méthode, appelée méthode de la commande équivalente, a été proposée par Utkin.

IV.3.4.2. Méthode d'Utkin (méthode de la commande équivalente)

La méthode de la commande équivalente est un moyen pour déterminer le mouvement sur la surface de glissement. Soit le système donné par [72] :

$$\dot{x} = f(x) + g(x)u \quad (\text{IV.25})$$

En régime de glissement :

$$\begin{cases} s(x) = 0 \\ \dot{s} = \frac{ds}{dt} = \left(\frac{\partial s}{\partial x} \right)^T \frac{dx}{dt} + \frac{\partial s}{\partial t} = \left(\frac{\partial s}{\partial x} \right)^T (f(x) + g(x)u_{eq}) + \frac{\partial s}{\partial t} = 0 \end{cases} \quad (\text{IV.26})$$

Où u_{eq} est la commande équivalente. Elle est donc définie par l'équation suivante :

$$u_{eq} = - \left(\left(\frac{\partial s}{\partial x} \right)^T g(x) \right)^{-1} \left(\left(\frac{\partial s}{\partial x} \right)^T f(x) + \frac{\partial s}{\partial t} \right), \text{ tel que : } \left(\left(\frac{\partial s}{\partial x} \right)^T g(x) \right) \neq 0 \quad (\text{IV.27})$$

En remplaçant l'expression de u_{eq} dans (IV,25), on obtient la trajectoire d'état en mode de glissement comme suit :

$$\frac{dx}{dt} = f(x) - g(x) \left(\left(\frac{\partial s}{\partial x} \right)^T g(x) \right)^{-1} \left(\left(\frac{\partial s}{\partial x} \right)^T f(x) + \frac{\partial s}{\partial t} \right) \quad (\text{IV.28})$$

La commande équivalente peut être interprétée comme la valeur moyenne que prend la grandeur de commande discontinue lors de la commutation rapide entre le u_{max} et u_{min} comme il est représenté sur la figure (IV.13).

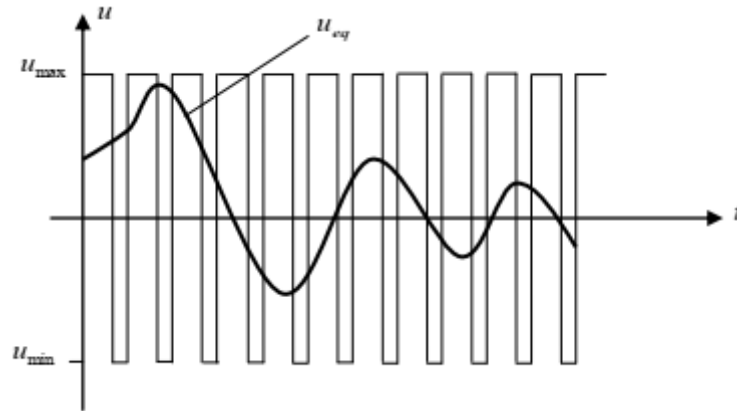


Figure IV.13 : Commande équivalente.

IV.3.5. Le phénomène de broutement dans le mode de glissement (The Chattering)

La commande des systèmes à structure variable peut être commutée d'une valeur à une autre suivant le signe d'une fonction de commutation, avec une fréquence infinie. Cependant, dans les systèmes réels, il est impossible de réaliser une telle commutation de la commande pour des raisons technologiques telles que : l'hystérésis, la présence de retard, limitation des actionneurs...etc.

La commande discontinue engendre des oscillations du vecteur d'état et de la commande à une fréquence finie. Ce phénomène est appelé « le phénomène de broutement » (The Chattering en anglais). Ce phénomène a plusieurs effets indésirables sur le comportement du système. Il peut :

- Exciter des dynamiques non modélisées,
- Diminuer la précision,
- Produire une grande perte d'énergie,
- Créer une fatigue des parties mécaniques mobiles.

Plusieurs techniques ont alors été proposées pour réduire ou éliminer ce phénomène. Parmi ces techniques on présente les deux méthodes suivantes :

IV.3.5.1. La proposition de Slotine

Elle consiste à approximer la commande discontinue par une loi continue au voisinage de la surface, cette fonction a le nom « *Sat* ».

Dans ce cas la commande devient [75] :

$$u = -k \text{ sat}(s) \quad (\text{IV.29})$$

La fonction « *sat* » est donnée par, elle aussi représentée sur la figure IV.14 :

$$\text{sat}(s) = \begin{cases} \frac{s}{\Phi} & \text{si } |s| \leq \Phi \\ \text{sign}(s) & \text{sinon} \end{cases} \quad (\text{IV.30})$$

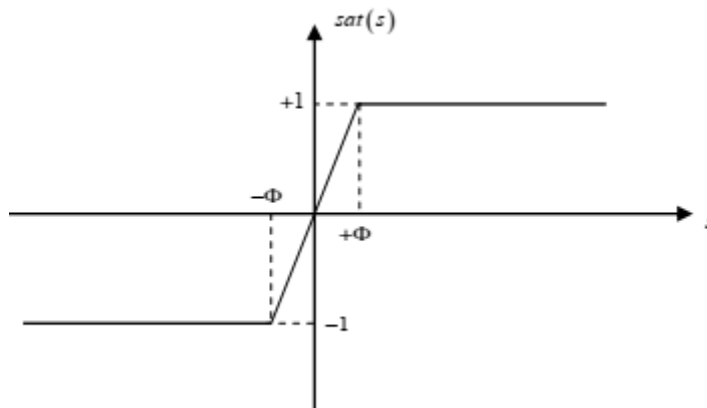


Figure IV.14 : Fonction de saturation « *sat* ».

IV.3.5.2. La proposition de Harshima

Dans celle-ci, la fonction signe est remplacée par une fonction de lissage appelée « *cont* ».

Dans ce cas la commande devient [75] :

$$u = -k \text{ cont}(s) \quad (\text{IV.31})$$

Tel que :

$$cont(s) = \begin{cases} \frac{s}{|s| + \delta} & \text{si } |s| \leq \Phi \text{ avec } \delta > 0 \\ sign(s) & \text{sinon} \end{cases} \quad (IV.32)$$

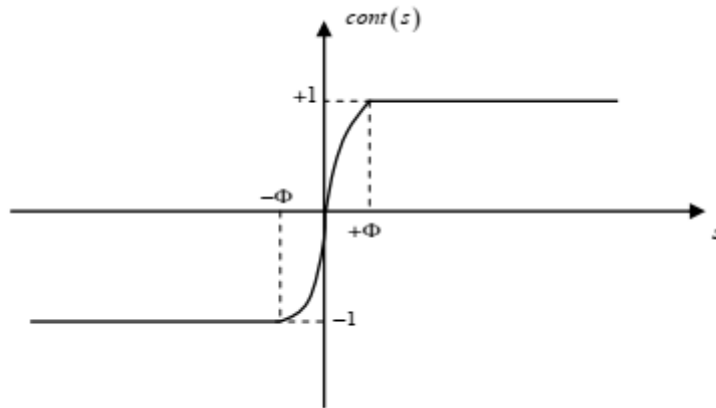


Figure IV.15 : Fonction de saturation « *cont* ».

IV.3.6. Structures de commande par mode de glissement

Dans les systèmes à structure variable utilisant la commande par mode de glissement, on peut trouver trois configurations de base pour la synthèse des différentes commandes. En effet, la première correspond à une structure très simple où la commutation a lieu au niveau de l'organe de commande lui-même. On l'appellera, structure par commutation au niveau de l'organe de commande. La seconde structure fait intervenir la commutation au niveau d'une contre réaction d'état. Enfin, la dernière dont elle a une commutation au niveau de l'organe de commande avec l'ajout de la commande équivalente (voir figure (IV.16)).

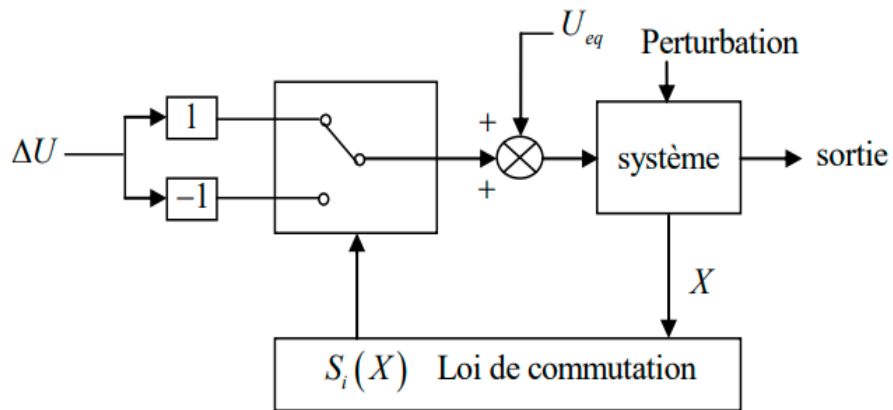


Figure IV.16. Structure de régulation par ajout de la commande équivalente.

IV.3.7. Synthèse d'une commande par mode de glissement appliquée à un quadrirotor

Vu les caractéristiques très bénéfiques de ce type de commande (sa robustesse remarquable vis-à-vis l'effets des perturbations et des incertitudes), nous avons travaillé à commander le système quadrirotor étudié, en utilisant cette dernière. Plus précisément, en se référant au [13], nous avons synthétisé une loi de commande à structure variable réservée à la partie d'attitude (régulateur d'attitude), en même temps une commande de type PD est utilisée afin d'asservir la position (régulateur de position). Dans ce qui suit, nous présentons en détail, la synthèse de cette dernière.

Comme le montre la figure (IV.17), le schéma de commande a trois parties principales ; un régulateur de position, un régulateur d'attitude et une partie génératrice de la surface de glissement.

b. Régulateur de d'altitude :

Ce dernier génère d'après le schéma illustré sur la figure (IV.17), une commande u_2 développée comme suit [13] :

Nous avons (dynamique du mouvement angulaire) [13] :

$$I\ddot{\omega} = u_2 - \dot{\omega} \times I\dot{\omega} \Rightarrow \ddot{\omega} = -I^{-1}\dot{\omega} \times I\dot{\omega} + I^{-1}u_2 \quad (\text{IV.35})$$

Avec, I est la matrice de moment d'inertie, $\omega = [\phi \ \theta \ \psi]^T$ et $\omega_c = [\phi_c \ \theta_c \ \psi_c]^T$.

D'après [13], une erreur de poursuite est définie par :

$$e = \omega - \omega_c \quad (\text{IV.36})$$

On observe de l'équation (IV.32), que le degré relatif du système est égal à 2, ce qui implique l'emploi d'une surface de glissement s qui a l'expression suivante :

$$s = \dot{e} + \lambda e \quad (\text{IV.37})$$

Alors, nous avons :

$$\dot{s} = \ddot{e} + \lambda \dot{e} \quad (\text{IV.38})$$

$$\begin{aligned} \dot{s} &= (\ddot{\omega} - \ddot{\omega}_c) + \lambda(\dot{\omega} - \dot{\omega}_c) \\ &= -I^{-1}\dot{\omega} \times I\dot{\omega} + I^{-1}u_2 - \ddot{\omega}_c + \lambda(\dot{\omega} - \dot{\omega}_c) \\ &= -I^{-1}\dot{\omega} \times I\dot{\omega} - \ddot{\omega}_c + \lambda(\dot{\omega} - \dot{\omega}_c) + I^{-1}u_2 \\ &= \alpha_{SM} + \beta_{SM}u_2 \end{aligned} \quad (\text{IV.39})$$

Avec ; $\beta_{SM} = I^{-1}$ et $\alpha_{SM} = -I^{-1}\dot{\omega} \times I\dot{\omega} - \ddot{\omega}_c + \lambda(\dot{\omega} - \dot{\omega}_c)$.

On peut aussi mettre la formule de u_2 comme suit :

$$u_2 = \beta_{SM}^{-1}(-\alpha_{SM} + v) \quad (\text{IV.40})$$

Avec, $v = K \times \text{sign}(s)$ (les modes glissants).

Ici, K est une matrice des gains exprimée par :

$$K = \begin{bmatrix} K_1 & 0 & 0 \\ 0 & K_2 & 0 \\ 0 & 0 & K_3 \end{bmatrix} \quad (\text{IV.41})$$

Alors, on conclure que le bloc régulateur de d'altitude, génère une commande u_2 exprimée globalement par :

$$u_2 = B_{SM}^{-1} \left(-\alpha_{SM} + K \times \begin{bmatrix} \text{sign}(s_1) \\ \text{sign}(s_2) \\ \text{sign}(s_3) \end{bmatrix} \right) \quad (\text{IV.42})$$

Il est à noter aussi que, $\lambda = \begin{bmatrix} \lambda_1 & 0 & 0 \\ 0 & \lambda_2 & 0 \\ 0 & 0 & \lambda_3 \end{bmatrix}$ matrices des constantes des surfaces de glissements.

IV.3.8. Simulations et interprétations

L'objectif de cette sous-section, est de faire présenter les résultats de simulation lors de l'application de la structure de commande illustrée sur la figure (IV.17). Il est à noter que, nous avons utilisé aussi le MATLAB et le SIMULINK afin de simuler le schéma de commande présenté.

Le tableau (IV.2) illustré ci-dessous, montre les valeurs de tous les gains utilisés dans cette simulation.

| Gain | Valeur |
|--|--------|
| $k_{d,1}$ | 20 |
| $k_{d,2}$ | 10 |
| $k_{d,3}$ | 4 |
| $k_{p,1}$ | 30 |
| $k_{p,2}$ | 10 |
| $k_{p,3}$ | 4 |
| $K: K_1 = K_2 = K_3$ | 55 |
| $\lambda: \lambda_1 = \lambda_2 = \lambda_3$ | 100 |

Tableau IV.2 : Valeurs numériques des différents paramètres de contrôle relatifs à la commande par mode de glissement.

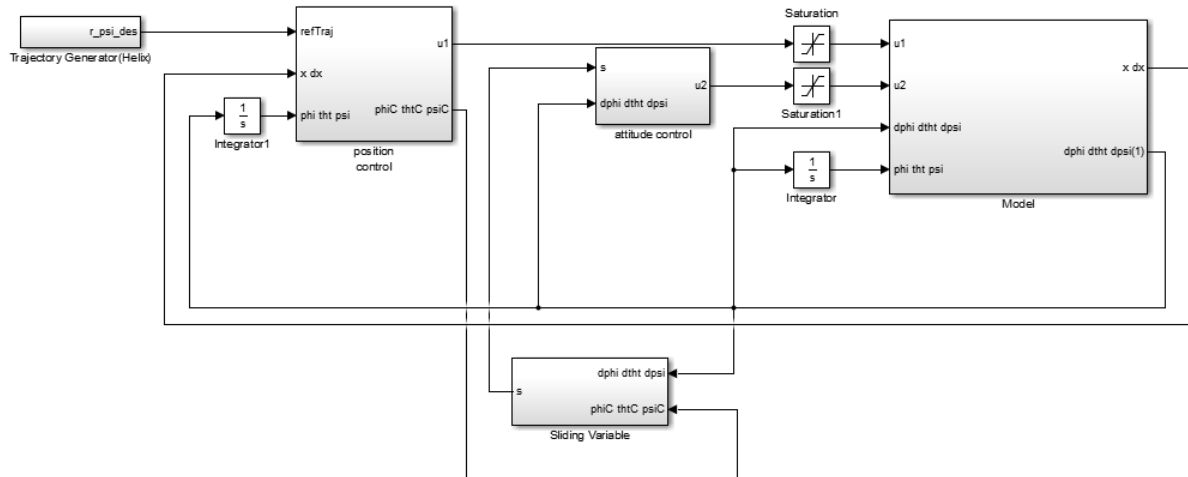


Figure IV.18. Le modèle SIMULINK du Schéma de commande par mode de glissement pour position et altitude d'un quadrirotor [13].

Ci-dessous, sont illustrés toutes les figures obtenues après simulation relatives au cas normal (sans perturbations, figures (IV.20), (IV.21) et (IV.22)) et au cas lors de la présence des perturbations externes similaires aux celles utilisées avec la commande PD présentée précédemment (voir figures (IV.23), (IV.24) et (IV.25)).

Les conditions initiales de simulations (paramètres de simulations), sont semblables à celles indiquées dans le fichier *Init_PD.m* montré dans l'annexe.

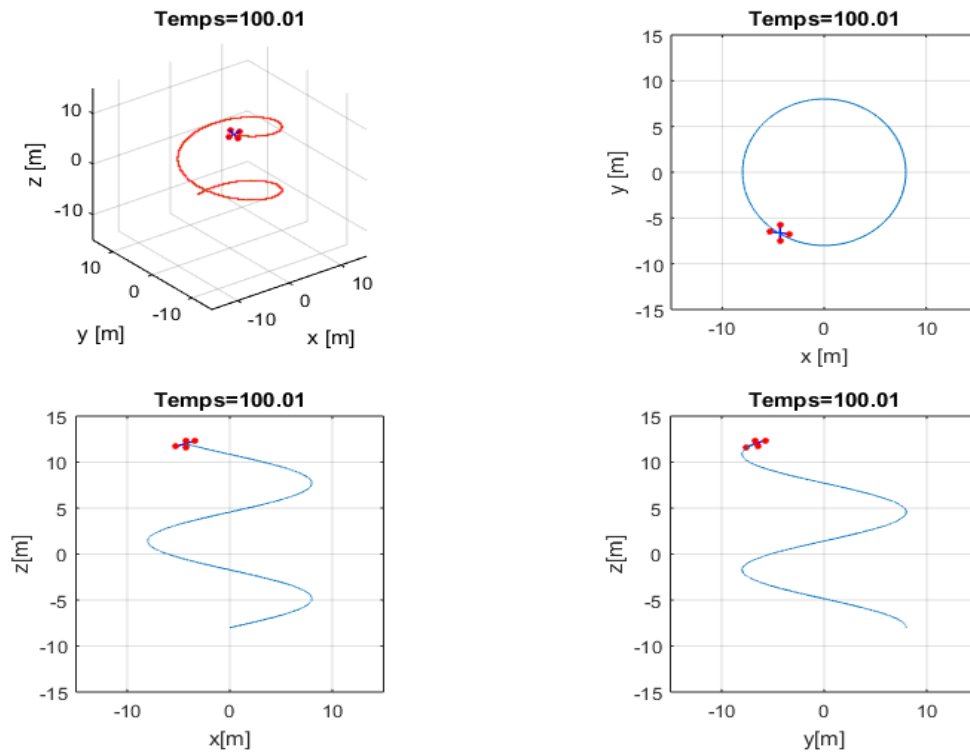


Figure IV.19. Suivi de trajectoire imposée au quadrirotor en 3D $[x \ y \ z]$ avec des vues en 2D.

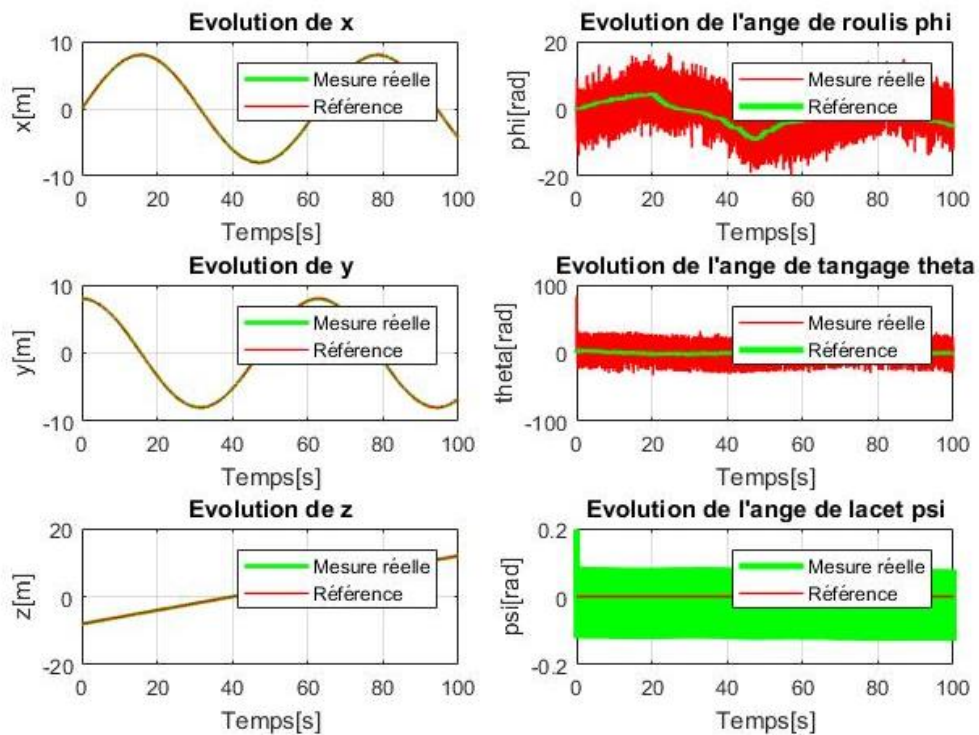


Figure IV.20. Position et orientation en fonction du temps.

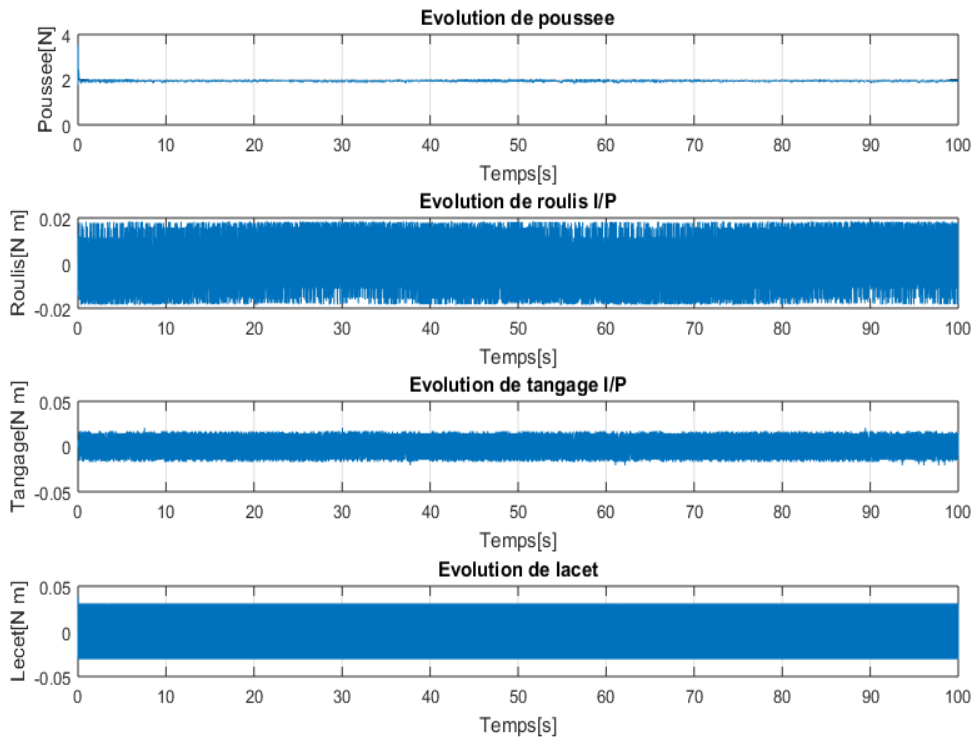


Figure IV.21. Entrées de poussée, de roulis, de tangage et de lacet en fonction du temps.

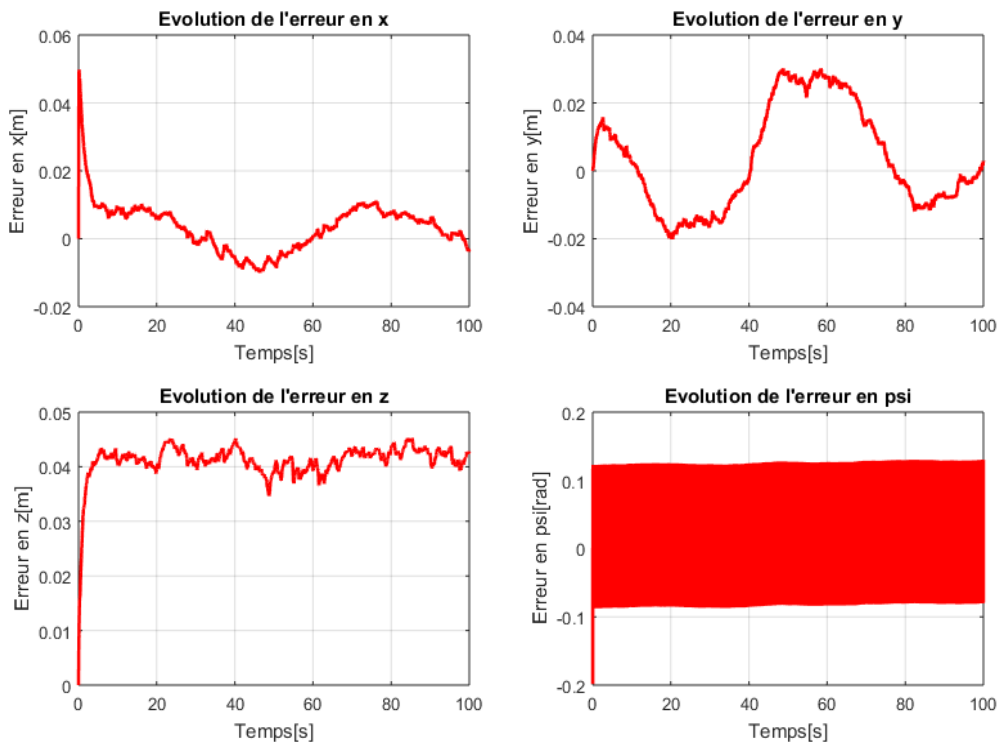


Figure IV.22. Erreurs en x , y , z et lacet.

De l'ensemble de toutes les figures représentant les résultats de simulation, on observe clairement que la commande par mode de glissement synthétisée permet sous les conditions de vols imposées, similaire au cas lors de l'application de la commande (Hovering Flight Regime) d'atteindre l'objectif visé c.à.d. d'amener le quadrirotor de suivre la trajectoire imposée avec une précision très relativement acceptable comparée avec celle d'une commande PD (voir figures (IV.20) et (IV.22)), ceci est dû principalement au choix des paramètres de cette commande, notamment les matrices des gains et des constantes des surfaces de glissements K et λ .

Également, les signaux générés ; à savoir de ; de poussée, de roulis, de tangage et de lacet sont tous dans les limites tolérées (voir figure (IV.21)). Néanmoins, la présence claire du phénomène de broutement, chose qui implique l'utilisation d'une technique ou méthode spécifique afin d'éliminer cet inconvénient.

De plus, et afin de tester la robustesse de cette commande synthétisée vis-à-vis des perturbations externes, nous avons re-simulé l'ensemble 'Commande par mode glissement + Système' avec l'ajout d'un bloque simulant virtuellement l'effet du vent exprimée par ; $V_w = 5\hat{i} + 5\hat{j} + 5\hat{k}$ comme dans le cas de la commande PD. Les résultats de simulations obtenus, relatifs au test de cette dernière sous la présence des perturbations externes, est illustrés respectivement dans les figures ; figure (IV.23) et (IV.24) et (IV.25).

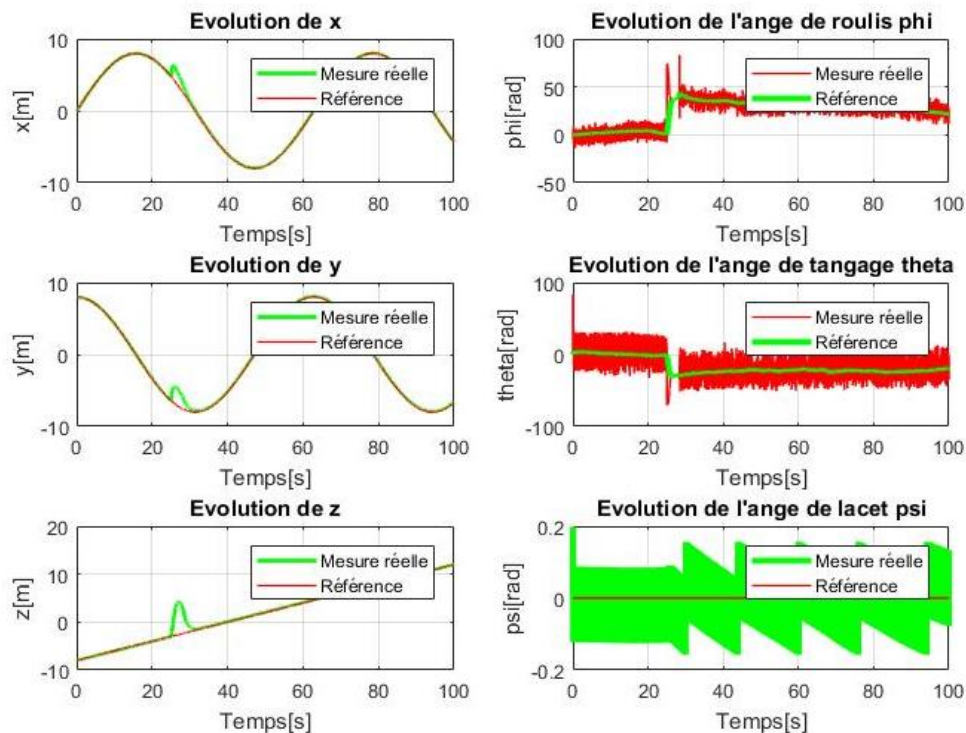


Figure IV.23. Position et orientation en fonction du temps sous des perturbations.

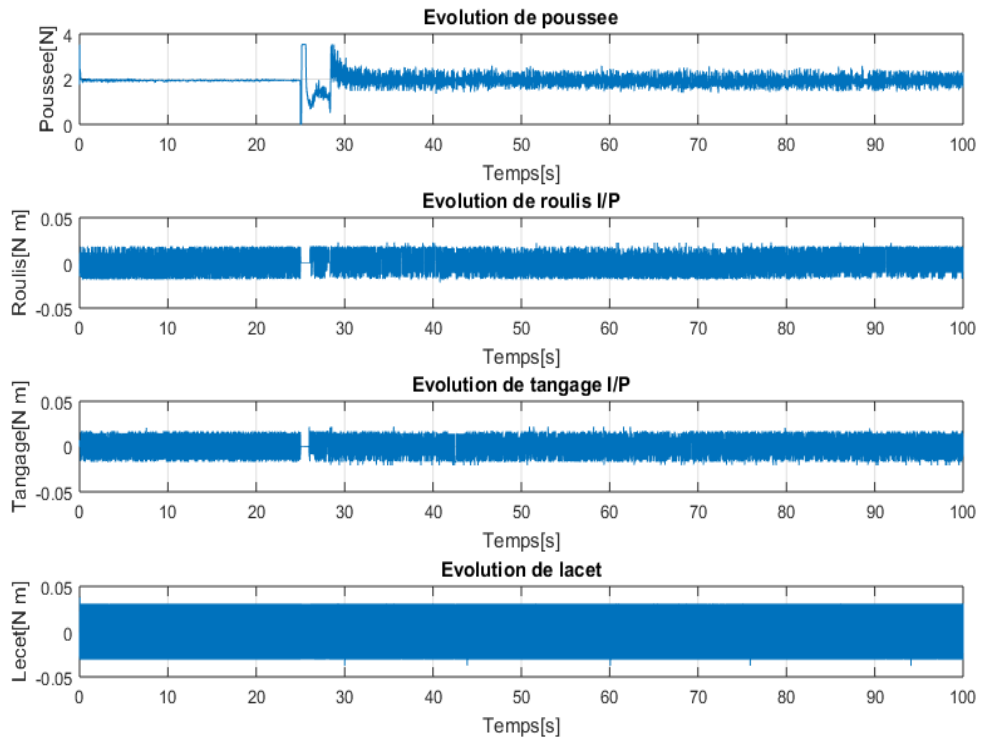


Figure IV.24. Entrées de poussée, de roulis, de tangage et de lacet en fonction du temps sous des perturbations.

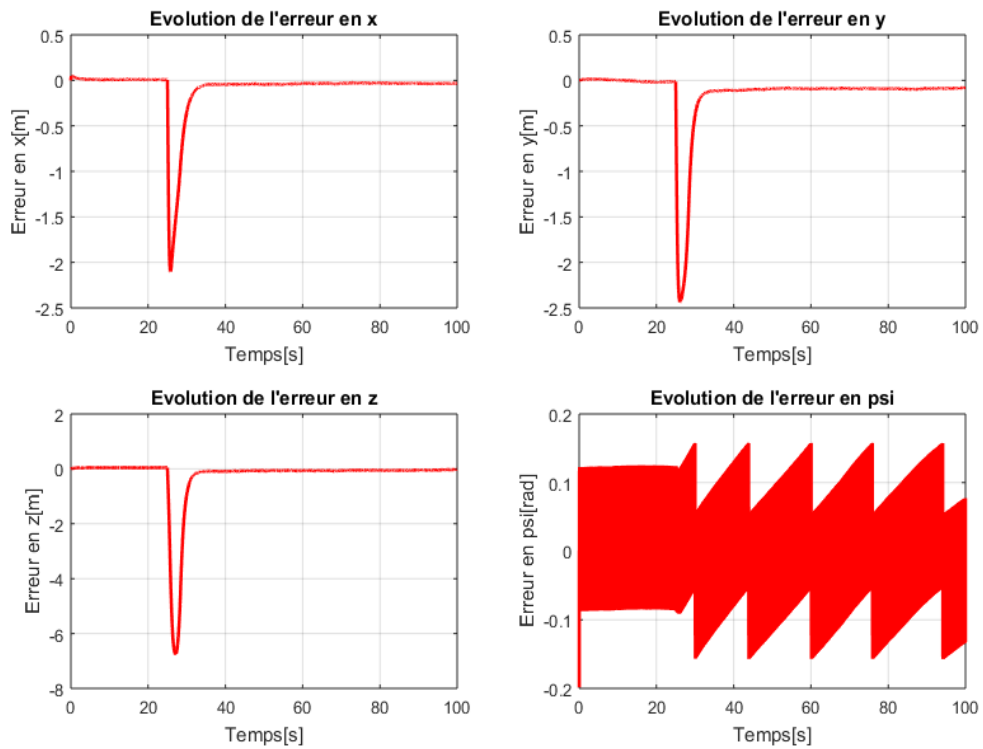


Figure IV.25. Erreurs en x , y , z et lacet, calculées en présence de perturbations externes.

Les résultats de simulations illustrés sur les figures (IV.23) et (IV.24) et (IV.25), confirment contrairement au cas PD que la commande par mode de glissement est robuste vis-à-vis la présence des perturbations externes. En effet, cette caractéristique est considérée comme un avantage lié à cette dernière.

Il est à noter que, ce type de commande nécessite aussi la présence d'un mécanisme de sélection (fixation) très soigneux, des différents paramètres de contrôle ceux illustrés dans le Tableau (IV.2).

IV.4. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons présenté deux techniques de commande, afin d'asservir un quadrirotor en position et en altitude : Une commande de type PD et une autre par mode de glissement. En effet, les résultats de simulation effectuée sur un modèle du quadrirotor, montrent que la première technique de commande donne de bons résultats en termes de poursuite avec des erreurs relativement petites. Néanmoins, malgré que cette dernière a l'avantage d'être relativement simple à synthétiser, elle présente une insuffisance majeure en termes de sa robustesse vis-à-vis la présence des perturbations externes, ainsi que l'amplification des bruits dû au terme de dérivé (P) [13].

Concernant la seconde méthode, elle a présenté aussi de bons résultats relativement similaires à la première en termes de poursuite et de précision (erreurs de poursuite). De plus, au contraire au précédente, elle a montré une robustesse significative vis-à-vis la présence des perturbations externes. Cependant, comme tout type de commande, cette technique a aussi des inconvénients tels que le phénomène de broutement (*chattering*), qui dû principalement au terme de correction qui contient la fonction (*sign*).

Comme nous l'avons dit précédemment, afin d'améliorer les capacités de ces deux techniques de commandes, nous pouvons faire appel à des mécanisme de sélection très soigneux de leurs paramètres de contrôle, ou d'utiliser un outil de lissage qui permet d'éliminer le phénomène de broutement indésiré, concernant la seconde méthode.

Conclusion générale

Les quadrirotors sont des systèmes électromécaniques très intéressants dans le domaine de la robotique aérienne, ce dernier considéré laborieux pour la communauté des chercheurs techniciens, à la suite de quelques caractéristiques relatives aux systèmes appartenant à ce domaine, telles que : le sous-actionnement, la rareté d'une source d'alimentation fiable, l'indisponibilité d'une électronique plus légère et autres.

En effet, la demande très croissante des robots aériens dans les différents domaines tels que ; le militaire, l'agricole, l'exploitation minière, la lutte contre les incendies, la télédétection, l'observation météorologique, etc. à pousser un grand nombre de chercheurs de travailler soit à résoudre des problèmes, d'améliorer des systèmes ou à comprendre des phénomènes liés à ce domaine.

L'objectif principal de ce mémoire, est de faire présenter et comprendre le principe de fonctionnement d'un quadrirotor simple à travers : (i) le développement de son modèle dynamique en se référant à des travaux sources de ce dernier, et (ii) la synthèse puis l'application associée à des essais par simulation de deux méthodes de commande de différent type, à savoir : une commande de type PD et une autre basée sur l'utilisation des modes glissants.

En effet, l'ensemble des essais effectués par simulation en utilisant le logiciel MATLAB avec sa plateforme graphique SIMULINK, sous la présence des perturbations externes ou non, nous permette :

- D'avoir un modèle dynamique sous MATLAB/SIMULINK du quadrirotor,
- D'implémenter les deux diagrammes de commande présentés dans les deux figures (IV.1) et (IV.17),
- D'observer la réaction du quadrirotor en état de fonctionnement neutre ou sous la présence des perturbations externes, à travers ses réponses (Positions/altitudes), suite à l'application des deux méthodes de commande développées,
- Juger l'efficacité et l'importance de chaque méthode de commande utilisée.

Il est à noter que, le travail présenté dans ce mémoire, offre en réalité une petite matière d'information relative au sujet de commande des quadrirotors, qui peut être exploitée afin de réaliser des travaux plus intéressants.

Annexe

Init_PD.m

```

1 clear all
2 close all
3 global m I g tuning_parameter
4 m = 0.18;
5 I = [0.00025, 0, 2.55e-6;
6       0, 0.000232, 0;
7       2.55e-6, 0, 0.0003738];
8 g=9.8;
9 tuning_parameter=100;
10 sim('quad_control');
11 d=1;
12 x=xyz(:,1);y=xyz(:,2);z=xyz(:,3);
13 phi=phi_tht_psi(:,1);tht=phi_tht_psi(:,2);psi=phi_tht_psi(:,3);
14 phiC=angc(:,1);thtC=angc(:,2);psiC=angc(:,3);
15 zup=[0;0;0.2];
16 for i=1:50:length(x)
17     Rotn=[cos(psi(i))*cos(tht(i))-
18           sin(phi(i))*sin(psi(i))*sin(tht(i)) -sin(psi(i))*cos(phi(i))
19           cos(psi(i))*sin(tht(i))+sin(psi(i))*sin(phi(i))*cos(tht(i));
20           cos(tht(i))*sin(psi(i))+cos(psi(i))*sin(phi(i))*sin(tht(i))
21           cos(phi(i))*cos(psi(i)) sin(psi(i))*sin(tht(i))-
22           cos(psi(i))*cos(tht(i))*sin(phi(i));
23           -cos(phi(i))*sin(tht(i)) sin(phi(i))
24           cos(phi(i))*cos(tht(i))];
25     A=[x(i);y(i);z(i)]+Rotn*[0;-d;0];
26     B=[x(i);y(i);z(i)]+Rotn*[d;0;0];
27     C=[x(i);y(i);z(i)]+Rotn*[0;d;0];
28     D=[x(i);y(i);z(i)]+Rotn*[-d;0;0];
29     Zup=[x(i);y(i);z(i)]+Rotn*zup;

```

```
30     ACx=linspace(A(1),C(1),10);
31     ACy=linspace(A(2),C(2),10);
32     ACz=linspace(A(3),C(3),10);
33     BDx=linspace(B(1),D(1),10);
34     BDy=linspace(B(2),D(2),10);
35     BDz=linspace(B(3),D(3),10);
36     Zupx=linspace(x(i),Zup(1),10);
37     Zupy=linspace(y(i),Zup(2),10);
38     Zupz=linspace(z(i),Zup(3),10);
39 subplot(221)
40     plot3(A(1),A(2),A(3),'-mo','MarkerFaceColor',[1 0 0],
41 'MarkerSize',3,'MarkerEdgeColor','r');
42     hold on
43     plot3(B(1),B(2),B(3),'-mo','MarkerFaceColor',[1 0 0],
44 'MarkerSize',3,'MarkerEdgeColor','r');
45     hold on
46     plot3(C(1),C(2),C(3),'-mo','MarkerFaceColor',[1 0 0],
47 'MarkerSize',3,'MarkerEdgeColor','r');
48     hold on
49     plot3(D(1),D(2),D(3),'-mo','MarkerFaceColor',[1 0 0],
50 'MarkerSize',3,'MarkerEdgeColor','r');
51     plot3(ref(:,1),ref(:,2),ref(:,3),'--gs',
52 'LineWidth',0.5,'MarkerSize',0.5,'MarkerEdgeColor','r');
53     hold on
54     plot3(ACx,ACy,ACz,'-b','LineWidth',1);
55     hold on
56     plot3(BDx,BDy,BDz,'-b','LineWidth',1);
57     hold on
58     plot3(Zupx,Zupy,Zupz,'linewidth',1);
59     hold off
60     axis([-15 +15 -15 +15 -15 +15]);
61     axis square
62     grid
63     xlabel('x[m]');
64     ylabel('y[m]');
65     zlabel('z[m]');
66     title(['Temps=',num2str(i*0.01)])
```

```
67     pause(0.01);
68     subplot(222)
69     title(['Temps=', num2str(i*0.01)])
70     plot(ACx, ACy, '-b', 'LineWidth', 1);
71     hold on;
72     plot(BDx, BDy, '-b', 'LineWidth', 1);
73     hold on;
74     plot(A(1), A(2), '-mo', 'MarkerFaceColor', [1 0 0],
75     'MarkerSize', 3, 'MarkerEdgeColor', 'r');
76     hold on;
77     plot(B(1), B(2), '-mo', 'MarkerFaceColor', [1 0 0],
78     'MarkerSize', 3, 'MarkerEdgeColor', 'r');
79     hold on;
80     plot(C(1), C(2), '-mo', 'MarkerFaceColor', [1 0 0],
81     'MarkerSize', 3, 'MarkerEdgeColor', 'r');
82     hold on;
83     plot(D(1), D(2), '-mo', 'MarkerFaceColor', [1 0 0],
84     'MarkerSize', 3, 'MarkerEdgeColor', 'r');
85     plot(ref(:,1), ref(:,2));
86     hold off;
87     grid;
88     axis([-15 +15 -15 +15]);
89     axis square
90     xlabel('x[m]');
91     ylabel('y axis');
92     title(['Temps=', num2str(i*0.01)])
93 subplot(223)
94     plot(ACx, ACz, '-b', 'LineWidth', 1);
95     hold on;
96     plot(BDx, BDz, '-b', 'LineWidth', 1);
97     hold on;
98     plot(A(1), A(3), '-mo', 'MarkerFaceColor', [1 0 0],
99     'MarkerSize', 3, 'MarkerEdgeColor', 'r');
100    hold on;
101    plot(B(1), B(3), '-mo', 'MarkerFaceColor', [1 0 0],
102    'MarkerSize', 3, 'MarkerEdgeColor', 'r');
103    hold on;
```

```
104     plot(C(1),C(3),'-mo','MarkerFaceColor',[1 0 0],
105         'MarkerSize',3,'MarkerEdgeColor','r');
106     hold on;
107     plot(D(1),D(3),'-mo','MarkerFaceColor',[1 0 0],
108         'MarkerSize',3,'MarkerEdgeColor','r');
109     plot(ref(:,1),ref(:,3));
110     hold off;
111     grid;
112     axis([-15 +15 -15 +15]);
113     axis square
114     xlabel('x axis');
115     ylabel('z axis');
116     title(['Time=',num2str(i*0.01)])
117     subplot(224)
118     plot(ACy,ACz,'-b','LineWidth',1);
119     hold on;
120     plot(BDy,BDz,'-b','LineWidth',1);
121     hold on;
122     plot(A(2),A(3),'-mo','MarkerFaceColor',[1 0 0],
123         'MarkerSize',3,'MarkerEdgeColor','r');
124     hold on;
125     plot(B(2),B(3),'-mo','MarkerFaceColor',[1 0 0],
126         'MarkerSize',3,'MarkerEdgeColor','r');
127     hold on;
128     plot(C(2),C(3),'-mo','MarkerFaceColor',[1 0 0],
129         'MarkerSize',3,'MarkerEdgeColor','r');
130     hold on;
131     plot(D(2),D(3),'-mo','MarkerFaceColor',[1 0 0],
132         'MarkerSize',3,'MarkerEdgeColor','r');
133     plot(ref(:,2),ref(:,3));
134     hold off;
135     grid;
136     axis([-15 +15 -15 +15]);
137     axis square
138     xlabel('y axis');
139     ylabel('z axis');
140     title(['Time=',num2str(i*0.01)])
```

```
141 end
142 figure(2)
143 subplot(321);
144 plot(t,x,'-g','Linewidth',2);
145 hold on
146 plot(t,ref(:,1),'-r','Linewidth',1);
147 hold off;
148 grid;
149 title('x(m) vs time(s)')
150 legend('Actual Measure','Reference')
151 subplot(322);
152 plot(t,(180/pi)*phi,'-g','Linewidth',2);
153 hold on;
154 plot(t,(180/pi)*phiC,'-r','Linewidth',1);
155 hold off;
156 grid;
157 title('roll (in deg) vs time(s)');
158 legend('Actual Measure','Reference')
159 subplot(323);
160 plot(t,y,'-g','Linewidth',2);
161 hold on
162 plot(t,ref(:,2),'-r','Linewidth',1);
163 hold off;
164 grid;
165 title('y(m) vs time(s)')
166 legend('Actual Measure','Reference')
167 subplot(324);
168 plot(t,(180/pi)*ttht,'-g','Linewidth',2);
169 hold on;
170 plot(t,(180/pi)*tthtC,'-r','Linewidth',1);
171 hold off;
172 grid;
173 title('pitch (in deg) vs time(s)');
174 legend('Actual Measure','Reference')
175 subplot(325);
176 plot(t,z,'-g','Linewidth',2);
177 hold on
```

```
178     plot(t,ref(:,3),'-r','Linewidth',1);
179     hold off;
180     grid;
181     title('z(m) vs time(s)');
182     legend('Actual Measure','Reference')
183 subplot(326);
184     plot(t,(180/pi)*psi,'-g','Linewidth',2);
185     hold on;
186     plot(t,ref(:,4),'-r','Linewidth',1);
187     hold off;
188     grid;
189     title('yaw (in deg) vs time(s)');
190     legend('Actual Measure','Reference')
191 figure(3)
192     subplot(411)
193         plot(t,u1);
194         grid
195         title('Thrust (N) vs Time(s)');
196     subplot(412)
197         plot(t,u2(:,1));
198         grid
199         title('Rolling I/P(N m) vs Time(s)');
101     subplot(413)
102         plot(t,u2(:,2));
103         grid
104         title('Pitching I/P(N m) vs Time(s)');
105     subplot(414)
106         plot(t,u2(:,3));
107         grid
108         title('Yawing I/P(N m) vs Time(s)');
109 figure(4)
110     subplot(221);
111         plot(t,ref(:,1)-x,'-r','Linewidth',2);
112         grid;
113         title('error in x(m) vs time(s)')
114     subplot(222);
115         plot(t,ref(:,2)-y,'-r','Linewidth',2);
```

```
216     grid;
218     title('error in y(m) vs time(s)')
219     subplot(223);
220     plot(t,ref(:,3)-z, '-r', 'Linewidth',2);
221     grid;
222     title('error in z(m) vs time(s)')
223     subplot(224);
224     plot(t,(ref(:,4)-psi)*180/pi, '-r', 'Linewidth',2);
225     grid;
226     title('error in psi(yaw) (deg) vs time(s)')
```

Références Bibliographiques

- [1] Seiffert, Marc-Daniel. "*Clin d'œil. L'Europe et les drones : y a-t-il un pilote dans l'avion ?*", *Entreprises et histoire*", vol. 73, no. 4, 2013, pp. 180-184.
- [2] Khebbache Hicham, "*Tolérance aux défauts via la méthode backstepping des systèmes non linéaires : application système UAV de type quadrirotor.*" Diss. 2018.
- [3] Koehl, Arnaud, "*Modélisation, observation et commande d'un drone miniature à birotor coaxial.*" Diss. Université Henri Poincaré-Nancy I, 2012.
- [4] Melabi Oussama, Khergag AbdEldjabbar, "*Etude dynamique d'un Quadri-Rotor Analyse de Commande par La méthode H-infinity Et Simulation par Matlab/Simulink*", 2018.
- [5] SEDINI, Chahrazed, and Nasre-Eddine CHERIGUI. "*Conception et commande d'un quadrotor UAV à base d'Arduino*", Doctoral dissertation.
- [6] TAHAR, Mohammed. "*Modélisation et commande d'un drone à quatre hélices*". Diss. Université Mohamed Boudiaf des Sciences et de la Technologie-Mohamed Boudiaf d'Oran, 2013.
- [7] Principaux composants d'un système drone : <https://slideplayer.fr/slide/17471847/>
- [8] Achotte, Nicolas, "*Conception, optimisation et dimensionnement d'un micromoteur planaires à aimants permanent pour drones miniatures en vol stationnaire*". Diss. Université Joseph-Fourier-Grenoble I, 2005.
- [9] K.M.Zemalache, "*Commande d'un système sous-actionné : Application à un drone à Quatre Hélices*" Thèse de Doctorat, Université d'Evry Val d'Essonne, France.
- [10] KHELOUI Mohammed Samir, "*Application des commandes non linéaires sur un drone à quatre hélices.*", Université Mohamed Boudiaf des Sciences et de la Technologie-Mohamed Boudiaf d'Oran, 2011.
- [11] Larbi Mohamed Elamine, "*Synthèse des Observateurs pour un Drone Hélicoptère*", Thèse présentée pour l'obtention du diplôme de doctorat L.M.D. université des sciences et de la technologie d'Oran Mohamed Boudiaf. 07/05/2015.
- [12] I. Fantoni and R. Lozano, *Non-linear control for underactuated mechanical systems*, Springer, 2002.
- [13] Subodh Mishra, "*Robust Control of Quadrotors.*", Master thesis, Department of Automatic Control and Robotics, (2017).
- [14] Heba Talla Mohamed Nabil ElKholy, "*Dynamic Modelling and Control of a Quadrotor Using Linear and Non-Linear Approaches*", (2014).

- [15] Farid Kendoul, "Survey of advances in guidance, navigation, and control of unmanned rotorcraft systems", *Journal of Field Robotics*, 29(2) :315–378, 2012.
- [16] Paul Edward Ian Pounds, "Design, construction and control of a large quadrotor micro air vehicle". Phd, thesis, Australian National University, 2007.
- [17] S. Bouabdallah, A. Noth, and R. Siegwart. "PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor". In *Intelligent Robots and Systems*, 2004.
- [18] Jun Li and Yuntang Li. "Dynamic analysis and PID control for a quadrotor". In *Mechatronics and Automation (ICMA), 2011 International Conference on*, pages 573–578, 2011.
- [19] Jinpeng Yang, Zhihao Cai, Qing Lin, and Yingxun Wang. "Self-tuning pid control design for quadrotor uav based on adaptive pole placement control". In *Chinese Automation Congress (CAC), 2013*, pages 233–237. IEEE, 2013.
- [20] Guilherme V Raffo, Manuel G Ortega, and Francisco R Rubio. "An integral predictive/nonlinear h control structure for a quadrotor helicopter". *Automatica*, 46(1):29–39, 2010.
- [21] Jeremy H Gillula, Gabriel M Hoffmann, Haomiao Huang, Michael P Vitus, and Claire J Tomlin. "Applications of hybrid reachability analysis to robotic aerial vehicles". *The International Journal of Robotics Research*, 30(3):335–354, 2011.
- [22] A. Ataka, H. Tnunay, R. Inovan, M. Abdurrohman, H. Preastianto, A.I. Cahyadi, and Y. Yamamoto. "Controllability and observability analysis of the gain scheduling-based linearization for uav quadrotor". In *Robotics, Biomimetics, and Intelligent Computational Systems (ROBIONETICS), 2013 IEEE International Conference on*, pages 212–218, Nov 2013.
- [23] Mohammad Hadi Amoozgar, Abbas Chamseddine, and YM Zhang. "Fault-tolerant fuzzy gain scheduled pid for a quadrotor helicopter testbed in the presence of actuator faults". In *IFAC Conference on Advances in PID Control, Brescia, Italy (March 2012)*, 2012.
- [24] Iman Sadeghzadeh, Mahyar Abdolhosseini, and Youmin M Zhang. "Payload drop application of unmanned quadrotor helicopter using gain-scheduled pid and model predictive control techniques. In *Intelligent Robotics and Applications*", pages 386–395. Springer, 2012.
- [25] S. Bouabdallah and R. Siegwart. "Backstepping and sliding-mode techniques applied to an indoor micro quadrotor". In *Robotics and Automation, 2005. ICRA 2005. Proceedings of the 2005 IEEE International Conference on*, pages 2247– 2252, 2005.

- [26] S.L. Waslander, G.M. Hoffmann, Jung Soon Jang, and C.J. Tomlin. "Multiagent quadrotor testbed control design: integral sliding mode vs. reinforcement learning". In *Intelligent Robots and Systems, 2005. (IROS 2005)*. 2005.
- [27] T. Madani and A. Benallegue. "Backstepping control for a quadrotor helicopter". In *Intelligent Robots and Systems", 2006 IEEE/RSJ International Conference on*, pages 3255–3260, 2006.
- [28] Zheng Fang and Weinan Gao. *Adaptive backstepping control of an indoor micro-quadrotor*. *Research Journal of Applied Sciences*, 4, 2012.
- [29] Hyeonbeom Lee, Suseong Kim, Tyler Ryan, and H Jin Kim. "Backstepping control on se (3) of a micro quadrotor for stable trajectory tracking". In *Systems, Man, and Cybernetics (SMC), 2013 IEEE International Conference on*, pages 4522– 4527. IEEE, 2013.
- [30] Hongtao Zhen, Xiaohui Qi, and Hairui Dong. "An adaptive block backstepping controller for attitude stabilization of a quadrotor helicopter". *WSEAS Transactions on Systems & Control*, 8(2), 2013
- [31] Iván González, Sergio Salazar, and Rogelio Lozano. "Chattering-free sliding mode altitude control for a quad-rotor aircraft: Real-time application". *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 73(1-4):137–155, 2014.
- [32] Farid Kendoul, Zhenyu Yu, and Kenzo Nonami. "Guidance and nonlinear control system for autonomous flight of minirotorcraft unmanned aerial vehicles". *Journal of Field Robotics*, 27(3):311–334, 2010.
- [33] Kostas Alexis, George Nikolakopoulos, and Anthony Tzes. "Switching model predictive attitude control for a quadrotor helicopter subject to atmospheric disturbances". *Control Engineering Practice*, 19(10):1195–1207, 2011.
- [34] M.O. Efe. "Neural network assisted computationally simple pid control of a quadrotor uav". *Industrial Informatics, IEEE Transactions on*, 7(2):354–361, 2011. ISSN 1551-3203.
- [35] A. Azzam and Xinhua Wang. "Quad rotor arial robot dynamic modeling and configuration stabilization". In *Informatics in Control, Automation and Robotics (CAR), 2010 2nd International Asia Conference on*, volume 1, pages 438–444, 2010.
- [36] Amr Nagaty, Sajad Saeedi, Carl Thibault, Mae Seto, and Howard Li. "Control and navigation framework for quadrotor helicopters". *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, 70(1-4):1–12, 2013.

- [37] Gabriel M Hoffmann, Haomiao Huang, Steven L Waslander, and Claire J Tomlin. " *Quadrotor helicopter flight dynamics and control: Theory and experiment*". In Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, pages 1–20, 2007.
- [38] Jun Jiang, Juntong Qi, Dalei Song, and Jianda Han. " *Control platform design and experiment of a quadrotor*". In Control Conference (CCC), 2013 32nd Chinese, pages 2974–2979. IEEE, 2013.
- [39] Ascending Technologies. Accessed 15 April 2014. URL <http://www.asctec.de/uav-applications/research/products/>
- [40] MIT Aerospace Controls Lab. Accessed 15 April 2014. URL <http://acl.mit.edu/>
- [42] MIT Aerospace Controls Lab. Accessed 15 April 2014. URL <http://acl.mit.edu/>
- [42] University of Pennsylvania GRASP Lab. Accessed 15 April 2014. URL <https://www.grasp.upenn.edu/>.
- [43] Draganfly Innovations. Accessed 15 April 2014. URL <http://www.draganfly.com/>
- [44] Microdrones GmbH. Accessed 15 April 2014. URL <http://www.microdrones.com>
- [45] Parrot AR Drone. Accessed 15 April 2014. URL <http://ardrone2.parrot.com/>.
- [46] H. Bouadi, M. Bouchoucha, and M. Tadjine " *Sliding Mode Control Based on Backstepping Approach for an UAV Type-Quadrotor*", International Journal of Applied Mathematics and Computer Sciences, Barcelona, Spain, Vol. 4, No. 1, pp. 12-17, 2007.
- [47] H. Bouadi, M. Bouchoucha, and M. Tadjine " *Modelling and Stabilizing Control Laws Design Based on Backstepping for an UAV Type-Quadrotor*" Proceeding of 6 th IFAC Symposium on IAV, Toulouse, France ,2007.
- [48] H. Bouadi, M. Bouchoucha, and M. Tadjine " *Modelling and Stabilizing Control Laws Design Based on Sliding Mode for an UAV Type-Quadrotor*" Engineering Letters, London, England, Vol. 15, No. 2, pp. 15-24, 2007.
- [49] H. Bouadi, and M. Tadjine " *Nonlinear observer design and sliding mode control for four rotors helicopter*" Proceedings of World Academy of Science, Engineering and Technology, Venise, Italy, Vol. 25, pp. 225-230, 2007.
- [50] T. Hamel, R. Mahony, R. Lozano, and J. Ostrowski, " *Dynamic modeling and configuration stabilization for an X4-flyer*", IFAC World Congress, Spain 2002.

- [51] N. Guenard, T. Hamel, and V. Moreau “*modélisation et élaboration de commande de stabilisation de vitesse et de correction d’assiette pour un drone*” CIFA, 2004.
- [52] N. Guenard, T. Hamel, and R. Mahony “*A Practical Visual Servo Control for an Unmanned Aerial Vehicle*”, IEEE Transactions on Robotics, Vol. 24, No. 2, pp. 331-340, April 2008.
- [53] J. Chen, and R. J. Patton “*Fault tolerant control systems design using linear matrix inequalities*”, Proceedings of the 6th European Control Conference, 2001.
- [54] S. Bouabdallah “*Design and control of quadrotors with application to autonomous flying*”, thèse de Doctorat, Ecole Polytechnique Fédérale de Lausanne, EPFL 2007.
- [55] M. Bouchoucha, M. Tadjine, A. Tayebi, and P. Müllhaupt “*Step by Step Robust Nonlinear PI for Attitude Stabilisation of a Four-Rotor Mini-Aircraft*”, 16th Mediterranean Conference on Control and Automation Congress Centre, Ajaccio, France, June 2008.
- [56] L. Derafa, T. Madani, and A. Benallegue “*Dynamic modelling and experimental identification of four rotor helicopter parameters*”, IEEE-ICIT Mumbai, India, pp. 1834- 1839, 2006.
- [57] A. Mokhtari, A. Benallegue, and B. Daachi “*Robust Feedback Linearization and $G\mathcal{H}_\infty$ Controller For a Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle*”, Journal of Electrical Engineering, Vol. 57, No. 1, pp. 20-27, 2006.
- [58] T. Madani, and A. Benallegue “*Sliding Mode Observer and Backstepping Control for a Quadrotor Unmanned Aerial Vehicles*”, Proceedings of American Control Conference Marriott Marquis Hotel at Times Square New York City, USA, July 2007.
- [59] F. Yacef, O. Bouhali, H. Khebbache, and F. Boudjema “*Takagi-Sugeno Model for Quadrotor Modelling and Control Using Nonlinear Stat Feedback Controller*”, International Journal of Control Theory and Computer Modeling, Vol. 2, No. 3, pp. 9-24, May 2012.
- [60] A. Tayebi, and S. Mcgilvray “*Attitude stabilisation of a four-rotor aerial robot*”, Proceedings of the 43rd IEEE Conference on Decision and Control, Atlantis, Paradise Island, Bahamas, December 2004.
- [61] A. Tayebi, and S. McGilvray “*Attitude stabilisation of a VTOL Quadrotor Aircraft*”, IEEE Transactions on Control Systems Technology, Vol. 14, No. 3, pp. 562-571, May 2006.
- [62] L. Gautier, B. Hamilton, J. Hazebrouck, and T. Tournette “*Pilotage d’un quadri-rotor via un FPGA*”, Tuteur ESIEE engineering, Journées pédagogiques, 2008.

- [63] L. Besnard "Control of a quadrotor vehicle using sliding mode disturbance observer", Master Thesis, Alabama university, 2006.
- [64] Oussama. BOUDGUIGA. "Commande à Saturation pour le Contrôle de la Position d'un Robot Volant de Type Quadrotor". Phd, Ecole de Technologie Supérieure Université du QUEBEC, 2016.
- [65] Daniel Warren Mellinger, "Trajectory Generation and Control for Quadrotors". Publicly Accessible Penn Dissertations. Paper 547.
- [66] Coursera : <https://www.coursera.org/lecture/robotics-flight/quadrotors-XguwZ>
- [67] Amel, RAHMOUN, and RAIS, Meriem. "Modélisation et Commande d'un Robot Volant-Étude et Réalisation." (2019).
- [68] Patrick Adigbli, Nonlinear Attitude and Position Control of a Micro Quadrotor using Sliding Mode and Backstepping Techniques. 3rd USEuropean Competition and Workshop on Micro Air Vehicle Systems (MAV07) & European Micro Air Vehicle Conference and Flight Competition (EMAV2007), 17-21 September 2007, Toulouse, France
- [69] P. Adigbli, C. Grand, J. B. Mouret, and S. Doncieux "Nonlinear attitude and position control of a micro quadrotor using sliding mode and backstepping techniques". Proceedings of the 7th European Micro Air Vehicle Conference, Toulouse, France, September 2007.
- [70] M. Onder "Robust low attitude behavior control of a quadrotor rotorcraft through sliding modes", Proceedings of the 15th Mediterranean Conference on Control and Automation, Greece, July 2007.
- [71] S.V. Emelyanov "Variable structure control systems", Moscow. Nauka, 1967.
- [72] V.I. Utkin "Variable structure systems with sliding modes", IEEE Transactions on Automatic Control, vol. 22, No. 2, pp. 212-222, 1977.
- [73] Mouloud Bouchoucha "Conception d'un contrôleur à logique floue basée sur la théorie des modes glissants", Thèse Magister, Ecole Militaire Polytechnique, septembre 1999.
- [74] Ahcène Boubakir "Méthodes de commande par mode de glissement appliquées au bras manipulateur et au système hydrolique CE105 à réservoirs couplés", Thèse Magister, Ecole Militaire Polytechnique, février 2007.
- [75] J.J.E. Slotine, and W. Li "Applied nonlinear control", Prentice Hall, Englewood Cliffs, NJ, 1991.