

République Algérienne Démocratique et Populaire  
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de La Recherche Scientifique  
Université Djilali Bounaama Khemis Miliana



Faculté des Sciences et de la Technologie

Département de Technologie

Mémoire Présenté

Pour l'Obtention de Diplôme

Master

En AUTOMATIQUE

Spécialité Automatique et Informatique Industrielle

Thème

# Modélisation et Commande d'un Robot Volant - Étude et Réalisation

*présenté et soutenu par*

Mlle. RAHMOUN Amel

Mlle. RAIS Meriem

Jury :

|                        |        |              |
|------------------------|--------|--------------|
| Mr. HOCINE Abdelfettah | UDBKM  | Président    |
| Mr. KERRACI Abdelkader | UDBKM. | Encadreur    |
| Mr. KECHIDA Ahmed      | CRTI   | Co-Encadreur |
| Mr. HIMOUR Yassine     | UDBKM  | Examineur    |

Année Universitaire 2018/2019

*Du fond du cœur je dédie ce travail,  
à mon père qui m'a encouragé,  
à ma mère que Dieu la protège,  
à mon frère et mes sœurs,  
à ma binôme et tous mes amis,  
à tous ce qui m'ont aidé de près ou de loin dans la réalisation de ce travail.*  
**RAHMOUN Amel**

*Du fond du cœur je dédie ce travail,  
à mon père qui m'a encouragé,  
à ma mère que Dieu ait pitié d'elle,  
à mes frères et mes sœurs,  
à ma binôme et tous mes amis,  
à tous ce qui m'ont aidé de près ou de loin dans la réalisation de ce travail.*  
**RAIS Meriem**

# Remerciements

Nous remercions DIEU le tout puissant qui nous a donné la foi, le courage et la volonté de mener à bien ce travail

Nous tenons à remercier Monsieur KERRACI Abdelkader notre encadreur, qui nous a aidé à progresser dans notre réflexion grâce à ses conseils, ses encouragements et son soutien, tout au long de la réalisation de ce mémoire.

Nous remercions Monsieur KECHIDA Ahmed, le Directeur de Centre de Recherche en Technologies Industrielles (CRTI), Monsieur BENMOUSSA Bilel et Monsieur AHMAD SISTA Sofiane, ainsi que tout le personnel du CRTI, tous les chercheurs et travailleurs qu'on a rencontrés durant notre stage.

Nous remercions également les membres de jury, Monsieur HOCINE Abdelfettah et Monsieur HIMOUR Yassine d'avoir accepté d'examiner notre modeste travail.

Nos plus chaleureux remerciements pour tous ceux qui de près et de loin ont contribué à la réalisation de ce mémoire.

# Résumé

Notre travail s'intéresse à la réalisation d'une plate-forme virtuelle qui permet d'analyser le comportement et de simuler les différents mouvements d'un Quadrotor en exploitant un modèle mathématique. Afin de concevoir un contrôleur non linéaire, une modélisation non linéaire du drone a été développée. Les équations du mouvement sont très précises. Le contrôleur a été implémenté sous Matlab/Simulink. La partie expérimentale de ce travail, a été réalisé au centre de recherche en technologies industrielles, où le drone a été réalisé et la commande a été appliquée sur le prototype réel, et des résultats intéressants ont été obtenus.

**Mots clés :** Robot volant ; Quadrotor ; PixHawk ; Commande non linéaire ; Modèle dynamique.

## ملخص

يتم عملنا على إنجاز أرضية افتراضية تسمح لنا بتحليل سلوك ومحاكاة الحركات المختلفة لرباعي المحرك باستخدام نموذج رياضي. ومن أجل تصميم قانون تحكم غير خطي، تم حساب نموذج غير خطي للطائرة بدون طيار. معادلات الحركة دقيقة جداً. حيث تم تطبيق قانون تحكم في الوسط Matlab/Simulink. الجزء التطبيقي من هذا العمل تم إنجازه في مركز أبحاث التكنولوجيا الصناعية، أين تم إنجاز الطائرة بدون طيار وتطبيق نظام التحكم على النموذج الأولي الحقيقي، وتم الحصول على نتائج مثيرة للاهتمام.

**الكلمات المفتاحية:** روبوت الطائر ؛ رباعي المحرك، PixHawk، تحكم غير خطي، نموذج ديناميكي.

## Abstract

Our work focuses on the development of a virtual platform that allows us to analyze the behavior and simulate the different movements of a Quadrotor using a mathematical model. In order to design a non-linear controller, a non-linear model of the drone has been developed. The equations of motion are very precise. The controller has been implemented under Matlab/Simulink. The experimental part of this work was carried out at the industrial technology research centre, where the drone was carried out and the control system applied to the real prototype, and interesting results were obtained.

**Key words :** Flying robot ; Quadrotor ; PixHawk ; Non-Linear control ; Dynamic model.

# Table des matières

|  |            |
|--|------------|
| <b>Dédicaces</b>   | <b>i</b>   |
| <b>Remerciements</b>                                     | <b>ii</b>  |
| <b>Résumé</b>  | <b>iii</b> |
| <b>Abstract</b>  | <b>iii</b> |
| <b>Table des matières</b>                                | <b>iv</b>  |
| <b>Liste des Notations et Abréviations</b>               | <b>xi</b>  |
| <b>Introduction</b>                                      | <b>1</b>   |
| <b>1 État de l’art</b>                                   | <b>2</b>   |
| 1.1 Introduction . . . . .                               | 2          |
| 1.2 Historique . . . . .                                 | 3          |
| 1.3 les drones et leurs classifications . . . . .        | 4          |
| 1.3.1 Les drones . . . . .                               | 4          |
| 1.3.2 Formule des drones existants . . . . .             | 6          |
| 1.4 Les domaines d’applications de drones . . . . .      | 9          |
| 1.5 Les commande des drones . . . . .                    | 10         |
| 1.5.1 Les techniques de commande linéaires . . . . .     | 10         |
| 1.5.2 Les techniques de commande non linéaires . . . . . | 13         |
| 1.6 Conclusion . . . . .                                 | 14         |
| <b>2 Fonctionnement et Modélisation D’un Quadrotor</b>   | <b>16</b>  |
| 2.1 Introduction . . . . .                               | 16         |
| 2.2 Description générale du quadrotor . . . . .          | 17         |
| 2.3 Les mouvements du quadrotor . . . . .                | 17         |
| 2.3.1 Mouvement vertical . . . . .                       | 18         |

|          |   |           |
|----------|---|-----------|
| 2.3.2    | Mouvement de roulis . . . . .                                     | 18        |
| 2.3.3    | Mouvement de tangage . . . . .                                    | 18        |
| 2.3.4    | Mouvement de lacet . . . . .                                      | 19        |
| 2.3.5    | Mouvement de translation . . . . .                                | 19        |
| 2.4      | Modèle dynamique du quadrotor . . . . .                           | 20        |
| 2.4.1    | Matrice de rotation . . . . .                                     | 21        |
| 2.4.2    | Effets physiques agissants sur le quadrotor . . . . .             | 22        |
| 2.4.3    | Développement du Modèle mathématique selon Newton-Euler . . . . . | 24        |
| 2.4.4    | La représentation d'état du système Pour un système . . . . .     | 30        |
| 2.5      | Conclusion . . . . .  | 31        |
| <b>3</b> | <b>Algorithme de Contrôle et Simulation Numérique</b>             | <b>32</b> |
| 3.1      | Introduction . . . . .  | 32        |
| 3.2      | Asservissement et régulation . . . . .                            | 33        |
| 3.2.1    | Régulateur proportionnel P . . . . .                              | 33        |
| 3.2.2    | Régulateur proportionnel-intégrale PI . . . . .                   | 33        |
| 3.2.3    | Régulateur proportionnel-intégrale-dérivée PID . . . . .          | 34        |
| 3.3      | Régulation <i>PID</i> . . . . .                                   | 35        |
| 3.3.1    | Contrôle de roulis . . . . .                                      | 35        |
| 3.3.2    | Contrôle de tangage . . . . .                                     | 36        |
| 3.3.3    | Contrôle de lacet . . . . .                                       | 36        |
| 3.3.4    | Contrôle d'altitude . . . . .                                     | 37        |
| 3.4      | Structure du système . . . . .                                    | 38        |
| 3.4.1    | Contrôle d'attitude . . . . .                                     | 38        |
| 3.4.2    | Contrôle de position . . . . .                                    | 40        |
| 3.5      | Caractéristiques du quadrotor . . . . .                           | 41        |
| 3.6      | Conditions initiales . . . . .                                    | 41        |
| 3.7      | Simulation et interprétation des résultats . . . . .              | 42        |
| 3.7.1    | Contrôle d'attitude . . . . .                                     | 42        |
| 3.7.2    | Contrôle de position . . . . .                                    | 45        |
| 3.8      | Conclusion . . . . .  | 49        |
| <b>4</b> | <b>Réalisation du Drone Quadrotor</b>                             | <b>50</b> |
| 4.1      | Introduction . . . . .  | 50        |
| 4.2      | Description du Centre . . . . .                                   | 50        |
| 4.3      | PixHawk Autopilote . . . . .                                      | 51        |
| 4.3.1    | Rôle du PixHawk . . . . .   | 52        |
| 4.3.2    | Architectures et outils d'exploitations . . . . .                 | 52        |

|       |   |           |
|-------|---|-----------|
| 4.4   | Conception de drone . . . . .   | 54        |
| 4.4.1 | Matériel utilisé pour la structure mécanique et les étapes de la construction . . . . . | 55        |
| 4.4.2 | La structure générale (complet) de notre drone quadrotor . . . . .                      | 59        |
| 4.5   | Configuration et calibrage . . . . .  | 60        |
| 4.6   | Les tests effectués sur terrain . . . . .   | 64        |
| 4.7   | Conclusion . . . . .  | 65        |
|       | <b>Conclusion</b>   | <b>66</b> |
|       | <b>Annexe</b>   | <b>67</b> |
|       | <b>Bibliographie</b>  | <b>72</b> |

# Table des figures

|      |   |    |
|------|---|----|
| 1.1  | Maquette de vis aérienne de Léonard de Vinci . . . . .  | 3  |
| 1.2  | Premier UAV au monde, 1916 . . . . .  | 4  |
| 1.3  | Les catégories de drones . . . . .  | 5  |
| 1.4  | Classification selon le mode de propulsion . . . . .  | 5  |
| 1.5  | Mono-rotor-Catégorie 1 . . . . .  | 6  |
| 1.6  | Mono-rotor-Catégorie 2 . . . . .  | 6  |
| 1.7  | Mono-rotor-Catégorie 3. . . . .   | 7  |
| 1.8  | Birotor-Catégorie 1 . . . . .   | 7  |
| 1.9  | Birotor-Catégorie 2 . . . . .   | 7  |
| 1.10 | Birotor-Catégorie 3 . . . . .   | 8  |
| 1.11 | Tri-rotor . . . . .   | 8  |
| 1.12 | Vectron et hélicoptère auto-stable. . . . .   | 8  |
| 1.13 | Hélicoptères à quatre hélices : quad rotor de pennsylvanie (a), X19 quadtilt-rotor aircraft (b), le drone du laboratoire IBISC (c) et le drone de la NASA (d) . . . . . | 9  |
| 1.14 | Drone militaires de surveillance : (a) global hawk et (b) sperwer (sagem) . . . . .   | 9  |
| 1.15 | Le Predator, drone multi missions, utilisé par l’US Air Force depuis 1995 . . . . .   | 10 |
| 1.16 | Principe de la commande par PID . . . . .   | 11 |
| 1.17 | Zone idéale de placement des pôles de la boucle fermée . . . . .  | 11 |
| 1.18 | Principe de la commande linéaire quadratique gaussienne . . . . .   | 12 |
| 1.19 | Principe de la commande prédictive . . . . .  | 12 |
| 1.20 | Principe de la commande par séquençement de gain . . . . .  | 13 |
| 1.21 | Fonctionnement de la commande par mode glissant . . . . .   | 14 |
| 2.1  | Modèle global du quadrotor . . . . .  | 17 |
| 2.2  | Illustration du mouvement vertical. . . . .   | 18 |
| 2.3  | Illustration du mouvement de roulis. . . . .  | 18 |
| 2.4  | Illustration du mouvement de tangage. . . . .   | 19 |
| 2.5  | Illustration du mouvement de lacet. . . . .   | 19 |



|      |  |    |
|------|--|----|
| 2.6  | Illustration du mouvement de translation. . . . .                  | 20 |
| 2.7  | Géométrie du quadrotor. . . . .                                    | 20 |
| 2.8  | Calcul du moment 1. . . . .  | 25 |
| 2.9  | Calcul du moment 2. . . . .  | 25 |
| 2.10 | Calcul du moment 3. . . . .  | 26 |
| 2.11 | Calcul du moment 4. . . . .  | 26 |
| 3.1  | Structure de <i>PID</i> traditionnelle . . . . .                   | 34 |
| 3.2  | Bloc de contrôle de roulis . . . . .                               | 35 |
| 3.3  | Bloc de contrôle de tangage . . . . .                              | 36 |
| 3.4  | Bloc de contrôle de lacet . . . . .                                | 37 |
| 3.5  | Bloc de contrôle d'altitude . . . . .                              | 37 |
| 3.6  | Bloc SIMULINK de contrôle d'attitude . . . . .                     | 38 |
| 3.7  | Bloc de commande d'attitude de simulation . . . . .                | 38 |
| 3.8  | Configuration en 'X' . . . . .                                     | 39 |
| 3.9  | Bloc SIMULINK de contrôle de position . . . . .                    | 40 |
| 3.10 | Bloc de commande chemin de simulation. . . . .                     | 40 |
| 3.11 | Vitesses et positions angulaires du contrôle d'Attitude . . . . .  | 43 |
| 3.12 | Vitesses et positions linéaires du contrôle d'Attitude . . . . .   | 44 |
| 3.13 | Animation en 3D de contrôle d'attitude . . . . .                   | 45 |
| 3.14 | Vitesses et positions angulaires du contrôle de position . . . . . | 46 |
| 3.15 | Vitesses et positions linéaires du contrôle de position . . . . .  | 47 |
| 3.16 | Animation en 3D de contrôle de position . . . . .                  | 48 |
| 3.17 | Animation en 3D de contrôle de position . . . . .                  | 48 |
| 4.1  | PixHawk Autopilote. . . . .  | 51 |
| 4.2  | Versions de PixHawk . . . . .                                      | 52 |
| 4.3  | Les Entrées/Sorties d'un PixHawk . . . . .                         | 53 |
| 4.4  | APM Planner . . . . .  | 54 |
| 4.5  | Mission Planner . . . . .  | 54 |
| 4.6  | La structure de drone . . . . .                                    | 55 |
| 4.7  | Moteur brushless . . . . .   | 56 |
| 4.8  | Les Hélice . . . . .   | 56 |
| 4.9  | Hélice avec moteur . . . . .                                       | 56 |
| 4.10 | ESC . . . . .  | 57 |
| 4.11 | Batterie LIPO . . . . .  | 57 |
| 4.12 | Radio-Commande . . . . .   | 58 |
| 4.13 | (a), (b) et (c) Au cours de la réalisation . . . . .               | 59 |

|   |    |
|---|----|
| 4.14 (a) et (b) La structure complet de drone . . . . . | 59 |
| 4.15 Configuration du débit . . . . .                   | 60 |
| 4.16 Chargement du firmware . . . . .                   | 61 |
| 4.17 Chargement terminé . . . . .                       | 61 |
| 4.18 Choix du type de quadrotor . . . . .               | 62 |
| 4.19 Configuration du compas . . . . .                  | 62 |
| 4.20 Calibrage d'accéléromètre . . . . .                | 63 |
| 4.21 Calibration de la radio-commande . . . . .         | 64 |
| 4.22 (a), (b) et (c) Test de vol sur terrain . . . . .  | 65 |
| 23 Mécanisme de fonctionnement de quadrotor . . . . .   | 67 |
| 24 Mécanisme de fonctionnement de quadrotor . . . . .   | 68 |

# Liste des tableaux

|     |   |    |
|-----|---|----|
| 3.1 | Les caractéristiques du quadrotor . . . . . | 41 |
| 3.2 | Les conditions initiales . . . . .          | 42 |
| 3.3 | Paramètres de contrôleur PID. . . . .       | 42 |
| 3.4 | Paramètres du contrôleur PID . . . . .      | 45 |
| 4.1 | Caractéristiques du PixHawk . . . . .       | 53 |

# Liste des Notations et Abréviations

## Liste des notations

|                              |  |
|------------------------------|--|
| Accélération%                | Commande de pourcentage d'accélération                       |
| $\bar{\Omega}_r$             | Vitesse relative des rotors                                  |
| $\bar{\omega}_{ss}$          | Régime moteur attendu <i>RPM</i>                             |
| $\dot{\Omega}$               | Accélération angulaire                                       |
| $\omega$                     | Vitesse angulaire du rotor                                   |
| $\Omega$                     | Vitesse angulaire exprimée dans le repère fixe               |
| $\omega_i$                   | Vitesse de rotation des moteurs                              |
| $\phi$                       | Angle d'Euler par rapport à l'axe x (Roulis)                 |
| $\psi$                       | Angle d'Euler par rapport à l'axe z (Lacet)                  |
| $\theta$                     | Angle d'Euler par rapport à l'axe y (Tangage)                |
| $\wedge$                     | Produit vectoriel  |
| $\zeta$                      | Vecteur de position du quadrotor                             |
| $b$                          | Ordonnée à l'origine de la relation de régression linéaire   |
| $C_r$                        | Coefficient de conversion Accélération % en tr/min           |
| $C_s$                        | Frottement sec   |
| $C_q$                        | Coefficient traînée  |
| $C_T$                        | Coefficient de portance                                      |
| $d_+$                        | Longueur du bras du centre du quadrotor au centre du moteur  |
| $e$                          | Erreur entre la tâche r et la sortie du processus y          |
| $F_1$                        | Force de poussée créée par le rotor 1                        |
| $F_2$                        | Force de poussée créée par le rotor 2                        |
| $F_3$                        | Force de poussée créée par le rotor 3                        |
| $F_4$                        | Force de poussée créée par le rotor 4                        |
| $F_f$                        | Force totale générée par les quatre rotors                   |
| $F_t$                        | Force de traînée selon les axes (x, y, z)                    |
| $g$                          | Force de gravité   |
| $J$                          | Inertie du système   |
| $J$                          | Matrice d'inertie symétrique de dimension (3x3)              |
| $J_r$                        | Inertie du rotor   |
| $K_{fa}$                     | Coefficient des frottements aérodynamiques                   |
| $K_{ft}$                     | Coefficient de traînée de translation selon les axes (x,y,z) |
| $K_{ftx}, K_{fity}, K_{ftz}$ | Coefficients de traînée de translation                       |
| $K_r$                        | Constante du couple de charge                                |

|        |   |
|--------|---|
| $K_D$  | Coefficient dérivé                                      |
| $K_e$  | Constantes des couples électriques                      |
| $K_I$  | Coefficient intégral                                    |
| $K_I$  | Constante d'intégration                                 |
| $K_m$  | Constante des couple mécaniques                         |
| $K_P$  | Coefficient proportionnel                               |
| $m$    | Masse totale du quadrotor                               |
| $M_a$  | Moment résultant des frottements aérodynamiques         |
| $M_f$  | Moment provoqué par les forces de poussée et de traînée |
| $P$    | Vitesse angulaire du quadrotor suivant l'axe $x$        |
| $Q$    | Vitesse angulaire du quadrotor suivant l'axe $y$        |
| $R$    | Matrice de rotation                                     |
| $R$    | Vitesse angulaire du quadrotor suivant l'axe $z$        |
| $r, L$ | Résistance du moteur et l'inductance                    |
| $S$    | Matrice antisymétrique                                  |
| $U$    | Vitesse de translation par rapport à l'axe $x$          |
| $u$    | Variable générique contrôlée                            |
| $V$    | Vitesse de translation par rapport à l'axe $y$          |
| $v$    | Vitesse linéaire  |
| $V_m$  | Tension d'entrée du moteur                              |
| $W$    | Vitesse de translation par rapport à l'axe $z$          |
| $x$    | Position du quadrotor par rapport l'axe $x$             |
| $y$    | Position du quadrotor par rapport l'axe $y$             |
| $z$    | Position du quadrotor par rapport l'axe $z$             |

## Liste des abréviations

|             |                                      |
|-------------|--------------------------------------|
| <i>3D</i>   | 3 dimensions                         |
| <i>AC</i>   | Alternating Current                  |
| <i>DC</i>   | Direct Current                       |
| <i>DDL</i>  | Degré De Liberté                     |
| <i>DMT</i>  | Drones Maritimes Tactiques           |
| <i>E/S</i>  | Entrées/Sorties                      |
| <i>ESC</i>  | Electronic Speed Control             |
| <i>GPS</i>  | Global Positioning System            |
| <i>GSC</i>  | Ground Station Control               |
| <i>HALE</i> | Haute Altitude et Longue Endurance   |
| <i>LIPO</i> | Lithium Polymère                     |
| <i>LMI</i>  | Linear Matrix Inequality             |
| <i>LQ</i>   | Linear Quadratic                     |
| <i>LTI</i>  | Linear Invariant Time                |
| <i>MALE</i> | Moyenne Altitude et Longue Endurance |
| <i>MAV</i>  | Micro Air Véhicule                   |
| <i>MCMM</i> | Multi Charges Multi Missions         |
| <i>MPC</i>  | Model Prédicative Control            |
| <i>PD</i>   | Proportional Derivative              |
| <i>PI</i>   | Proportional Integral                |
| <i>PID</i>  | Proportional Integral Derivative     |
| <i>RC</i>   | Radio Command                        |
| <i>Rot</i>  | Rotationnelle                        |
| <i>RPM</i>  | Rotation Par Minute                  |
| <i>TCP</i>  | Très Courte Portée                   |
| <i>UAV</i>  | Unmanned Aerial Vehicle              |
| <i>USB</i>  | Universal Serial Bus                 |

# Introduction Générale

Au cours de ces dernières années, le monde a connu des avancements technologiques dans des différents domaines tels que la robotique, l'automatisation et l'aéronautique.

De nombreuses applications potentielles ont suscité un intérêt croissant pour les engins volants à voilures tournantes « les hélicoptères » dont la sustentation et la propulsion sont assurées par la rotation d'une ou plusieurs voilures tournantes « les rotors ».

Un UAV ou drone est défini comme un robot volant sans pilote. Il peut être contrôlé de manière semi-autonome ou complètement autonome. Son utilisation est principalement militaire pour des missions de reconnaissance ou de surveillance [1].

Les quadrotors qui sont partie des systèmes multirotors sont l'objet de ce mémoire. Ces quadrotors sont des robots volants ayant quatre rotors placés à l'extrémité d'une croix qui sont contrôlées en agissant sur les vitesses de rotation des quatre rotors. En effet, le problème des quadrotors est lié à leur dynamique fortement non linéaire et totalement couplée, d'où la nécessité d'une approche de contrôle puissante pour assurer la stabilité et la robustesse, ainsi pour assurer un suivi parfait des trajectoires souhaitées.

L'objectif de ce travail est de construire un quadrotor facile à piloter, et en même temps résistant à des atterrissages un peu brutaux.

Ce mémoire s'articule autour de quatre chapitres :

Dans le premier chapitre, on présente en 1er lieu un état de l'art sur les drones, leurs classifications, et leurs domaines d'applications. Ensuite, une revue de littérature sur les diverses approches de commande linéaires et non-linéaires sera présentée.

Le deuxième chapitre est consacré à la modélisation dynamique du quadrotor. D'abord, on fait une description de ce système, sa structure générale et son principe de vol. Puis, nous mettons en évidence la modélisation dynamique du quadrotor, et on termine ce chapitre en donnant le modèle d'état en vue de la commande de ce système.

Dans le troisième chapitre, nous allons appliqué le modèle mathématique sous l'environnement MATLAB/SIMULINK, pour créer une structure interne de notre drone. A la suite, nous allons injecté la loi de commande de type *PID* pour contrôler l'altitude et que la position de quadrotor.

Dans le quatrième chapitre, nous allons présenté en détail le matériel utilisé pour la construction mécanique, les étapes de réalisation de notre drone quadrotor, ainsi que les différentes étapes de configuration et calibrage de la carte Autopilote.

# État de l'art

## Sommaire

---

|            |  |           |
|------------|--|-----------|
| <b>1.1</b> | <b>Introduction</b>                          | <b>2</b>  |
| <b>1.2</b> | <b>Historique</b>                            | <b>3</b>  |
| <b>1.3</b> | <b>les drones et leurs classifications</b>   | <b>4</b>  |
| 1.3.1      | Les drones                                   | 4         |
| 1.3.2      | Formule des drones existants                 | 6         |
| <b>1.4</b> | <b>Les domaines d'applications de drones</b> | <b>9</b>  |
| <b>1.5</b> | <b>Les commande des drones</b>               | <b>10</b> |
| 1.5.1      | Les techniques de commande linéaires         | 10        |
| 1.5.2      | Les techniques de commande non linéaires     | 13        |
| <b>1.6</b> | <b>Conclusion</b>                            | <b>14</b> |

---

## 1.1 Introduction

Les drones aériens ou UAV (Unmanned Aerial Vehicles) sont des engins volants sans pilote capables de mener à bien une mission de façon plus ou moins autonome. La fonction principale de ces véhicules aériens est d'étendre la vision humaine au-delà de l'horizon naturel, afin d'accomplir des travaux à risques ou dans des environnements hostiles. Les premières applications ont d'ailleurs été mises en œuvre par les militaires pour des missions de surveillance ou de reconnaissance, sans risque des pertes humaines. Plus récemment, des applications civiles ont fait leur apparition comme la prévention des feux de forêts, l'inspection des ouvrages d'art, la surveillance du trafic autoroutier ou la collecte de données météorologiques[2].

Aujourd'hui les drones jouent un rôle très important dans divers domaines et qui accomplit plusieurs missions. Ce qui a mené pas mal de pays à les développer.

Nous présentons dans ce chapitre un état de l'art du sujet abordé dans ce mémoire. Cette partie, nous donnons une vision historique sur les drones, leurs classifications et formes des drones existantes. Dans la suite de la littérature, on présente leurs domaines d'application selon la mission à accomplir et les différentes techniques de commande linéaire et non linéaire utilisées pour commander ce type de robots.



## 1.2 Historique

L'utilisation des aéronefs sans pilote à des fins militaires n'est pas une nouveauté historique. Des cerfs-volants et des ballons chargés d'explosifs aux "bombes volantes" ont été utilisés dans de nombreux conflits de l'histoire pour l'observation ou le combat. En passant par les aéronefs automatisés. Des siècles d'innovation et d'effort technologique ont été passés. En 1483, le père de l'hélicoptère Léonard de Vinci a imaginé le concept de la machine volante à aile tournante nommée vis aérienne (voir Figure 1.1) basée sur le principe de la vis d'Archimède. En 1754, le russe Mikhaïl Lomonosov a développé un modèle complexe avec deux rotors coaxiaux contrarotatifs entraînés par un mécanisme d'horlogerie, l'aéronef vole librement et atteint une bonne altitude, ce concept contribue au développement de l'hélicoptère moderne. La première utilisation des drones pour le combat remonte à 1849, lorsque les Autrichiens utilisaient des ballons chargés d'explosifs pour attaquer la ville italienne de Venise[3].



FIGURE 1.1 – Maquette de vis aérienne de Léonard de Vinci

Le premier UAV a été fabriqué par les Américains Lawrence et Sperry en 1916 (figure 1.2). Ces derniers ont développé un gyroscope pour stabiliser le corps, afin de fabriquer un pilote automatique. Ils ont appelé leur appareil "torpille de l'aviation" et ils l'ont parcouru sur une distance de plus de 30 milles.

Le développement des drones a commencé sérieusement à la fin des années 50, en profitant de la guerre du Vietnam ou de la guerre froide. La recherche et le développement à grande échelle se sont poursuivis jusque dans les années 70. Après la guerre du Vietnam, les États-Unis et l'entité coloniale appelée Israël ont commencé de développer des drones plus petits et moins chers[4].

Au cours des années 1960, les États-Unis ont déployé un véhicule hautement classé, le D-21, capable de dépasser des vitesses supérieures à Mach 3 et peut voler à des altitudes allant jusqu'à 90 000 pieds[5].

C'est au cours des années 1990 que les UAV ont été largement acceptés comme un outil militaire utile. Une variété de nouveaux systèmes et concepts militaires pour drones a été évoluée rapidement pendant ce temps.

D'autres pays ont également commencé de développer des UAV pour des applications non militaires. Par exemple, en 1998, une entreprise australienne a produit un UAV de 30 livres, appelé Aérosonde Laima, qui a traversé l'océan Atlantique de manière autonome sur seulement 1,5 gallon d'essence automobile.

Les réalisations dans les années 90 ont non seulement mis en évidence la valeur des UAV pour les missions scientifiques, mais aussi des perspectives avancées pour leur utilisation éventuelle dans les administrations civiles et les applications commerciales. Toutefois, ces applications potentielles étaient limitées du aux restrictions imposées aux mouvements des UAV en dehors

d'un usage spécial espace aérien. À la fin des années 90, la nécessité d'accroître l'accès des UAV à l'espace aérien civil a pris de l'ampleur[5]. Plus apparente pour accueillir les différentes missions et soutenir un marché en croissance.

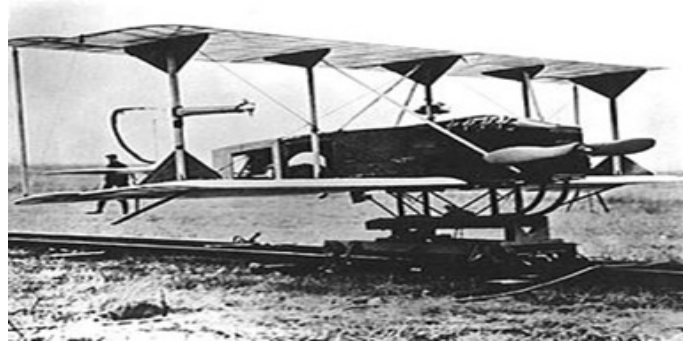


FIGURE 1.2 – Premier UAV au monde, 1916

## 1.3 les drones et leurs classifications

### 1.3.1 Les drones

#### 1.3.1.1 Définition

Les drones ou UAV (Unmanned Aerial Vehicles) sont des engins volants sans pilote capables de mener à bien une mission en autonomie ou semi-autonomie [6][7]. Leur utilisation principale est militaire pour des missions de reconnaissance ou de surveillance, sans risque des pertes humaines. En effet, ils sont bien adaptés pour la réalisation des missions qui mettraient potentiellement un équipage en danger ou qui nécessitent une permanence sur zone qui serait fastidieuse pour un équipage à bord. Leur emploi a commencé par tout ce qui touche à l'observation puis a été étendu à l'acquisition des objectifs ainsi qu'à la guerre électronique, et à la destruction des cibles. Des applications civiles font leur apparition comme la surveillance du trafic autoroutier, la prévention des feux de forêts, la récolte des données météorologiques ou bien encore l'inspection des ouvrages d'art. La taille des drones varie du centimètre à plusieurs mètres, tout comme leur mode de propulsion qui évolue en fonction des besoins. On distingue deux types de voilures : les voilures fixes pour le vol en mode d'avance et les voilures tournantes pour le vol stationnaire.

#### 1.3.1.2 Classification

La classification des drones est un exercice très difficile, dans la mesure où elle est différente selon les pays. Cependant les drones aériens peuvent être classés selon trois critères qui sont l'altitude de la croisière, l'endurance en termes de temps de vol et leur dimension principale. Dans ce cadre, le domaine opérationnel des drones peut se décomposer en trois segments[8] :

- Les drones tactiques.
- Les drones de moyenne altitude et longue endurance (MALE) permettant d'utiliser une charge utile de l'ordre de 100 kg.
- Les drones de haute altitude et longue endurance (HALE).

Le segment tactique se décompose lui-même en six segments :

- Les micro-drones (Micro Air Véhicule ou MAV), pouvant être contenu dans une sphère de 30 cm.
- Les mini-drones (Mini Air Véhicule ou MAV également), pouvant être contenu dans une sphère de 70 cm.
- Les drones de très courte portée (TCP).
- Les drones moyenne portée lents (multi charges multi missions ou MCMM lents).
- Les drones rapides bas altitude (MCMM rapides).
- Les drones maritimes tactiques (DMT).

Cela peut surprendre de distinguer en deux segments les micro-drones et les mini-drones, mais la différence d'échelle entre les deux impose aujourd'hui encore des fortes contraintes pour le choix des matériaux des capteurs et des systèmes embarqués. Par conséquent ces deux familles sont fortement différenciées par l'autonomie en vol et la qualité des contrôles, cependant la miniaturisation des cartes électroniques jointe à l'augmentation des capacités de calculs des mini-systèmes embarqués tendent à réduire ces écarts(voir figure 1.3 et 1.4[8]).

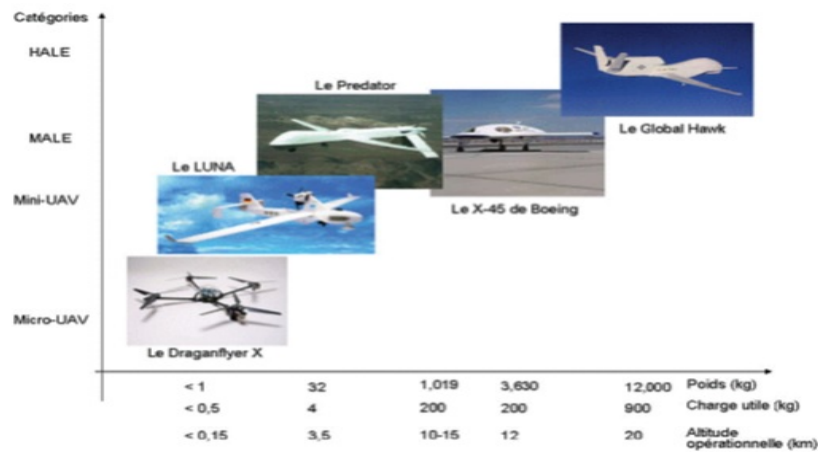


FIGURE 1.3 – Les catégories de drones



FIGURE 1.4 – Classification selon le mode de propulsion

## 1.3.2 Formule des drones existants

### 1.3.2.1 Les drones à voilures tournantes :

Ce genre de drone a la capacité de décoller, voler et atterrir verticalement, ils utilisent des voilures tournantes ou rotor multiples pour voler en état stationnaire, ils n'ont pas besoin d'une piste de décollage/atterrissage et ils peuvent réaliser une très grande variété de missions irréalisables par des drones à voile fixe [9]. Nous établissons un classement des cellules à voilures tournantes en 4 catégories[10] :

1. Les Monorotors ;
2. Les birotors contrarotatifs ;
3. Configuration à 3 rotors ;
4. Les quadrotor.

#### 1. Les Monorotors

Les mono-rotors se composent avant tout d'un rotor principal (bipale avec barre stabilisatrice de Bell ou quadripale) qui permet la sustentation et la propulsion. Ils se divisent en 3 sous catégories selon la configuration utilisée pour permettre au drone de se déplacer dans ses différents axes (en translation et en rotation), ainsi que pour l'empêcher de tourner sur lui-même sous l'action du couple de réaction du rotor principal[10].

##### — Catégorie 1 :

Les drones utilisant un rotor arrière (ou rotor anti-couple)(voir figure1.5 [11])



FIGURE 1.5 – Mono-rotor-Catégorie 1

##### — Catégorie 2 :

Les drones utilisant des volets positionnés sous le rotor principal(voir figure 1.6 [11])

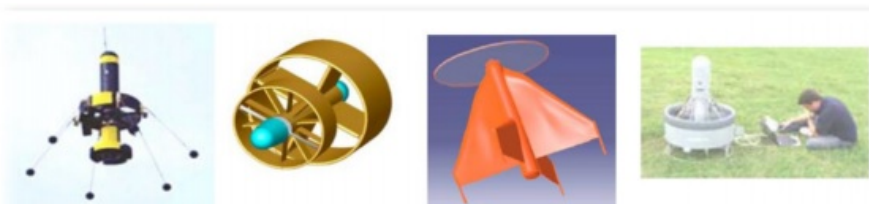


FIGURE 1.6 – Mono-rotor-Catégorie 2

##### — Catégorie 3 :

Les drones utilisant 2 rotors électriques latéraux indépendants situés de part et d'autre du rotor principal et des volets positionnés sous le rotor principal (voir figure1.7 [11]).

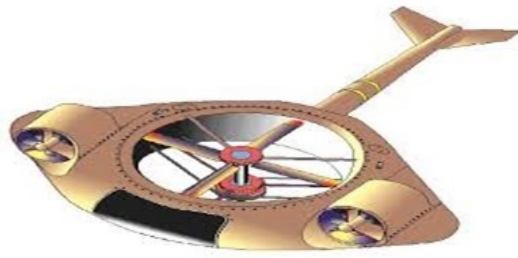


FIGURE 1.7 – Mono-rotor-Catégorie 3.

## 2. Les birotors contrarotatifs :

Les birotors contrarotatifs se composent de deux rotors (coaxiaux ou en tandem) tournant en sens opposés et à la même vitesse de rotation. Ils sont divisés en 3 sous catégories selon la configuration utilisée pour permettre au drone de se déplacer suivant ses différents axes[12].

### — Catégorie 1 :

Les drones utilisant la variation cyclique et collective du pas pour se positionner (voir figure 1.8 [11]).

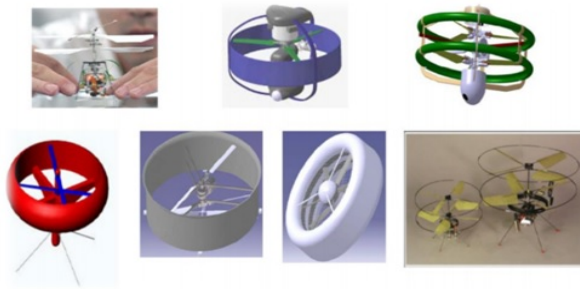


FIGURE 1.8 – Birotor-Catégorie 1

### — Catégorie 2 :

Les drones utilisant un (ou des) autres(s) rotor(s) pour se positionner (voir figure 1.9 [11]).



FIGURE 1.9 – Birotor-Catégorie 2

### — Catégorie 3 :

Les drones utilisant des volets orientables pour se positionner (voir figure 1.10[11]).

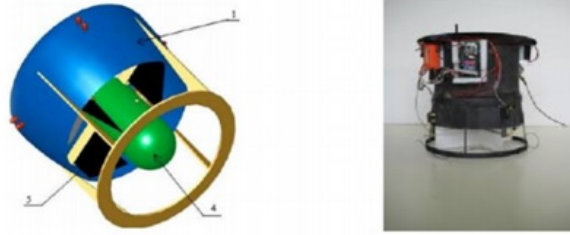


FIGURE 1.10 – Birotor-Catégorie 3

### 3. Configuration à 3 rotors :

Dans cette catégorie, nous trouvons le tri-rotor, le vectron et l'hélicoptère auto-stable. Le tri-rotor est constitué de 2 rotors à l'avant qui tournent dans des sens opposés et un rotor à l'arrière avec orientation réglable. Le fonctionnement est similaire à celui d'un quadrotor mais la performance en vol n'est pas aussi satisfaisante. Des expériences ont été faites sur le tri-rotor à Heudiasyc (Figure 1.11 [2]).

Le vectron est constitué de 3 rotors qui tournent dans le même sens (figure 1.12 [2]). Le corps circulaire de l'appareil tourne par conséquent dans le sens contraire. Les vitesses des moteurs sont variées à des instants très précis de manière à obtenir des couples de tangage et de roulis[13].

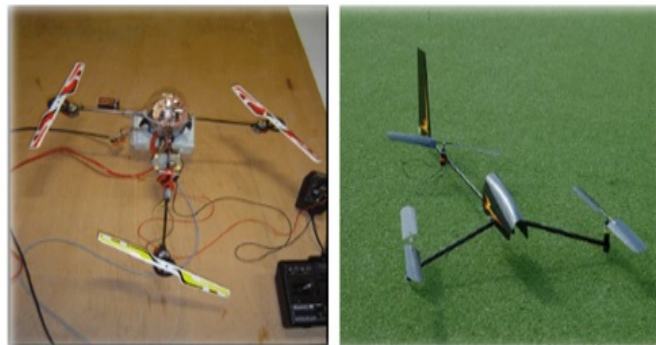


FIGURE 1.11 – Tri-rotor



FIGURE 1.12 – Vectron et hélicoptère auto-stable.

### 4. Les quadrotors :

Quadrotor est le plus populaire parmi les hélicoptères multi rotor (Figure 1.13 [10]). L'un des avantages de l'utilisation d'un hélicoptère multi rotors, est la capacité d'emporter des

poids élevés car il a plus de portance[14].

Les quadrotors sont très maniables, ils permettent le décollage vertical et à l'atterrissage, ainsi que le vol en zones difficiles à atteindre. Les inconvénients sont la masse de l'hélicoptère et la consommation accrue d'énergie due à des moteurs. Comme il est contrôlé par des changements de vitesse du rotor, il est plus adapté aux moteurs électriques. Les moteurs d'hélicoptères qui ont de grandes réponses lentes ne peuvent pas être satisfaisants sans un bon système de boîte de vitesse[15] .

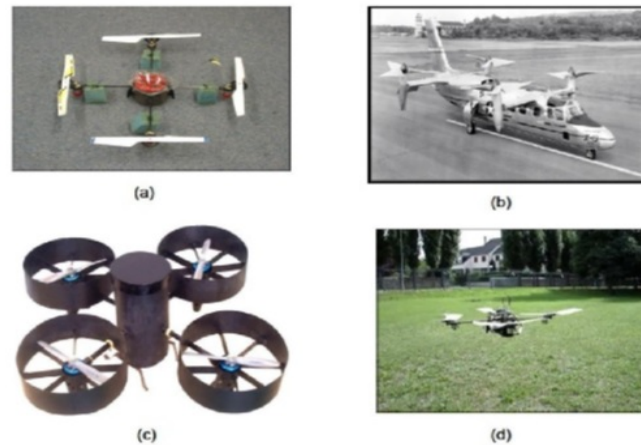


FIGURE 1.13 – Hélicoptères à quatre hélices : quad rotor de pennsylvanie (a), X19 quadtilt-rotor aircraft (b), le drone du laboratoire IBISC (c) et le drone de la NASA (d)

## 1.4 Les domaines d'applications de drones

Les UAV sont à l'origine développés pour remplacer les humains dans des environnements hostiles ou des situations dangereuses. Ces véhicules sans pilote présentent de nombreux avantages, c'est très probablement dans le domaine civil comme dans le domaine militaire que les drones sont appelés à jouer le rôle le plus important, et ce en raison de leur flexibilité et de leur polyvalence professionnelle. Parmi les exemples les plus importants d'applications d'UAV :

1. Terrain militaire (voir figure 1.14[15] )



FIGURE 1.14 – Drone militaires de surveillance : (a) global hawk et (b) sperwer (sagem) .

2. Champ agricole :

- Prouvé son efficacité en pulvérisant les cultures agricoles avec une grande précision et une grande différence de coût.

- La possibilité d'arpenter la terre pour trier les cultures parmi les cultures contaminées.
  - Suffisamment de temps pour accéder aux cultures corrompues et les traiter.
3. Domaine industriel :
- Surveillance des oléoducs et des gazoducs et surveillance de toute fuite, explosion ou incendie. L'appareil est connecté à une caméra haute résolution, au système GPS et au GNSS, le pilote se trouvant dans une salle d'opération fixe à des centaines de kilomètres de distance.
  - Le pilote demande à l'aéronef d'envoyer les coordonnées du site, puis envoie un ordre au technicien responsable pour qu'il se rende sur le site et corrige le problème.
  - Gagnez du temps et des risques pour les travailleurs sur le terrain plutôt que de rester longtemps dans le sable et sous le chaud soleil.
4. Photographie aérienne et arpentage :
- La possibilité de numériser de grandes zones en quelques minutes et d'envoyer des images à l'ordinateur et de les traiter numériquement rapidement et avec précision.
  - Dimensions et hauteurs réelles sans descendre au sol.
  - L'étude de la terre.
  - Connaissance de la qualité du sol.
  - La possibilité de rechercher et de détecter les effets souterrains enfouis.
  - Très haute résolution de la technologie 3D jusqu'à 1 cm au-dessus du sol (voir figure 1.15 [15]).



FIGURE 1.15 – Le Predator, drone multi missions, utilisé par l'US Air Force depuis 1995

## 1.5 Les commande des drones

### 1.5.1 Les techniques de commande linéaires

#### — La commande par PID :

La technique de commande par *PID* (Proportionnel, Intégral, Dérivé) est certainement l'approche la plus connue et la plus simple à implémenter sur un système. Elle facilite la compréhension du rôle physique de chacun des termes de la commande, ce qui permet donc de régler



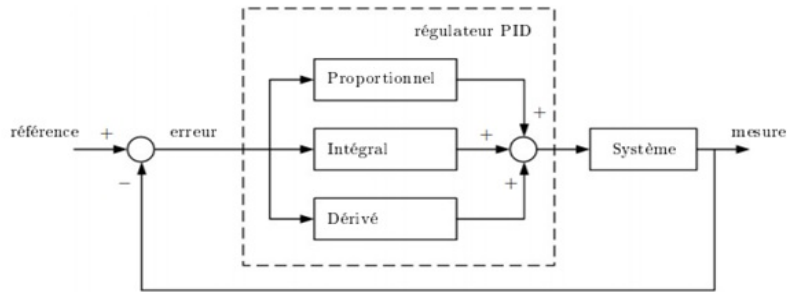


FIGURE 1.16 – Principe de la commande par PID

les gains [13]. Cette technique de commande a été testée avec succès sur plusieurs plateformes expérimentales comme les hélicoptères [16], les quadrotors [17] et les drones à rotors coaxiaux [18] (voir figure 1.16. [2]).

– **La commande par placement de pôle :**

La commande par placement de pôles est une méthode qui consiste à déterminer une matrice de gains qui place les valeurs propres du système en boucle fermée en des positions prédéfinies. C’est cette architecture de commande qui a été sélectionnée par [19] pour commander d’un hélicoptère, d’un quadrotor et d’un drone à voilure fixe, respectivement (voir figure 1.17[2]).

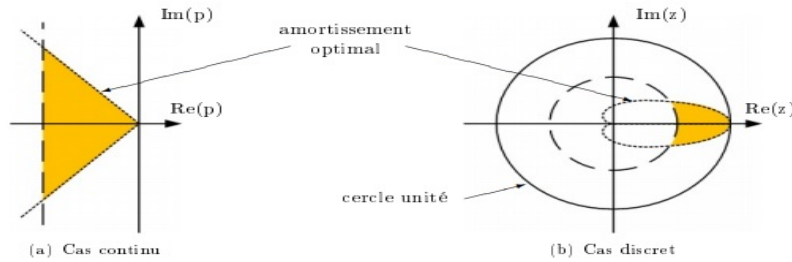


FIGURE 1.17 – Zone idéale de placement des pôles de la boucle fermée

– **La commande linéaire quadratique :**

La commande linéaire quadratique, dite commande LQ (Linear Quadratic), est une méthode de synthèse qui permet de déterminer la commande optimale d’un système qui minimise (ou maximise) un critère de performance. Cette loi de commande a donné des résultats sans stabilisation d’attitude du quadrotor OS4 dans les travaux de S. Bouabdallah et André Noth. Ces résultats ont été comparés avec ceux obtenus par le contrôleur *PID* [20]. Cette approche a tout de même été implémentée avec succès sur plusieurs plateformes expérimentales comme les hélicoptères, [21][22] les modèles réduits d’avion [23] et les drones à rotors coaxiaux [24]. Une comparaison entre l’approche par *PID* et l’approche LQ est réalisée dans [25] pour la commande d’un quadrotor (voir figure 1.18[2]).

– **La commande  $H$  inf :**

L’approche  $H$  inf est certainement la structure de commande qui a été la plus appliquée pour le pilotage des véhicules aériens autonomes [26]. Un algorithme de commande  $H$  inf, développé par M.Chen et M.Huzmezan est appliqué sur une plateforme pivotant librement, il est

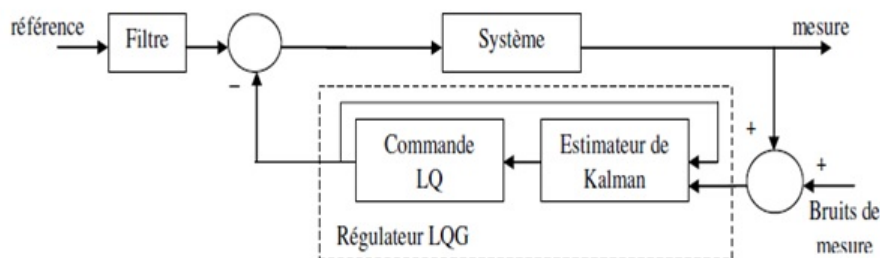


FIGURE 1.18 – Principe de la commande linéaire quadratique gaussienne

présenté dans [27]. L'avantage de l'approche  $H$  inf par rapport aux architectures de commande précédentes est que la synthèse de ce correcteur peut se faire en utilisant les techniques d'optimisation LMI (de l'anglais Linear Matrix Inequality) [28]. Cette approche a été testée avec succès sur un grand nombre de plateformes expérimentales [29], [30], [31], [32], [33], [34]. Une comparaison entre l'approche LQG et l'approche  $H_1$  est également disponible dans [35].

### — La commande prédictive :

L'idée de la commande prédictive [24], ou commande MPC (de l'anglais Model Predictive Control) est d'utiliser un modèle dynamique du système au sein de la commande dans le but d'anticiper le comportement du procédé sur un intervalle de temps donné. L'horizon de prédiction et la commande prédictive ont été mises en œuvre pour des hélicoptères dans [36], pour des drones à rotors coaxiaux dans [37] et pour des drones convertibles dans [38] (voir figure 1.19 [2]).

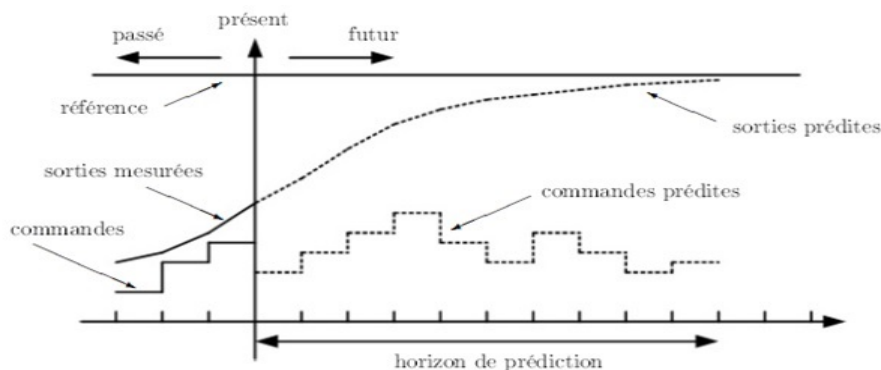


FIGURE 1.19 – Principe de la commande prédictive

### — Commande par séquençement de gains :

La commande de gain représente certainement la transition parfaite entre les approches linéaires et non linéaires. En effet, l'idée de cette approche est de contrôler un système non linéaire en pilotant une famille de  $N$  systèmes LTI (pour Linear Invariant Time) et le représentant de manière satisfaisante en un certain nombre de points de fonctionnement[2]. L'avantage majeur de ce type de commande est sa capacité à intégrer des méthodes de commande linéaire robuste dans des conceptions de commandes non linéaires, c'est d'ailleurs ce qui a été fait avec succès pour les hélicoptères dans [39] (figure 1.20 [2]).

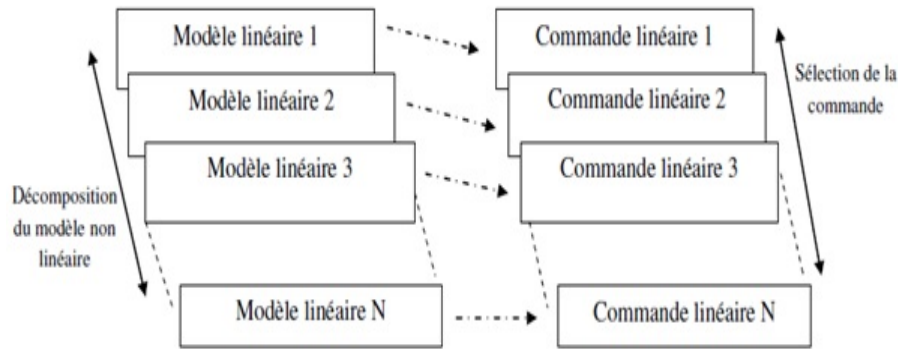


FIGURE 1.20 – Principe de la commande par séquençement de gain

### 1.5.2 Les techniques de commande non linéaires

Compte tenu de la complexité du modèle des quadrotors, les correcteurs classiques deviennent impuissants et donnent souvent de moins bons résultats. Pour résoudre ce problème, les chercheurs s'orientent actuellement vers des contrôles non linéaires robustes, qui donnent des résultats acceptables dans de vastes secteurs d'activité[10].

#### — Commande par linéarisation E/S :

Le principe de la Commande par linéarisation E/S est de transformer la dynamique non linéaire du système en une dynamique linéaire équivalente au moyen d'un changement de variables et d'un choix approprié des entrées de commande [2]. La linéarisation entrée-sortie consiste donc à créer une relation linéaire différentielle entre la sortie du système et sa nouvelle entrée [20].

#### — Commande par Backstepping :

Commande par Backstepping est un algorithme récursif qui décompose le contrôleur en étapes et stabilise progressivement chaque sous-système. Toutefois, dans le cas des véhicules aériens, la détermination des entrées de commande est complexifiée dans la mesure où la dynamique de translation est sous actionnée. La structure résultante de cette approximation a également la forme adaptée pour la commande dite par Backstepping [40], qui a d'ailleurs été appliquée aux hélicoptères, aux quadrotor et aux drones à rotors coaxiaux [23].

#### — Commande prédictive :

La commande prédictive correspond à la résolution d'un problème de contrôle optimal effectué à chaque période d'échantillonnage. Cette méthode, séduisante en théorie, souffre cependant de sérieuses limitations pratiques, notamment en termes d'influence du temps de calcul [2]. Les commandes prédictives ont été mis en place pour les hélicoptères dans, des drones à rotors coaxiaux dans et pour des drones convertibles dans [20].

#### — Commande non-linéaire par modes glissants :

Le contrôle en mode glissant (SMC) est l'une des techniques de contrôle robustes les plus utilisées pour contrôler les systèmes non linéaires en raison de ses caractéristiques attrayantes de convergence finie, de robustesse aux incertitudes et perturbations paramétriques et de simplicité relative d'élaboration. Cette technique de contrôle a été testée avec succès sur un grand nombre

de plateformes telles que le quadrotor [41]. Cependant, l'inconvénient principal associé à cette méthodologie est l'apparition des vibrations (phénomènes de chattering) dans les actionneurs qui peut endommager le système [42] (voir figure 1.21 [2]).

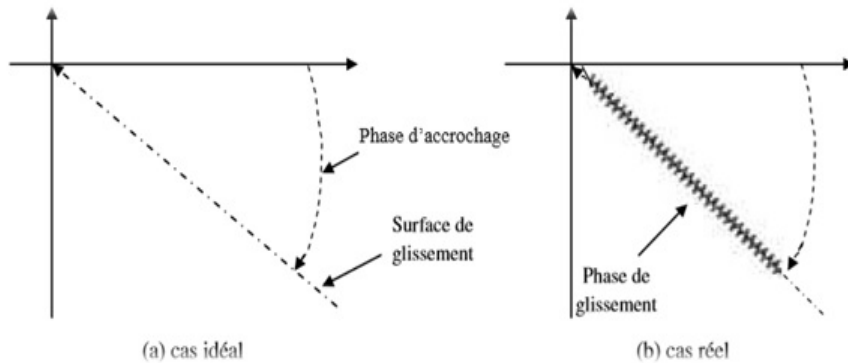


FIGURE 1.21 – Fonctionnement de la commande par mode glissant

### — La commande par logique floue :

L'idée derrière le contrôle par logique floue est d'approximer dans une certaine mesure la flexibilité du raisonnement humain dans la direction d'un système. Il introduit la notion de graduation lors du passage du signal de commande d'une structure à une autre. De cette façon, la commande peut être dans un état intermédiaire, autre que celui imposé par les structures de commande définies par la commande en mode glissant. L'application de cette technique de contrôle pour le pilotage des drones n'est pas en reste puisqu'elle est mise en œuvre avec succès dans [43],[44],[45]. Dans [46], l'architecture logique d'un quadrotor est complétée par un mécanisme d'adaptation permettant de prendre en compte les perturbations externes liées au vent.

### — La commande $H$ inf non linéaire :

La bonne performance de la commande  $H1$  dans le cas linéaire a poussé les chercheurs pour essayer d'étendre ses caractéristiques au cas linéaire [47],[48]. Elle a été la solution d'une équation à dérivés partiels de Hamilton - Jacobi - Bellman - issacs. Toutefois, la résolution analytique de cette équation est impossible dans le cas général et très défficule pour les systèmes non linéaire secteurs spécifiques [28].

Malgré la difficulté de synthèse évoquée précédemment, la commande non linéaire  $H1$  a été mis en œuvre pour les hélicoptères volants en [49] et plus récemment pour les hélicoptères de quadrotor en [50]. les simulations effectuées en présence de les perturbations aérodynamiques, les incertitudes structurales et les paramétriques démontrent l'efficacité de ce système et la robustesse de cette stratégie de contrôle.

Dans [51], la structure de commandement est la suivante accompagnée d'un dispositif de prédiction pour le suivi de la trajectoire.

## 1.6 Conclusion

Au cours du premier chapitre, nous avons brièvement présenté le contexte historique associé à l'apparition des robots volants, et rappelé sur la définition d'un drone et ses déférentes

classifications. Nous avons également vu les formules des drones existants et leurs applications. Ensuite, nous avons présenté dans une étude bibliographique les différentes techniques de commande.

On constate que le monde des drones en général et celui des quadrotor en particulier a connu ces dernières années un intérêt croissant vu les développements et les avancées technologiques, et ils sont doués de réelles capacités de navigation autonome à des multiples applications civiles et militaires.

Le chapitre suivant est consacré au modèle dynamique du quadrotor, ceci passe impérativement par donner une vue générale sur sa constitution et son principe de fonctionnement.

# Fonctionnement et Modélisation D'un Quadrotor

## Sommaire

---

|            |   |           |
|------------|---|-----------|
| <b>2.1</b> | <b>Introduction</b>                                     | <b>16</b> |
| <b>2.2</b> | <b>Description générale du quadrotor</b>                | <b>17</b> |
| <b>2.3</b> | <b>Les mouvements du quadrotor</b>                      | <b>17</b> |
| 2.3.1      | Mouvement vertical                                      | 18        |
| 2.3.2      | Mouvement de roulis                                     | 18        |
| 2.3.3      | Mouvement de tangage                                    | 18        |
| 2.3.4      | Mouvement de lacet                                      | 19        |
| 2.3.5      | Mouvement de translation                                | 19        |
| <b>2.4</b> | <b>Modèle dynamique du quadrotor</b>                    | <b>20</b> |
| 2.4.1      | Matrice de rotation                                     | 21        |
| 2.4.2      | Effets physiques agissants sur le quadrotor             | 22        |
| 2.4.3      | Développement du Modèle mathématique selon Newton-Euler | 24        |
| 2.4.4      | La représentation d'état du système Pour un système     | 30        |
| <b>2.5</b> | <b>Conclusion</b>                                       | <b>31</b> |

---

## 2.1 Introduction

Le quadrotor répond à une dynamique de vol bien particulière. Si sa mobilité dans l'espace est équivalente à celle d'un hélicoptère, la réalisation des déplacements est fondamentalement différente. En effet, c'est l'effet combiné des quatre moteurs qui permet aux quadrotor de s'orienter et de se mouvoir. Il est donc primordial de comprendre le fonctionnement de ce type de drone afin d'espérer le contrôler.

Afin de concevoir un contrôleur de vol, on doit d'abord comprendre les différents mouvements d'un quadrotor, sa dynamique et par conséquent ses équations dynamiques. Cette compréhension est nécessaire non simplement pour la conception du contrôleur, mais aussi pour assurer que les simulations du comportement des quadrotors sont plus proches que possible de la réalité lorsque la commande est appliquée.

Nous présentons, dans ce chapitre, la description des possibilités de vol et la modélisation dynamique (ou mathématique) en vue de la commande du système d'un quadrotor à six degré

de liberté ainsi que ses mouvements de base.

## 2.2 Description générale du quadrotor

Un quadrotor est un robot mobile aérien à quatre rotors défini dans l'espace par 6 DDL [17, 52]. 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 tournent dans l'autre sens. Pour pouvoir diriger l'appareil, il est nécessaire que chaque couple d'hélices tourne dans le même sens, soit placé aux extrémités opposées d'une branche de la croix.

Le fonctionnement d'un quadrotor est assez particulier. En faisant varier astucieusement la puissance des moteurs, il est possible de manipuler le quadrotor suivant ses différents axes, soit selon l'axe  $z$  pour monter/descendre, ou selon les axes  $x$  et  $y$  pour l'incliner à gauche/à droite (roulis) ou en avant/arrière (tangage), ou selon l'axe de lacet pour le faire pivoter sur lui-même [53].

Le quadrotor 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 (le nombre des entrées inférieure au nombre des sorties) (voir figure 2.1 [13]).

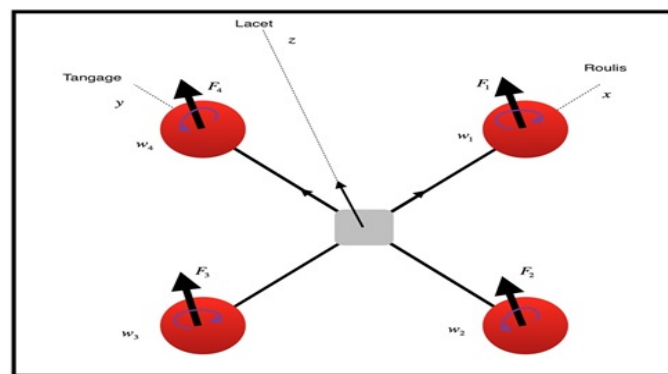


FIGURE 2.1 – Modèle global du quadrotor .

## 2.3 Les mouvements du quadrotor

Le quadrotor est composé de 4 hélices, les rotors de droite et gauche (1 et 3) tournent dans le sens des aiguilles d'une montre et les rotors de l'avant et l'arrière (2 et 4) tournent dans le sens inverse pour neutraliser le mouvement du drone [54]. Pour faire glisser le drone il suffit de varier la vitesse des rotors pour produire une force de poussée vers le sens désiré.

Un robot volant de type quadrotor possède deux mouvements de translations et trois mouvements de rotation [55] :

- Translation verticale.
- Translation horizontale.
- Mouvement de roulis.
- Mouvement de tangage.

— Mouvement de lacet.

### 2.3.1 Mouvement vertical

Afin de planer, toute la force de portance devrait seulement être le long de l'axe  $z$  avec une grandeur exactement opposée à la force de pesanteur. Par conséquent, la poussée produite par chaque rotor doit être identique. Les mouvements ascendant et descendant sont obtenus par la variation de la vitesse de rotation des moteurs (par conséquent la poussée produite). Si la force de portance est supérieure au poids du quadrotor, le mouvement est ascendant, et si la force de portance est inférieure au poids du quadrotor, le mouvement est descendant (voir figure 2.2 [13]) [55].

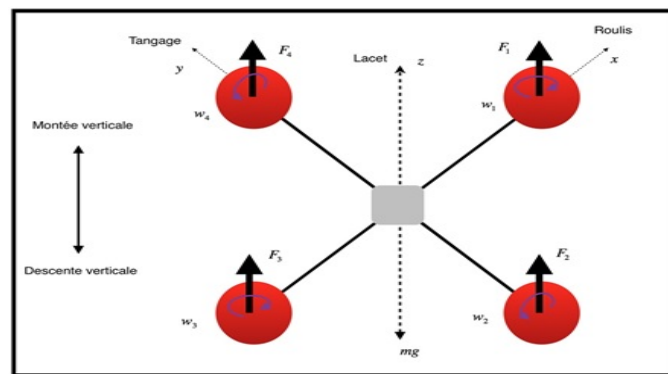


FIGURE 2.2 – Illustration du mouvement vertical.

### 2.3.2 Mouvement de roulis

La Figure 2.3[13] présente une illustration d'un mouvement de roulis pour un quadrotor. Dans ce cas, on applique un couple autour de l'axe  $x$ , c'est-à-dire en appliquant une différence de poussée entre le rotor 2 et le rotor 4. Ce mouvement (rotation autour de l'axe  $x$ ) est couplé avec un mouvement de translation selon l'axe  $y$  [55].

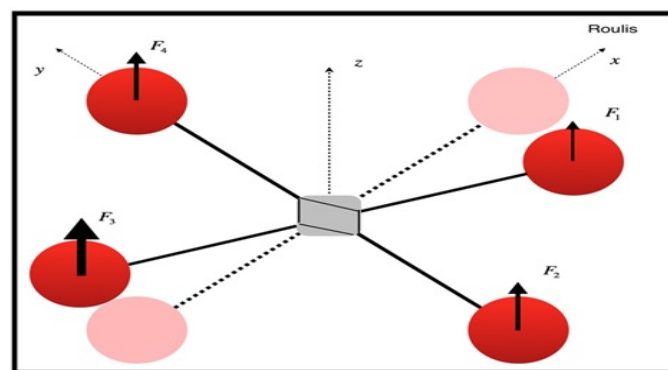


FIGURE 2.3 – Illustration du mouvement de roulis.

### 2.3.3 Mouvement de tangage

La figure 2.4[13] présente une illustration d'un mouvement de tangage pour un quadrotor. Ce mouvement est très ressemblant à celui du roulis et il est obtenu en augmentant (ou en



diminuant) la vitesse d'hélice arrière et en diminuant (ou en augmentant) la vitesse d'hélice d'avant. Ce mouvement (rotation autour de  $y$ ) est couplé avec un mouvement de translation selon l'axe  $x$  [55].

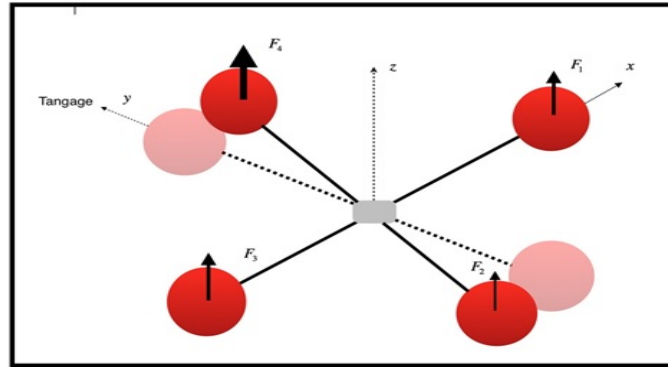


FIGURE 2.4 – Illustration du mouvement de tangage.

### 2.3.4 Mouvement de lacet

La Figure 2.5[13] présente une illustration d'un mouvement de lacet pour un quadrotor. Pour réaliser ce mouvement on applique une variance de vitesse entre les rotors 1,3 et les rotors 2,4 (i.e. 1,3 de même vitesse et 2,4 de même vitesse) pour faire une rotation autour de l'axe ( $z$ ).

La direction de la force de poussée ne décale pas pendant le mouvement, mais l'augmentation de la force de portance dans une paire de rotors doit être égale à la diminution des autres paires pour s'assurer que toute la force de poussée demeure la même [55].

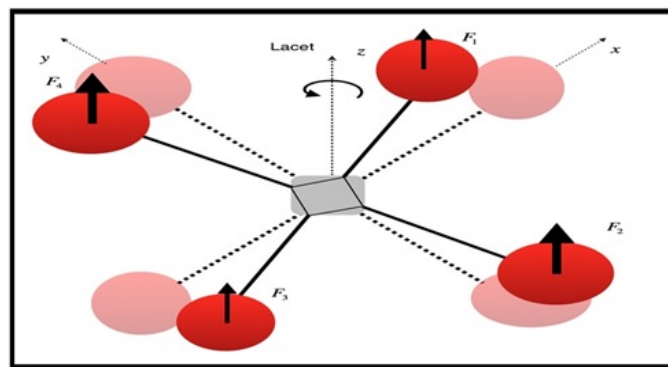


FIGURE 2.5 – Illustration du mouvement de lacet.

### 2.3.5 Mouvement de translation

La Figure 2.6[13] présente une illustration de translation horizontale pour un quadrotor. Il a le même principe que pour la translation verticale mais cette fois-ci dans le plan  $xy$ . Il faut augmenter les vitesses de rotation de façon à ce que la force de poussée maintient le quadrotor 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 » [56].

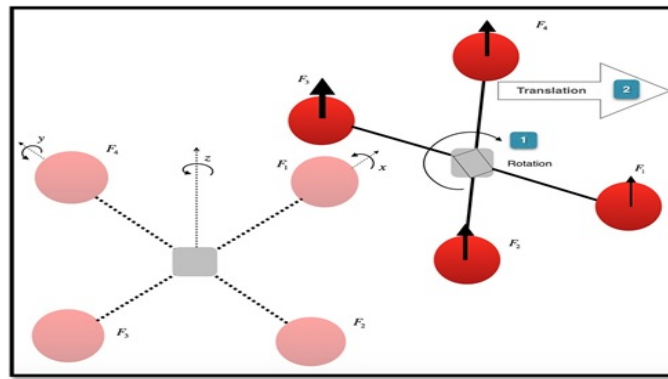


FIGURE 2.6 – Illustration du mouvement de translation.

## 2.4 Modèle dynamique du quadrotor

Le quadrotor est classé parmi les systèmes volants les plus complexes. Et pour cela la modélisation des robots volant est une tâche délicate et un peu complexe vu que la dynamique de ce type de robot volant est non linéaire et pleinement couplée [57]. Afin de pouvoir comprendre au mieux le modèle dynamique développé, nous considérons les hypothèses suivantes :

- La structure mécanique du quadrotor est supposée rigide et symétrique, ceci donne une matrice diagonale .
- Les hélices sont supposées rigides pour pouvoir négliger l'effet de leur déformation lors de la rotation.
- Le centre de masse du quadrotor et l'origine du repère lié à la terre se coïncident.
- La force de poussée et la force de traînée sont relatives à la somme des vitesses de rotation des moteurs aux carrés.

Pour développer un modèle dynamique du quadrotor (Figure 2.7[13]), on va utiliser deux repères soit un repère lié à la terre  $R^b (O, X, Y, Z)$  et un repère mobile  $R^m (o, x, y, z)$  associé au centre de la masse du quadrotor.

Le passage entre le repère mobile et le repère fixe est donné par une matrice dite la matrice de transformation  $T$  qui contient l'orientation et la position de repère mobile par rapport au repère fixe.

On choisit la convention d'axes suivants :

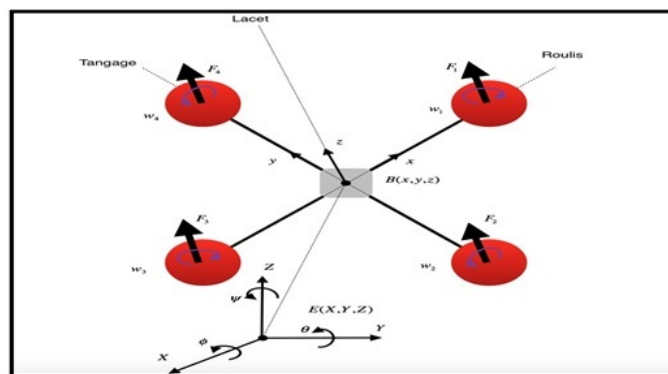


FIGURE 2.7 – Géométrie du quadrotor.

$$T = \begin{bmatrix} R & \xi \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

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.

### 2.4.1 Matrice de rotation

Nous définissons l'orientation du quadrotor autour de différents axes de la façon suivante [57] :

- Rotation de l'angle de roulis  $\phi$  autour de l'axe  $x$  ( $-\pi < \phi < \pi$ ).
- Rotation de l'angle de tangage  $\theta$  autour de l'axe  $y$  ( $-\frac{\pi}{2} < \theta < \frac{\pi}{2}$ ).
- Rotation de l'angle de lacet  $\psi$  autour de l'axe  $z$  ( $-\pi < \psi < \pi$ ).

Les angles d'Euler  $\theta$ ,  $\phi$  et  $\psi$  respectivement tangage, roulis et lacet, sont utilisés pour déterminer l'orientation du repère dU quadrotor par rapport au repère inertiel.

En utilisant les angles d'Euler, les matrices des rotations sont :

- La rotation autour de  $x$  par l'angle  $\phi$  traduite par la matrice :

$$R(x, \phi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi & c\phi \end{pmatrix} \quad (2.2)$$

- La rotation autour de  $y$  par l'angle  $\theta$  traduite par la matrice :

$$R(y, \theta) = \begin{pmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\theta & 0 & c\theta \end{pmatrix} \quad (2.3)$$

- La rotation autour de  $z$  par l'angle  $\psi$  traduite par la matrice :

$$R(z, \psi) = \begin{pmatrix} c\psi & s\psi & 0 \\ -s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (2.4)$$

En multipliant les trois matrices (2.2), (2.3), (2.4), nous obtenons la matrice de rotation totale suivante :

$$R(\phi, \theta, \psi) = (x, \phi) * (y, \theta) * (z, \psi) \quad (2.5)$$

D'après (2.5) on obtient :

$$R(\phi, \theta, \psi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi & c\phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\theta & 0 & c\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} c\psi & s\psi & 0 \\ -s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (2.6)$$

$$R(\phi, \theta, \psi) = \begin{pmatrix} c\theta c\psi & c\psi s\theta s\phi - s\psi c\phi & c\psi s\theta s\phi + s\psi s\phi \\ c\theta s\psi & s\psi s\theta s\phi + c\psi c\phi & s\psi s\theta c\phi - c\psi s\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{pmatrix} \quad (2.7)$$

R : matrice de rotation

Avec  $c = \cos$  et  $s = \sin$ .

Dans le repère terrestre  $R_E$ , le mouvement de rotation du quadrotor est décrit par les variables  $(\phi, \theta, \psi)$ . Cependant, dans le repère lié au solide  $R_B$ , la vitesse de rotation est décrite par les rotations de roulis, tangage et lacet  $(P, Q, R)$ , respectivement. La relation entre ces deux ensembles de variables peut être montrée comme suit :

$$\Omega = \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + R(x, \phi)^{-1} \times \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + (R(y, \theta) \times R(z, \psi))^{-1} \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

D'où :

$$\begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s\theta \\ 0 & c\phi & s\phi c\theta \\ 0 & -s\phi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

et inversement :

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & s\phi t\theta & c\phi t\theta \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & \frac{s\phi}{c\theta} & \frac{c\phi}{c\theta} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

Avec :  $t = tg$

Dans le cas où le quadrotor réalise des mouvements angulaires de faibles amplitudes :

$$\begin{cases} c\phi = c\theta = c\psi = 1 \\ s\phi = s\theta = s\psi = 0 \end{cases} \quad (2.11)$$

Le vecteur  $[P \ Q \ R]^T$  peut être assimilé à  $[\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T$

## 2.4.2 Effets physiques agissants sur le quadrotor

Le quadrotor est classé dans la catégorie des systèmes volants les plus complexes vu le nombre d'effets physiques qui affectent sa dynamique.

### 2.4.2.1 Les Forces

— Le poids donné par :

$$P = mg \quad (2.12)$$

Où :

$m$  : La masse totale

$g$  : L'accélération de la pesanteur qui est égale à  $9.8m.s^{-2}$

— **les forces de poussée :**

Ce sont des forces orthogonales sur le plan des hélices, provoquées par la rotation des moteurs et relatives au carrée de la vitesse de rotation des moteurs :

$$F_i = C_T \omega_i^2 \quad (2.13)$$

Avec :  $i = \overline{1 : 4}^1$

$C_T$  : est le coefficient de portance.

— **Les forces de traînée :**

C'est la résultante entre la force de pression et la force de frottement visqueux. Dans ce cas, on a deux forces de traînée procédant sur le système :

$$T_i = C_q \omega_i^2 \quad (2.14)$$

Avec  $C_q$  est le coefficient traînée.

— **La traînée selon les axes (x, y, z) :**

Elle est due au mouvement du corps du quadrotor.

$$F_t = K_{ft} v \quad (2.15)$$

Avec :  $K_{ft}$  le coefficient de traînée de translation et  $v$  la vitesse linéaire.

### 2.4.2.2 Les Moments

Il existe différents moments qui agissent sur le quadrotor, ces moments sont à l'origine de la force de poussée et de la force de traînée et aux effets gyroscopiques.

#### 1. Moment dus aux forces de poussée :

— **La rotation autour de l'axe x :** elle est due au moment créé par la différence entre les forces de portance des rotors , ce moment est défini par la relation suivante :

$$M_x = d_x(-F_1 + F_2 + F_3 - F_4) = d_x C_T(-\bar{\omega}_1^2 + \bar{\omega}_2^2 + \bar{\omega}_3^2 - \bar{\omega}_4^2) \quad (2.16)$$

— **La rotation autour de l'axe y :** elle est due au moment crié par la différence entre les forces de portance des rotors, ce moment est donné par la relation suivante :

$$M_y = d_x(-F_1 - F_2 + F_3 + F_4) = d_x C_T(-\bar{\omega}_1^2 - \bar{\omega}_2^2 + \bar{\omega}_3^2 + \bar{\omega}_4^2) \quad (2.17)$$

$$d_x = d_+ \sin(45^\circ)$$

$d_+$  : longueur du bras du centre du quadrotor au centre du moteur.

#### 1. Moments dus aux forces de traînée :

— **La rotation autour de l'axe z :** c'est le moment créé par les couples de traînée dans chaque hélice, ce moment est exprimé sous la forme suivante :

$$M_z = C_q(-\bar{\omega}_1^2 + \bar{\omega}_2^2 - \bar{\omega}_3^2 + \bar{\omega}_4^2) \quad (2.18)$$

— **Moment résultant des frottements aérodynamiques** : il est donné par :

$$M_a = K_{fa}\Omega^2 \quad (2.19)$$

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

### 2.4.2.3 Effet gyroscopique

L'effet gyroscopique se définit comme la difficulté de modifier la position ou l'orientation du plan de rotation d'une masse tournante. L'effet gyroscopique est ainsi nommé en référence au mode de fonctionnement du gyroscope, appareil de contrôle de mouvement utilisé pour ce type d'appareil [9]. Dans notre cas, il y a deux moments gyroscopiques, le premier est le moment gyroscopique des hélices :

$$M_{gh} = \sum_{i=1}^4 \Omega \wedge J_r [0 \ 0 \ (-1)^{i+1} \ \omega_i]^T \quad (2.20)$$

Avec :

Ensuite, il y a le moment gyroscopique dû aux mouvements de l'appareil, il est donné par la relation suivante :

$$M_{gh} = \Omega \wedge J\Omega \quad (2.21)$$

Avec  $J$  est l'inertie du système.

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

Après avoir décrit les différentes équations, nous pouvons maintenant élaborer le modèle mathématique en utilisant la formulation de Newton-Euler, les équations sont alors notées sous la forme suivante [58, 59, 60, 61] :

$$\begin{cases} \dot{\zeta} = v \\ m\ddot{\zeta} = F_f + F_t + F_g \\ \dot{R} = RS(\Omega) \\ J\dot{\Omega} = -\Omega \wedge J\Omega + M_f - M_a - M_{gh} \end{cases} \quad (2.22)$$

Avec :

$\zeta$  : est le vecteur de position du quadrotor ;

$m$  : la masse totale du quadrotor ;

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

$R$  : La matrice de rotation ;

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

$$J = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (2.23)$$

Tout comme à l'importance de la masse des UAV dans la description du mouvement de translation, les paramètres du mouvement de rotation des UAV nous obligent à décrire de manière mathématique le moment d'inertie de la masse,  $J$ . Cependant, contrairement à la propriété de masse,  $J$  est une sorte de masse fabriquée par rapport au centre de masse des objets et non pas simplement atteinte en pesant le drone. Cela nécessite une analyse par morceaux de la Conception du drone.

Il convient de noter que, en raison de notre hypothèse de symétrie, nous supposons que  $I_x = I_y$ . L'approche prescrite par [62] décompose les composantes de dans chaque cas ( $I_x, I_y, I_z$ ) en sections additives plus petites. Ces sections simplifiées doivent être mesurées et pesées, et le théorème des axes parallèles de Huygens-Steiner sera utilisé pour déterminer la contribution au moment d'inertie de chaque composant autour des axes  $x, y$  et  $z$  du drone. L'UAV est ainsi décomposé en 4 segments(figures 2.8 2.9 2.10 2.11 [62]).

— Moteur :

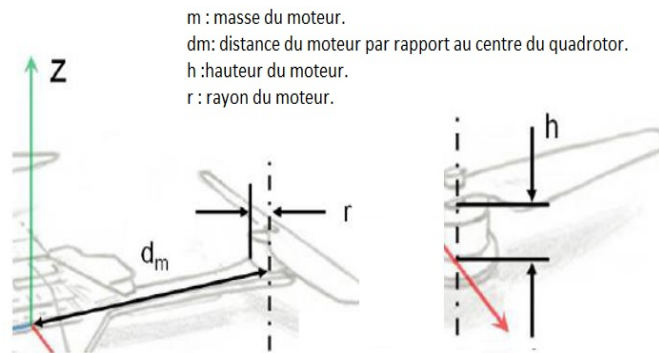


FIGURE 2.8 – Calcul du moment 1.

$$I_{x,M} = I_{y,M} = 2 \left[ \frac{1}{4}mr^2 + \frac{1}{3}mh^2 \right] + 2 \left[ \frac{1}{4}mr^2 + \frac{1}{3}mh^2 + md_m^2 \right] \quad (2.24)$$

$$I_{z,M} = 4 \left[ \frac{1}{4}mr^2 + md_m^2 \right] \quad (2.25)$$

— Contrôleur de vitesse électronique (ESC) :

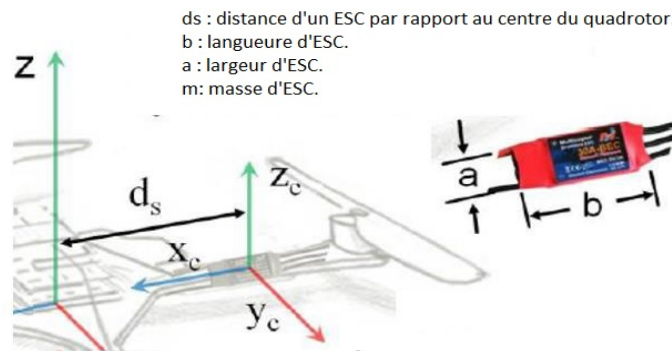


FIGURE 2.9 – Calcul du moment 2.

$$I_{x,S} = I_{y,S} = 2 \left[ \frac{1}{12} m a^2 \right] + 2 \left[ \frac{1}{12} m b^2 + m d_s^2 \right] \quad (2.26)$$

$$I_{z,S} = 4 \left[ \frac{1}{12} m (a^2 + b^2) + m d_s^2 \right] \quad (2.27)$$

— Châssis :

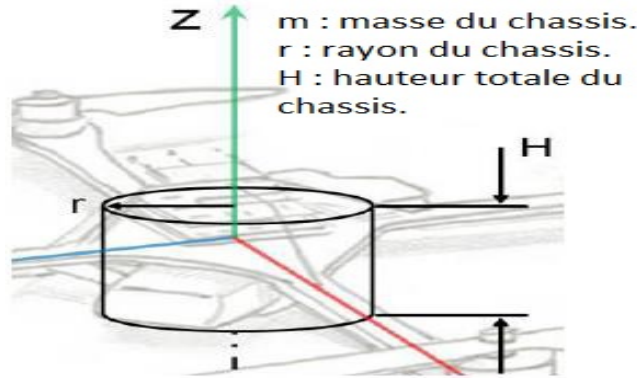


FIGURE 2.10 – Calcul du moment 3.

$$I_{x,C} = J_{y,C} = \left[ \frac{1}{4} m r^2 + \frac{1}{12} m H^2 \right] \quad (2.28)$$

$$I_{z,C} = \left[ \frac{1}{4} m r^2 \right] \quad (2.29)$$

— Bras :

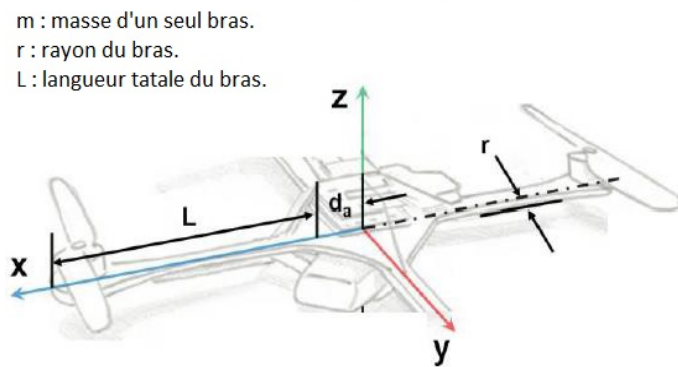


FIGURE 2.11 – Calcul du moment 4.

$$I_{x,B} = I_{y,B} = 2 \left[ \frac{1}{2} m r^2 \right] + 2 \left[ \frac{1}{4} m r^2 + \frac{1}{3} m L^2 + m d_B^2 \right] \quad (2.30)$$

$$I_{z,B} = 4 \left[ \frac{1}{4} m r^2 + \frac{1}{3} m L^2 + m d_B^2 \right] \quad (2.31)$$



$$I_i = I_{i,M} + I_{i,S} + I_{i,C} + I_{i,B} \quad (2.32)$$

Pour  $i = x, y, z$

$S$  : est la matrice antisymétrique, pour un vecteur de vélocité  $\Omega = [P \ Q \ R]^T$ , elle est donnée par :

$$S = \begin{bmatrix} 0 & -R & Q \\ R & 0 & -P \\ -Q & P & 0 \end{bmatrix} \quad (2.33)$$

$\wedge$  : Le produit vectoriel.

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

$$F_f = R \times [0 \ 0 \ \sum_{i=1}^4 F_i]^T \quad (2.34)$$

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

$$F_t = \begin{bmatrix} -K_{ftx} & 0 & 0 \\ 0 & -K_{fity} & 0 \\ 0 & 0 & -K_{ftz} \end{bmatrix} \dot{\zeta} \quad (2.35)$$

$K_{ftx}, K_{fity}, K_{ftz}$  : Les coefficients de traînée de translation.

$F_g$  : force de gravité, elle est donnée par :

$$F_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (2.36)$$

$M_f$  : Moment provoqué par les forces de poussée et de traînée.

$$M_f = \begin{bmatrix} d_x(-F_1 + F_2 + F_3 - F_4) \\ d_x(-F_1 - F_2 + F_3 + F_4) \\ C_q(-\bar{\omega}_1^2 + \bar{\omega}_2^2 - \bar{\omega}_3^2 + \bar{\omega}_4^2) \end{bmatrix} \quad (2.37)$$

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

$$M_a = \begin{bmatrix} K_{fax}P^2 \\ k_{fay}Q^2 \\ K_{faz}R^2 \end{bmatrix} \quad (2.38)$$

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

### A. Équations du mouvement de translation :

$$m\ddot{\zeta} = F_f + F_t + F_g. \quad (2.39)$$

Faire le remplacement suivant et prendre le composant du donne, l'équation dynamique pour le mouvement de translation :

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} \quad (2.40)$$

On remplace chaque force par sa formule, on trouve :

$$M \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\phi c\psi s\theta + s\phi s\psi \\ c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ c\phi c\theta \end{bmatrix} \sum_{i=1}^4 F_i - \begin{bmatrix} K_{ftx}U \\ K_{fity}V \\ K_{ftz}W \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \quad (2.41)$$

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

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{1}{m}(c\phi c\psi s\theta + s\phi s\psi) \left( \sum_{i=1}^4 F_i \right) - \frac{K_{ftx}}{m}U \\ \ddot{y} = \frac{1}{m}(c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi) \left( \sum_{i=1}^4 F_i \right) - \frac{K_{fity}}{m}V \\ \ddot{z} = \frac{1}{m}(c\phi c\theta) \left( \sum_{i=1}^4 F_i \right) - \frac{K_{ftz}}{m}W - g \end{cases} \quad (2.42)$$

### B. Équations du mouvement de rotation :

On a :

$$J\dot{\Omega} = -M_{gh} - M_{gh} - M_a + M_f \quad (2.43)$$

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

$$\begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \wedge \left( \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \right) - \begin{bmatrix} J_r \bar{\Omega}_r Q \\ -J_r \bar{\Omega}_r P \\ 0 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} K_{fax} P^2 \\ K_{fay} Q^2 \\ K_{faz} R^2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} d_x C_T (-\bar{\omega}_1^2 + \bar{\omega}_2^2 + \bar{\omega}_3^2 - \bar{\omega}_4^2) \\ d_x C_T (-\bar{\omega}_1^2 - \bar{\omega}_2^2 + \bar{\omega}_3^2 + \bar{\omega}_4^2) \\ C_q (-\bar{\omega}_1^2 + \bar{\omega}_2^2 - \bar{\omega}_3^2 + \bar{\omega}_4^2) \end{bmatrix} \quad (2.44)$$

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

$$\begin{cases} I_x \ddot{\phi} = -QR(I_z - I_y) - J_r \bar{\Omega}_r Q - K_{fax} P^2 + d_x C_T (-\bar{\omega}_1^2 + \bar{\omega}_2^2 + \bar{\omega}_3^2 - \bar{\omega}_4^2) \\ I_y \ddot{\theta} = PR(I_z - I_x) + J_r \bar{\Omega}_r P - K_{fay} Q^2 + d_x C_T (-\bar{\omega}_1^2 - \bar{\omega}_2^2 + \bar{\omega}_3^2 + \bar{\omega}_4^2) \\ I_z \ddot{\psi} = -PQ(I_y - I_x) - K_{faz} R^2 + C_q (-\bar{\omega}_1^2 + \bar{\omega}_2^2 - \bar{\omega}_3^2 + \bar{\omega}_4^2) \end{cases} \quad (2.45)$$

Notant que  $u_1, u_2, u_3$  et  $u_4$  sont les entrées de commande (de translation selon l'axe «x, y, z» et la rotation selon lacet) du système et qui s'écrivent en fonction des vitesses angulaires des quatre rotors comme suit :

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_T & C_T & C_T & C_T \\ -d_x C_T & d_x C_T & d_x C_T & -d_x C_T \\ -d_x C_T & -d_x C_T & d_x C_T & d_x C_T \\ -C_q & C_q & -C_q & C_q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{\omega}_1^2 \\ \bar{\omega}_2^2 \\ \bar{\omega}_3^2 \\ \bar{\omega}_4^2 \end{bmatrix} \quad (2.46)$$

Et :

$$\bar{\Omega}_r = \omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4 \quad (2.47)$$

Avec  $\bar{\Omega}_r$  est la vitesse relative des rotors.

À des fins de contrôle, une régression linéaire est nécessaire pour convertir les valeurs de commande d'accélération (étrangement) en valeurs *RPM*.

$$\bar{\omega}_{ss} = (\text{Accélération}\% * C_r) + b \quad (2.48)$$

Avec :

$\bar{\omega}_{ss}$  : le régime moteur attendu *RPM*.

Accélération% : est la commande de pourcentage d'accélération.

$C_r$  : Coefficient de conversion Accélération % en tr/min.

$b$  : l'ordonnée à l'origine de la relation de régression linéaire.

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

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \frac{(I_y - I_z)}{I_x} QR - \frac{J_r \bar{\Omega}_r}{I_x} Q - \frac{K_{fax}}{I_x} P^2 + \frac{l}{I_x} u_2 \\ \ddot{\theta} = \frac{(I_z - I_x)}{I_y} PR + \frac{J_r \bar{\Omega}_r}{I_y} P - \frac{K_{fay}}{I_y} Q^2 + \frac{l}{I_y} u_3 \\ \ddot{\psi} = \frac{(I_x - I_y)}{I_z} QP - \frac{K_{faz}}{I_z} R^2 + \frac{l}{I_z} u_4 \\ \ddot{x} = -\frac{K_{fax}}{m} U + \frac{1}{m} u_x u_1 \\ \ddot{y} = -\frac{K_{fay}}{m} V + \frac{1}{m} u_y u_1 \\ \ddot{z} = -\frac{K_{faz}}{m} W - g + \frac{\cos(\phi) \cos(\theta)}{m} u_1 \end{cases} \quad (2.49)$$

avec :

$$\begin{cases} u_x = (c\phi c\psi s\theta + s\phi s\psi) \\ u_y = (c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi) \end{cases} \quad (2.50)$$

### C. Dynamique du rotor :

Le rotor est un ensemble d'élément constitué d'un moteur à courant continu entraînant une hélice via un réducteur, le moteur à courant continu est régi par les équations dynamiques suivantes :

$$\begin{cases} V_m = ri + L \frac{di}{dt} + K_e \omega \\ K_m i = J_r \frac{d\omega}{dt} + C_s + K_r \omega^2 \end{cases} \quad (2.51)$$

Les différents paramètres du moteur sont définis comme suit :

$V_m$  : est la tension d'entrée du moteur.

$\omega$  : est la vitesse angulaire du rotor.

$K_e, K_m$  : représentent respectivement les constantes des couples électrique et mécanique.

$K_r$  : est la constante du couple de charge.

$r, L$  : la résistance du moteur et l'inductance.

$J_r$  : l'inertie du rotor.

$C_s$  : représente le frottement sec.

En négligeant l'effet inductif des moteurs à cause de leur taille réduite, le modèle dynamique des moteurs est approximé par :

$$\dot{\omega}_i = bV_{mi} - \beta_0 - \beta_1\omega_i - \beta_2\omega_i^2 \quad (2.52)$$

avec :

$$\beta_0 = \frac{C_s}{J_r}, \beta_1 = \frac{K_e K_m}{r J_r}, \beta_2 = \frac{K_r}{J_r} \text{ et } b = \frac{K_m}{r J_r}$$

#### 2.4.4 La représentation d'état du système Pour un système

Pour un système physique, il existe une multitude de représentations d'état, dans notre cas on considère :

$$\begin{aligned} X &= (\phi \ P \ \theta \ Q \ \psi \ R \ x \ U \ y \ V \ z \ W)^T \\ &= (x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4 \ x_5 \ x_6 \ x_7 \ x_8 \ x_9 \ x_{10} \ x_{11} \ x_{12})^T \end{aligned} \quad (2.53)$$

On obtient la représentation d'état suivante :

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = a_1 x_4 x_6 + a_2 x_2^2 + a_3 \bar{\Omega}_r x_4 + b_1 u_2 \\ \dot{x}_3 = x_4 \\ \dot{x}_4 = a_4 x_2 x_6 + a_5 x_4^2 + a_6 \bar{\Omega}_r x_2 + b_2 u_3 \\ \dot{x}_5 = x_6 \\ \dot{x}_6 = a_7 x_2 x_4 + a_8 x_6^2 + b_3 u_4 \\ \dot{x}_7 = x_8 \\ \dot{x}_8 = a_9 x_8 + \frac{1}{m} u_x u_1 \\ \dot{x}_9 = x_{10} \\ \dot{x}_{10} = a_{10} x_{10} + \frac{1}{m} u_y u_1 \\ \dot{x}_{11} = x_{12} \\ \dot{x}_{12} = a_{11} x_{12} + \frac{\cos(\phi) \cos(\theta)}{m} u_1 - g \end{array} \right. \quad (2.54)$$

avec :

$$\left\{ \begin{array}{l} a_1 = \frac{(I_y - I_z)}{I_z}, a_2 = -\frac{K_{fax}}{I_x}, a_3 = -\frac{J_r}{I_x}, a_4 = \frac{(I_z - I_x)}{I_y}, a_5 = -\frac{K_{fay}}{I_y}, a_6 = \frac{J_r}{I_y}, \\ a_7 = \frac{(I_x - I_y)}{I_z}, a_8 = -\frac{K_{faz}}{I_z}, a_9 = -\frac{K_{fax}}{m}, a_{10} = -\frac{K_{fay}}{m}, a_{11} = -\frac{K_{faz}}{m}, b_1 = \frac{l}{I_x}, \\ b_2 = \frac{l}{I_y}, b_3 = \frac{l}{I_z}, \end{array} \right. \quad (2.55)$$

## 2.5 Conclusion

Ce chapitre permet au lecteur d'avoir des concepts préliminaires sur les robots volants et leur principe de fonctionnement. Le quadrotor est l'un des robots volants qui sont en investigation ces dernières années. Nous avons présenté une modélisation analytique d'un drone à six degrés de liberté de type quadrotor. Sa modélisation a été établie par l'usage du formalisme de Newton-Euler, ce formalisme nous a permis d'établir le modèle dynamique du quadrotor.

A partir du modèle obtenu, nous concluons que le modèle établi montre la nature couplée, complexe, non linéaire, et l'interaction entre les états du système peut se voir clairement, multi-variable et sous-actionné de ce système. Le modèle obtenu sera utilisé, dans le chapitre suivant, pour mettre en œuvre les différentes lois de commande pour stabiliser ce système.

# Algorithme de Contrôle et Simulation Numérique

## Sommaire

---

|            |   |           |
|------------|---|-----------|
| <b>3.1</b> | <b>Introduction</b>                               | <b>32</b> |
| <b>3.2</b> | <b>Asservissement et régulation</b>               | <b>33</b> |
| 3.2.1      | Régulateur proportionnel P                        | 33        |
| 3.2.2      | Régulateur proportionnel-intégrale PI             | 33        |
| 3.2.3      | Régulateur proportionnel-intégrale-dérivée PID    | 34        |
| <b>3.3</b> | <b>Régulation <i>PID</i></b>                      | <b>35</b> |
| 3.3.1      | Contrôle de roulis                                | 35        |
| 3.3.2      | Contrôle de tangage                               | 36        |
| 3.3.3      | Contrôle de lacet                                 | 36        |
| 3.3.4      | Contrôle d'altitude                               | 37        |
| <b>3.4</b> | <b>Structure du système</b>                       | <b>38</b> |
| 3.4.1      | Contrôle d'attitude                               | 38        |
| 3.4.2      | Contrôle de position                              | 40        |
| <b>3.5</b> | <b>Caractéristiques du quadrotor</b>              | <b>41</b> |
| <b>3.6</b> | <b>Conditions initiales</b>                       | <b>41</b> |
| <b>3.7</b> | <b>Simulation et interprétation des résultats</b> | <b>42</b> |
| 3.7.1      | Contrôle d'attitude                               | 42        |
| 3.7.2      | Contrôle de position                              | 45        |
| <b>3.8</b> | <b>Conclusion</b>                                 | <b>49</b> |

---

## 3.1 Introduction

Afin de pouvoir piloter et gérer un quadrotor, plusieurs algorithmes de contrôle peuvent être appliqués pour construire des lois de commande.

Au cours de ce chapitre nous nous intéressons au système de contrôle d'un drone quadrotor. Nous allons voir comment contrôler les différents mouvements en utilisant la technique PID tout en testant le modèle de simulation réalisé sous MATLAB qui permet de générer des lois de commande pour la stabilisation, où il est facile d'évaluer les performances du système avec une approche mathématique.

Nous allons simuler le modèle expliqué dans le chapitre précédent, et discuter les différents résultats qu'on a obtenus avec les différentes valeurs. Ce chapitre a pour but d'illustrer la déstabilisation et la stabilisation du quadrotor selon les valeurs du régulateur PID. Les résultats sont présentés à l'aide de l'outil scope sous SIMULIK ou la commande plot dans un script MATLAB.

## 3.2 Asservissement et régulation

Un asservissement est un algorithme dont l'objet principal est d'atteindre le plus rapidement possible sa valeur de consigne et de la maintenir, quelles que soient les perturbations externes. Le principe général est de comparer la consigne et l'état du système de manière à le corriger efficacement. La régulation (ou constante d'asservissement) doit agir pour qu'une mesure soit égale à une consigne (en réalité, il suffit qu'elle soit aussi proche que possible).

Si l'on cherche à atteindre un point de consigne pouvant évoluer dans le temps selon une loi mathématique appropriée, on parlera de poursuite ou d'asservissement. Si on veut éliminer les perturbations pour qu'une valeur reste constante, on parlera de régulation [63]. Il existe plusieurs types de régulateurs :

### 3.2.1 Régulateur proportionnel P

Dans le cas du contrôle proportionnel, l'erreur est virtuellement amplifiée d'un certain gain constant qui devra être déterminé en fonction du système [64].

$$u(t) = K_P \times \varepsilon(t) \quad (3.1)$$

Où :

$K_P$  est le gain et  $u(t)$  est la commande.

L'idée est d'accroître l'effet de l'erreur sur le système afin qu'il réagisse plus rapidement aux modifications des instructions. Plus la valeur de  $K_P$  est élevée, plus la réponse est grande. D'autre part, la stabilité du système est détériorée et dans le cas d'un  $K_P$  disproportionné, le système peut même diverger. L'action proportionnelle applique une correction instantanée à toute différence entre la mesure et la valeur de consigne. Plus la perturbation est grande, plus la correction effectuée est importante. Ce composant seul ne permet pas une grande précision, en particulier dans les systèmes à faible inertie.

### 3.2.2 Régulateur proportionnel-intégrale PI

Au contrôle proportionnel, on peut ajouter l'intégration de l'erreur. Dans ce cas, nous obtenons une régulation *PI* (proportionnelle et intégrée). L'erreur entre la valeur de consigne et la mesure est ici intégrée en fonction du temps et multipliée par une constante qui devra également être déterminée en fonction du système.

$$u(t) = K_P \times \varepsilon(t) + K_I \int \varepsilon(t) dt \quad (3.2)$$

Où :

$K_I$  est la constante d'intégration. L'intégrale est réalisée sur une période définie.

Pourquoi devons-nous ajouter cette fonctionnalité à notre organisme de contrôle ?

Parce que dans un simple contrôle proportionnel, il y a une erreur statique. Lorsque le système approche de son point de consigne, l'erreur n'est plus suffisante pour faire avancer le moteur. Le terme intégral permet ainsi de compenser l'erreur statique et fournit par conséquent un système plus stable en régime établi. Plus le  $K_I$  est élevé, plus l'erreur statique est grande. Cette composante apporte une notion de temps d'intégration à la correction, cette notion de temps est généralement exprimée en secondes. Cette action est complémentaire à l'action proportionnelle, elle permet de stabiliser l'action proportionnelle dans le temps, plus l'erreur mesurée est constante, plus la correction est constante [53, 64].

### 3.2.3 Régulateur proportionnel-intégrale-dérivée PID

Pour obtenir le contrôle *PID*, nous devons ajouter un terme à nouveau. Cela consiste à déduire l'erreur entre la consigne et la mesure en fonction du temps et à la multiplier également par une constante [64].

Dans le domaine de l'automatique, il existe de nombreux types de régulateurs. Le plus classique d'entre eux est le régulateur *PID*, mais il existe également un autre type de contrôleur logique flou ou de régulateurs à rétroaction. Pour un drone de type quadrotor destiné à une utilisation de loisir, il sera limité à un régulateur *PID*, son principe de fonctionnement réside dans une comparaison entre la consigne souhaitée et la valeur réelle de l'état du système : plus l'écart est minime plus le système converge vers le contrôle souhaité, cette différence représente le taux d'erreur généralement accepté avec un taux ne dépassant pas 5%.

Dans le domaine de l'industrie, la plupart des contrôleurs utilisés sont des contrôleurs *PID*. Les raisons de ce succès sont sa structure simple et sa haute performance dans plusieurs processus [65]. En robotique, les techniques *PID* représentent les bases du contrôle. La structure traditionnelle de *PID* est composée de trois facteurs, la Figure 3.1 et l'équation (3.3) [65].

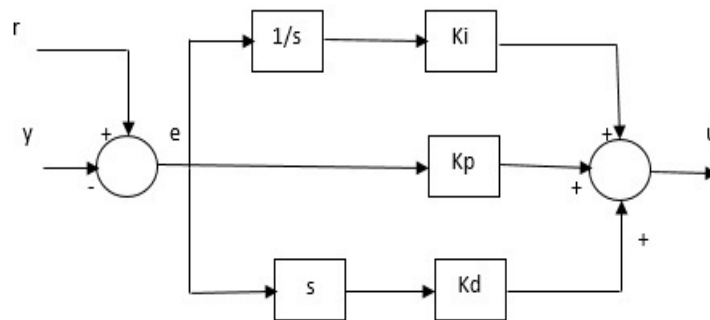


FIGURE 3.1 – Structure de *PID* traditionnelle

Les blocs  $1/s$  et  $s$  représentent respectivement les opérations d'intégration et de dérivation dans le domaine de Laplace.

La formule qui régit la loi de commande pour le régulateur *PID* est décrite comme suit :

$$u(t) = K_P e(t) + K_I \int_0^t e(\tau) d\tau + K_D \frac{de(t)}{dt} \quad (3.3)$$

Avec :



$u$  : La variable générique contrôlée.

$e$  : L'erreur entre la tâche  $r$  et la sortie du processus  $y$ .

$K_P$  : Coefficient proportionnel.

$K_I$  : Coefficient intégral.

$K_D$  : Coefficient dérivé.

- $P$  pour proportionnelle, on multiplie l'erreur par un gain  $K_P$ .
- $I$  désigne l'intégrale de l'erreur, multipliée par un gain  $K_I$ .
- $D$  désigne la dérivée de l'erreur multipliée par un gain  $K_D$ .

### 3.3 Régulation $PID$

L'attitude de l'UAV est à tout moment déterminée par les valeurs de roulis  $\phi$ , de tangage  $\theta$  et de lacet  $\psi$  par rapport à la terre (châssis inertiel). Afin de maintenir l'équilibre et d'obtenir un vol utile, ces paramètres doivent être ajustés en permanence. Notre modèle Simulink et nos micro-contrôleurs physiques utilisent la méthode de contrôle  $PID$  susmentionnée pour orienter ces variables comme souhaité.

1. Contrôle de roulis.
2. Contrôle de tangage.
3. Contrôle de lacet.
4. Contrôle d'altitude.

#### 3.3.1 Contrôle de roulis

La régulation de la commande de roulis nécessite les trois entrées d'informations concernant ce mouvement. la valeur de l'angle  $\phi$  désiré, l'angle de roulis mesuré et la vitesse angulaire du quadrotor suivant l'axe  $x$  (figure 3.2). La différence entre le roulis désiré et le roulis mesuré donne le signal d'erreur qui passera par un régulateur  $PID$  afin d'être régulé. Le signal de sortie sera encore une fois comparé au signal de la vitesse angulaire du quadrotor suivant l'axe  $x$ , le résultat donnera Vitesse de roulis corrigé.

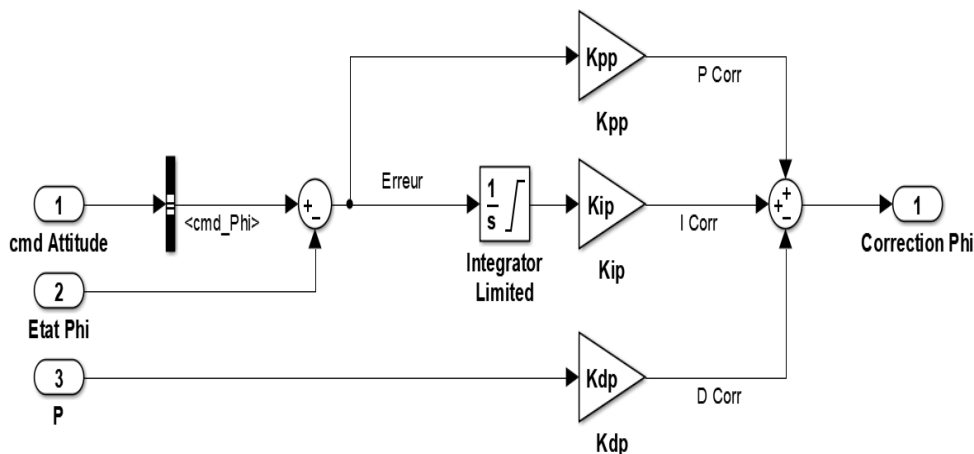


FIGURE 3.2 – Bloc de contrôle de roulis

Où :

- *Cmd Attitude* : Contient la valeur de l'angle  $\phi_{cmd}$  désiré.
- *Etat Phi* : L'angle de roulis mesuré.
- *P* : La vitesse angulaire du quadrotor suivant l'axe  $x$ .
- *Correction Phi* : Vitesse de roulis corrigé.
- $K_{pp}, K_{ip}, K_{dp}$  : Trois paramètres de contrôle.

### 3.3.2 Contrôle de tangage

La régulation de la commande de tangage nécessite les trois entrées d'informations concernant ce mouvement. La valeur de l'angle  $\theta$  désiré, l'angle de tangage mesuré et la vitesse angulaire du quadrotor suivant l'axe  $y$  (figure 3.3). La différence entre le tangage désiré et le tangage mesuré donne le signal d'erreur qui passera par un régulateur *PID* afin d'être régulé. Le signal de sortie sera encore une fois comparé au signal de La vitesse angulaire du quadrotor suivant l'axe  $y$ , le résultat donnera Vitesse de tangage corrigé.

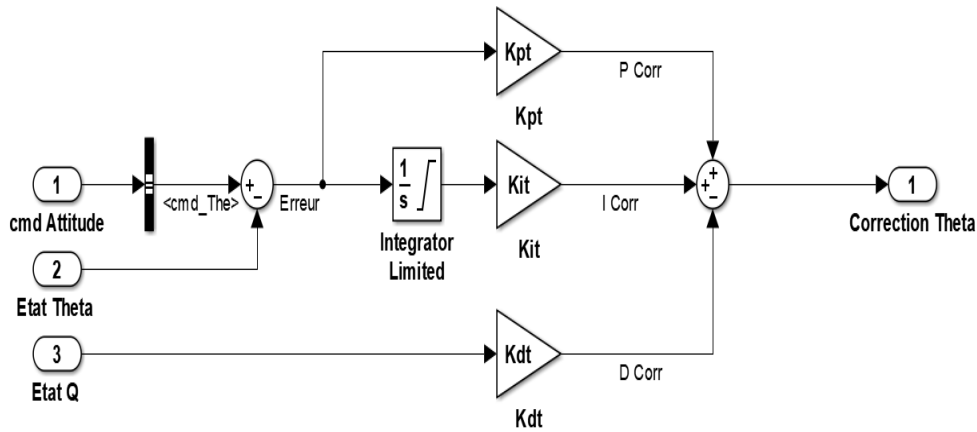


FIGURE 3.3 – Bloc de contrôle de tangage

Où :

- *Cmd Attitude* : Contient la valeur de l'angle  $\theta_{cmd}$  désiré.
- *Etat Theta* : L'angle de tangage mesuré.
- *Q* : La vitesse angulaire du quadrotor suivant l'axe  $y$ .
- *correction Theta* : Vitesse de tangage corrigé.
- $K_{pt}, K_{it}, K_{dt}$  : Trois paramètres de contrôle.

### 3.3.3 Contrôle de lacet

La régulation de la commande de lacet nécessite les trois entrées d'informations concernant ce mouvement. La valeur de l'angle  $\psi_{cmd}$  désiré, l'angle de lacet mesuré et la vitesse angulaire du quadrotor suivant l'axe  $z$  (figure3.4). La différence entre le lacet désiré et le lacet mesuré donne le signal d'erreur qui passera par un régulateur *PID* afin d'être régulé le signal de sortie sera encore une fois comparé au signal de La vitesse angulaire du quadrotor suivant l'axe  $z$  donnera Vitesse de lacet corrigé .

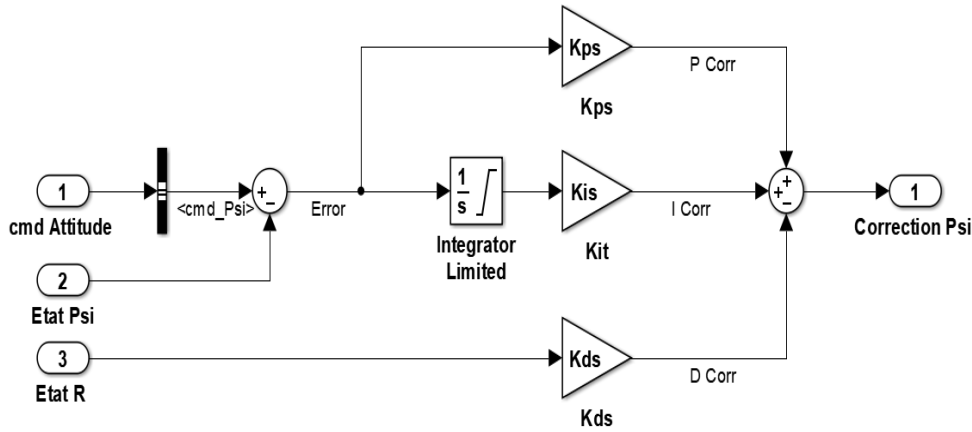


FIGURE 3.4 – Bloc de contrôle de lacet

Où :

- *Cmd Attitude* : Contient la valeur de l'angle  $\psi_{cmd}$  désiré.
- *Etat Psi* : L'angle de lacet mesuré.
- *R* : La vitesse angulaire du quadrotor suivant l'axe  $z$ .
- *correction Psi* : Vitesse de lacet corrigé.
- $K_{ps}, K_{is}, K_{ds}$  : Trois paramètres de contrôle.

### 3.3.4 Contrôle d'altitude

La régulation de la commande d'altitude prend en vigueur aussi trois paramètres d'informations concernant ce mouvement : la valeur de l'angle *Alt\_Cmd* la hauteur désirée, hauteur mesurée  $Z$  et la force de gravité  $C$  (figure 3.5). La différence entre la valeur de l'angle *Toute\_Cmd* la hauteur désirée et la hauteur mesurée  $Z$  donne le signal d'erreur de position selon  $Z$  qui passera par un régulateur *PID* afin d'être régulé. Le signal de sortie sera encore une fois comparé à la vitesse de roulis requis l'issus donnera la vitesse de roulis requis.

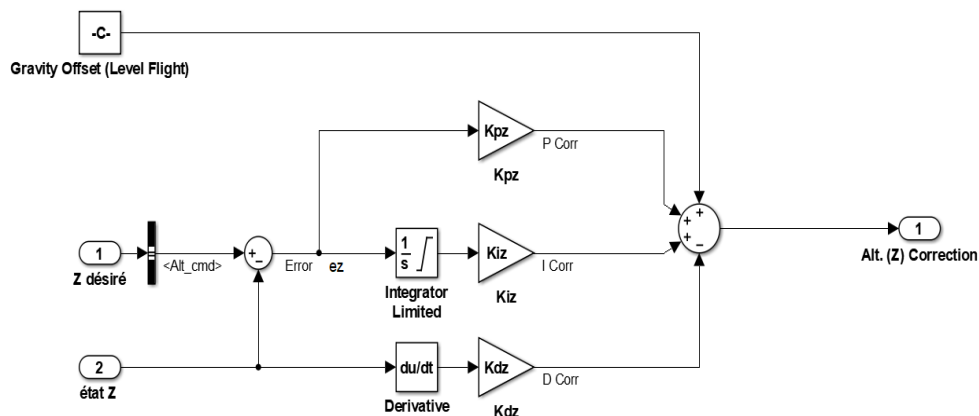


FIGURE 3.5 – Bloc de contrôle d'altitude

Où :

- *Cmd Attitude* : Contient la valeur de l'angle  $Alt\_Cmd$  désiré.

- *Etat Z* : Altitude mesuré .
- *C* : Force de gravité.
- *Correction TouteZ* : Altitude corrigé .
- $K_{pt}, K_{it}, K_{dt}$  : Trois paramètres de contrôle.

### 3.4 Structure du système

#### 3.4.1 Contrôle d'attitude

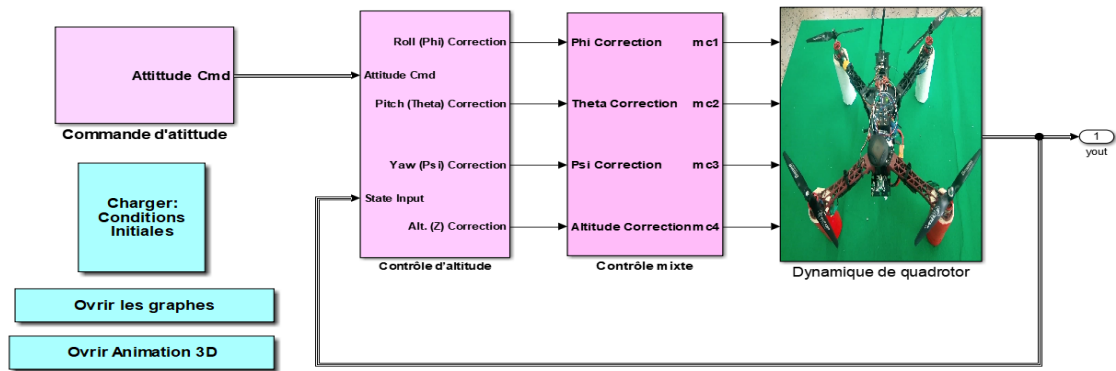


FIGURE 3.6 – Bloc SIMULINK de contrôle d'attitude

##### 3.4.1.1 Commande d'attitude

Ce bloc contient les valeurs désirées des différents mouvements roulis, tangage, lacet et altitude.

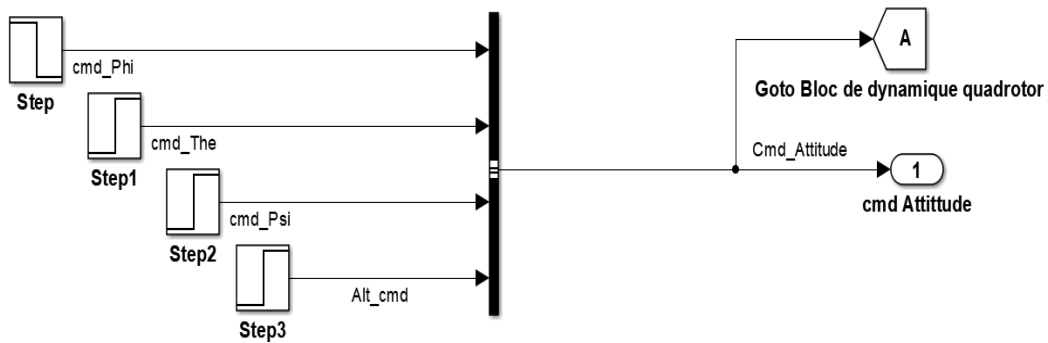


FIGURE 3.7 – Bloc de commande d'attitude de simulation

##### 3.4.1.2 Contrôle d'attitude

C'est un bloc qui est responsable du calcul et de la correction de l'erreur des différents mouvements. Il a comme entrée le contrôle d'altitude et l'état, il fournit en sortie les quatre corrections des quatre mouvements de roulis, tangage, lacet, altitude.

### 3.4.1.3 Contrôle mixte

Ce bloc prend les commandes de correction pour Phi, Thêta, Psi, Z et les «mélange» en laissant chaque correction être envoyée au moteur correct (le signe est très important).

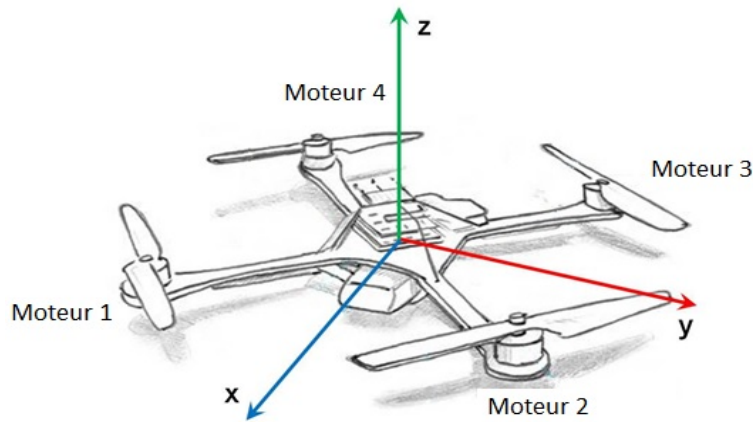


FIGURE 3.8 – Configuration en 'X'

La configuration en 'X' nécessite une rotation de 45° autour de l'axe z. C'est à dire en plaçant l'axe x entre les moteurs 1 et 2.

$$\begin{cases} mc1 = Altitude_{correction} - \theta_{correction} - \phi_{correction} - \psi_{correction} \\ mc2 = Altitude_{correction} + \theta_{correction} + \phi_{correction} - \psi_{correction} \\ mc3 = Altitude_{correction} + \theta_{correction} - \phi_{correction} + \psi_{correction} \\ mc4 = Altitude_{correction} - \theta_{correction} + \phi_{correction} + \psi_{correction} \end{cases}$$

### 3.4.1.4 Dynamique du quadrotor

Le bloc dynamique du quadrotor est constitué de trois sous-systèmes dont le premier est destiné à définir la dynamique des moteurs, c'est à dire la représentation mathématique des moteurs, et l'équation principale (équation d'état) qui a pour entrer les vitesses des quatre moteurs en rotation/minute (*RPM*) selon [65, 66], et le bruit généré par la perturbation le blocage produit un bruit hors du hasard. Il a été ajouté pour faciliter l'ajout des effets perturbateurs externes (tels que les forces du vent sur le véhicule) à la simulation.

Le bloc dynamique du quadrotor délivre ces données en sortie vers les blocs du régulateur de position et d'attitude, qui génèrent la rétroaction requise pour le *PID* de contrôle.

### 3.4.1.5 Charger les conditions initiales

Ce bloc est un sous-système vide avec son «OpenFcn» configuré pour exécuter le fichier de donnée, ce qui le fait agir comme un bouton. Ce bouton charge les fichiers «.mat» sur le système de contrôle générale.

### 3.4.1.6 Tracer les graphes

C'est un bouton qui ouvre l'interface des différents graphiques qui seront utilisés dans ce chapitre.

### 3.4.1.7 Ouvrir animations 3D

C'est un bouton qui ouvre l'interface graphique qui fournit un graphique animé qui donne une représentation visuelle des réponses physiques du quadrotor à partir des données de sortie de la simulation grâce à l'outil 3D animation de SIMULINK.

## 3.4.2 Contrôle de position

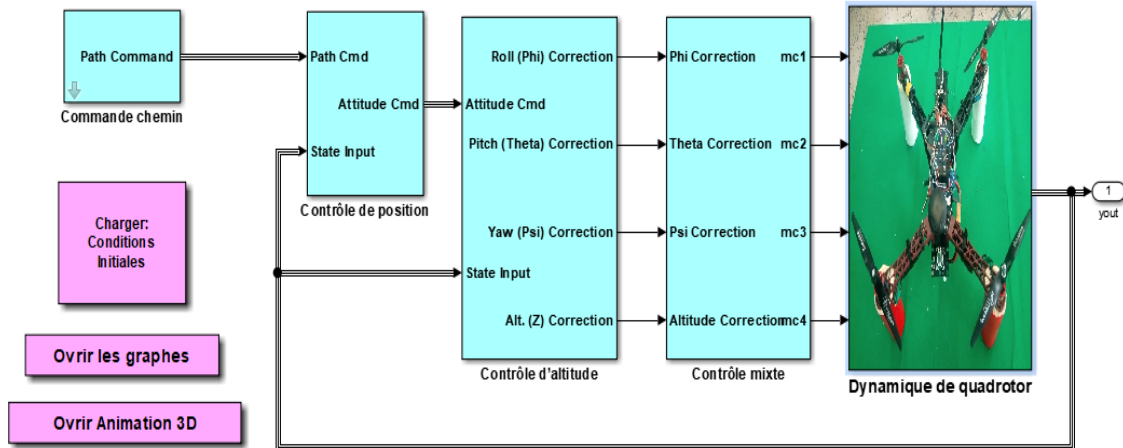


FIGURE 3.9 – Bloc SIMULINK de contrôle de position

La plupart des projets de contrôle des quadrotors autonomes espèrent que leur véhicule fera plus que simplement suivre les ordres. Nous avons développé un modèle de simulation du système de contrôle du suivi de la position de base. La principale différence entre ce modèle et la commande d'attitude réside dans le bloc «Contrôleur de position». Ce bloc accepte les entrées timeteries de l'espace de travail (figure 3.9).

### 3.4.2.1 Commande chemin

Ce bloc est un chemin de commande de type struct. Il associe les valeurs de  $x$ ,  $y$ ,  $z$  à chaque instant, en utilisant le type (classe) séries temporelles. Les données sont stockées sous la forme d'un attribut (Data) et le temps dans l'attribut (Time) figure (3.8).

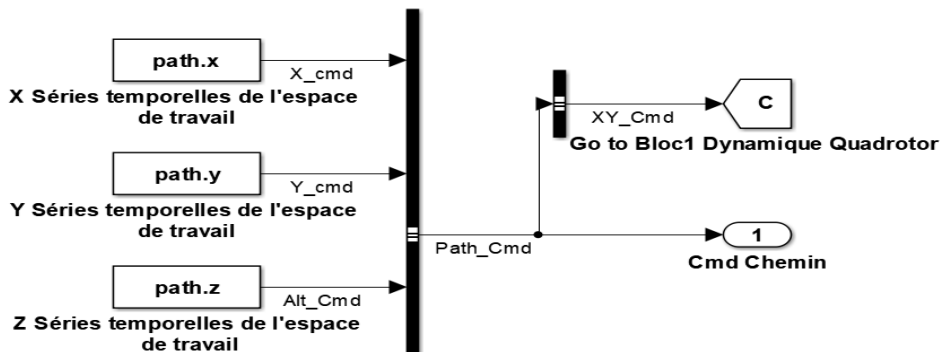


FIGURE 3.10 – Bloc de commande chemin de simulation.

Ce type de données est généré à partir d'un script MATLAB et stocké sous un filtre ".mat".

### 3.4.2.2 Contrôle de position

Ce bloc fournit le contrôle de l'altitude des deux valeurs des angles  $\theta$ ,  $\phi$  à partir de l'angle  $\psi$  donné par le bloc précédent. Cette commande sera traitée dans le bloc suivant. Grâce au contrôleur *PID*, les valeurs exactes de ces deux angles peuvent être déterminées selon [65] et [66].

## 3.5 Caractéristiques du quadrotor

Dans ce travail, nous allons utiliser un modèle d'un quadrotor dont ses paramètres figurent dans le tableau 3.1.

| Variables | Valeurs | Unité      | Description  |
|-----------|---------|------------|--|
| m_mot     | 0.039   | Kg         | Masse d'un moteur avec l'hélice                          |
| dm_mot    | 0.240   | m          | La distance du moteur par rapport au centre du quadrotor |
| h_mot     | 0.046   | m          | Hauteur d'un moteur par rapport au bras qu'il le porte   |
| r_mot     | 0.0140  | m          | Rayon d'un moteur  |
| m_ESC     | 0.035   | Kg         | Masse d'un ESC   |
| a_ESC     | 0.025   | m          | Largeur d'un ESC   |
| b_ESC     | 0.068   | m          | Longueur d'un ESC  |
| ds_ESC    | 0.150   | m          | Distance d'un ESC par rapport au quad-copter             |
| m_chas    | 0.450   | Kg         | Masse du châssis   |
| r_chas    | 0.150   | m          | Rayon du châssis   |
| H_chas    | 0.070   | m          | Hauteur du châssis                                       |
| m_bras    | 0.085   | Kg         | Masse d'un bras  |
| r_bras    | 0.010   | m          | Rayon d'un bras  |
| l_bras    | 0.150   | m          | Longueur d'un bras                                       |
| db_bras   | 0.1768  | m          | Distance entre le centre du quadrotor au début d'un bras |
| $I_x$     | 0.0155  | $Kg/m^2$   | Valeurs de la matrice d'inertie                          |
| $I_y$     | 0.0155  | $Kg/m^2$   |  |
| $I_z$     | 0.0247  | $Kg/m^2$   |  |
| g         | 9.8100  | $m.s^{-2}$ | Force de gravité   |
| mass      | 1.400   | Kg         | Masse totale   |

TABLE 3.1 – Les caractéristiques du quadrotor

## 3.6 Conditions initiales

Nous allons créer des conditions initiales qui est présenté dans le tableau 3.2.

| Variables  | Valeurs | Unité   | Description                                  |
|------------|---------|---------|--|
| $P$        | 20      | $deg/s$ | Vitesse angulaire par rapport à l'axe x      |
| $Q$        | 20      | $deg/s$ | Vitesse angulaire par rapport à l'axe y      |
| $R$        | 0       | $deg/s$ | Vitesse angulaire par rapport à l'axe z      |
| $U$        | 0       | $m/s$   | Vitesse de translation par rapport à l'axe x |
| $V$        | 0       | $m/s$   | Vitesse de translation par rapport à l'axe y |
| $W$        | 0       | $m/s$   | Vitesse de translation par rapport à l'axe z |
| $\phi$     | 0       | $deg$   | Angle d'Euler par rapport à l'axe x          |
| $\theta$   | 0       | $deg$   | Angle d'Euler par rapport à l'axe y          |
| $\psi$     | 0       | $deg$   | Angle d'Euler par rapport à l'axe z          |
| $x$        | 0       | m       | La position du quadrotor par rapport l'axe x |
| $y$        | 0       | m       | La position du quadrotor par rapport l'axe y |
| $z$        | 0       | m       | La position du quadrotor par rapport l'axe z |
| $\omega_1$ | 0       | $rpm$   | La vitesse de rotation su moteur 1           |
| $\omega_2$ | 0       | $rpm$   | La vitesse de rotation su moteur 2           |
| $\omega_3$ | 0       | $rpm$   | La vitesse de rotation su moteur 3           |
| $\omega_4$ | 0       | $rpm$   | La vitesse de rotation su moteur 4           |

TABLE 3.2 – Les conditions initiales

## 3.7 Simulation et interprétation des résultats

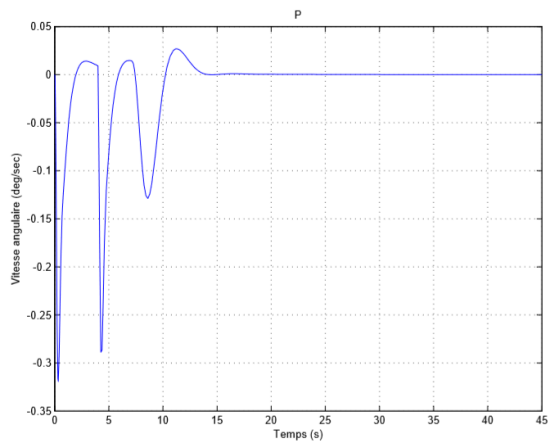
Dans ce qui suit, nous présenterons les résultats de simulation obtenues après plusieurs tests. En faisant varier les valeurs des paramètres  $P$ ,  $I$  et  $D$ , afin de trouver les valeurs convenables pour assurer un système stable.

### 3.7.1 Contrôle d'attitude

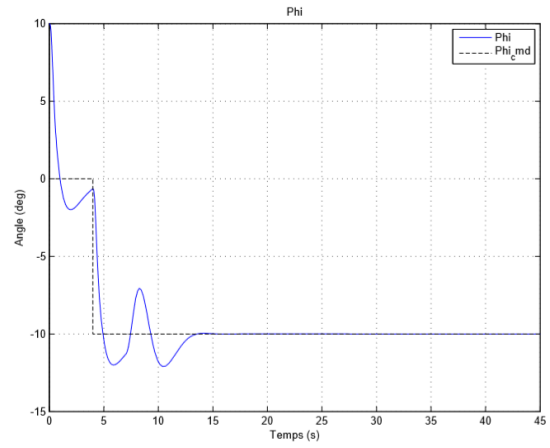
| Mouvement | P | I   | D   |
|-----------|---|-----|-----|
| Roulis    | 2 | 1.1 | 1.2 |
| Tangage   | 2 | 1.1 | 1.2 |
| Lacet     | 4 | 0.5 | 3.5 |
| Altitude  | 2 | 1.1 | 3.3 |

TABLE 3.3 – Paramètres de contrôleur PID.

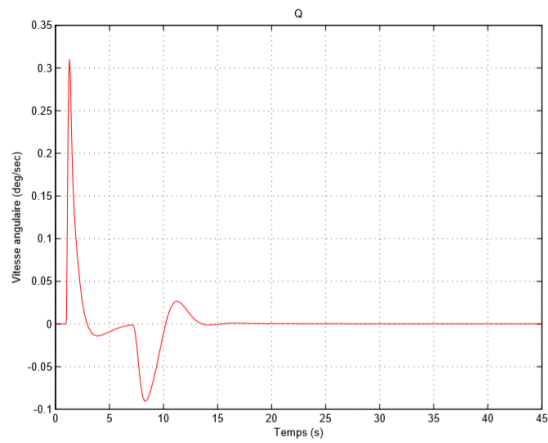




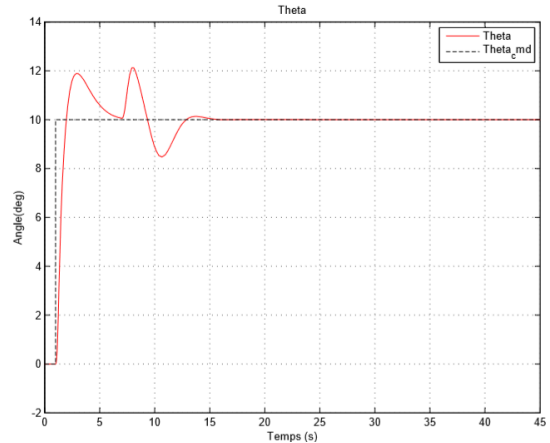
(a)



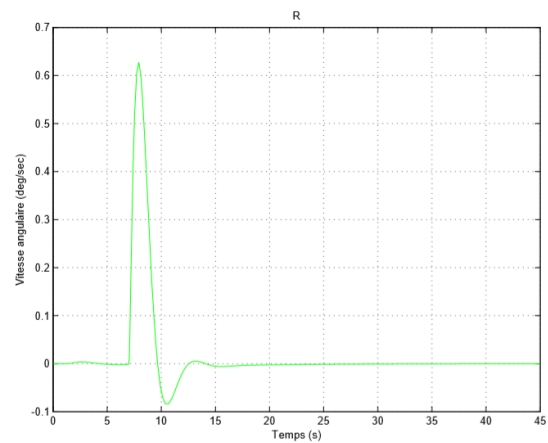
(b)



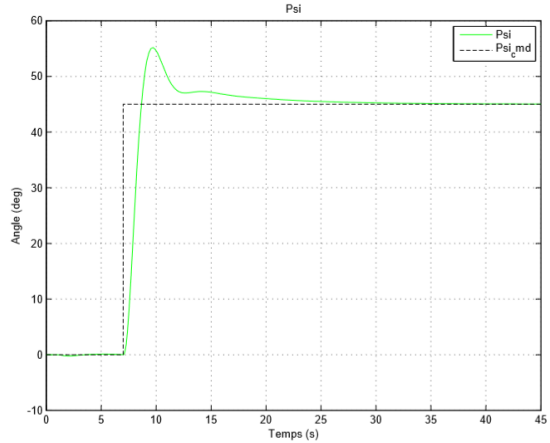
(c)



(d)



(e)



(f)

FIGURE 3.11 – Vitesses et positions angulaires du contrôle d'Attitude

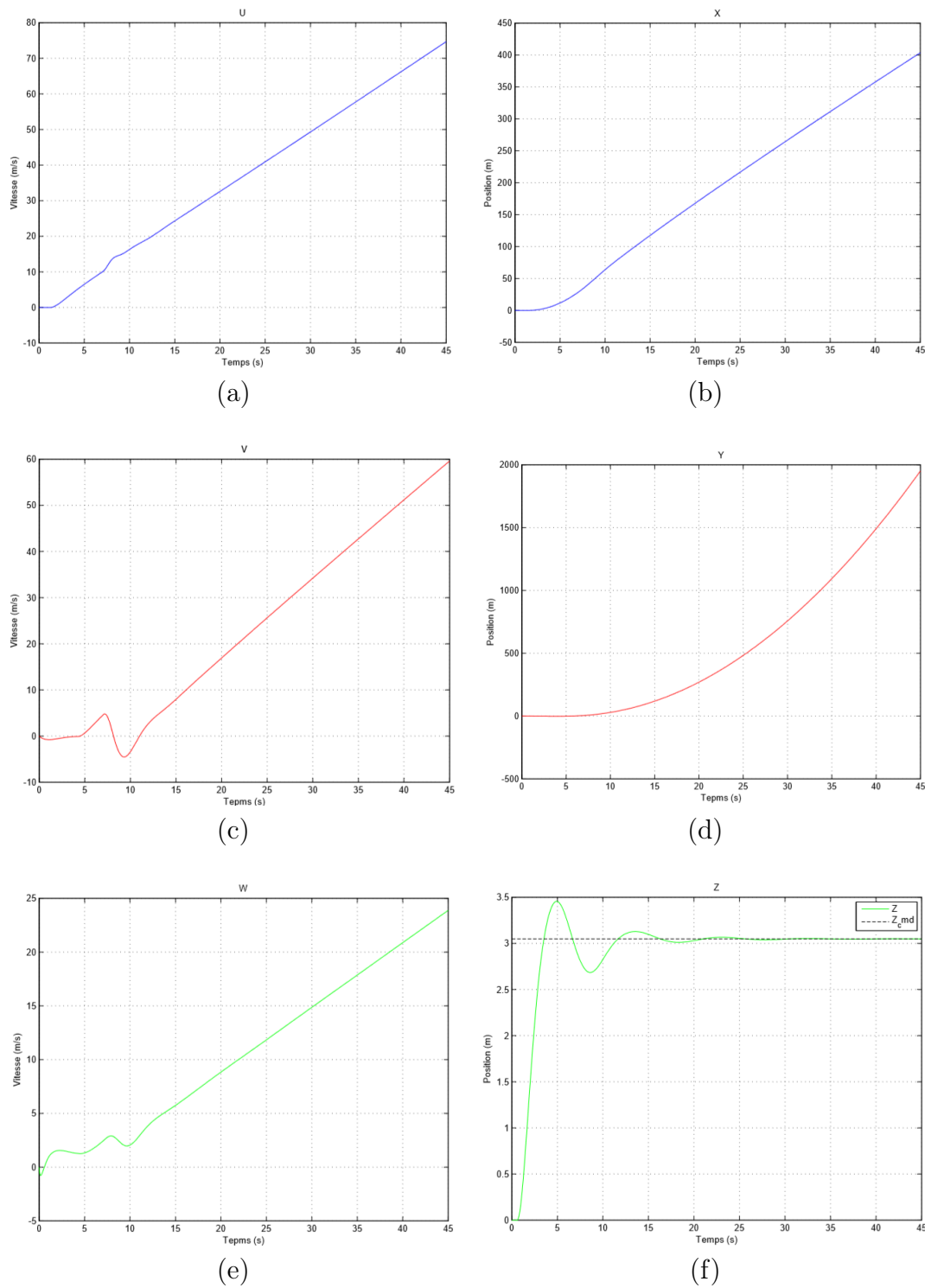


FIGURE 3.12 – Vitesses et positions linéaires du contrôle d’Attitude

- La famille de figures (3.11) représente les positions et les vitesses angulaires, les figures (b), (d) et (f) présentent les résultats de simulation pour les angles du quadrotor, soit le suivi des valeurs des angles désirées selon les axes  $xyz$  en appliquant la loi de commande de type  $PID$ . Nous pouvons constater ainsi qu’il y a un bon suivi (convergence) pour ces angles sur l’ensemble de mission malgré une certaine erreur à  $t = 3s$  pour  $\phi$  et à  $t = 8s$  et  $t = 6s$  pour  $\phi$  et à  $t = 8s, t = 11s$  pour  $\theta$ .
- D’après la familles de figures3.12, on remarque que La vitesse par rapport à l’axe  $z$  et la position  $Z$  sont stables ce qui explique la stabilité du mouvement vertical(Altitude).
- D’après les figures (3.11, 3.14, 3.12 et 3.15, on remarque que le système est plus stable en

utilisant les valeurs  $P$ ,  $I$  et  $D$  qui sont adéquates pour les quatre mouvements (Altitude, roulis, lacet et tangage).

En conclusion, les valeurs du régulateur  $PID$  proposées dans les tests sont convenables pour les quatre régulateurs de chaque mouvements d'où la stabilité du système en boucle fermée.

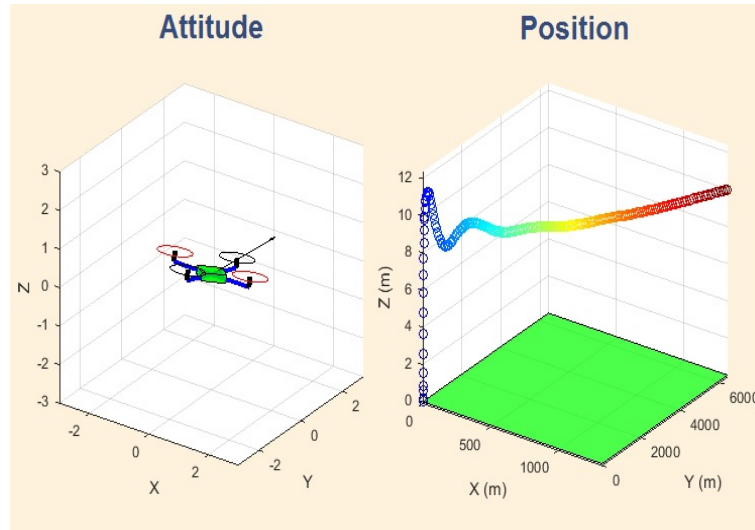


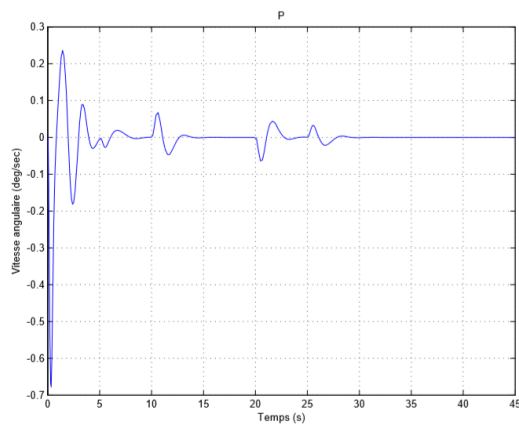
FIGURE 3.13 – Animation en 3D de contrôle d'attitude

Le figure 3.13 représente l'animation en 3D du contrôle d'attitude, il illustre la trajectoire de vol dynamique en losange sélectionnée pour toutes les simulations. Ces dernières son spécifiques aux données du tableau 3.1. Ce chemin a été choisi pour son inclusion dans les actions de décollage, de décente dans les airs, de virages à 90 degrés dans le plan de la vue de dessus, les lignes droites et les actions de survol. Toutes ces actions devraient également être testées sur le prototype sur le terrain. La trajectoire de vol commence à la base, où les cercles sont en bleu foncé, et se termine dans les airs, où les cercles sont en rouge foncé. Le temps de simulation était 45 secondes.

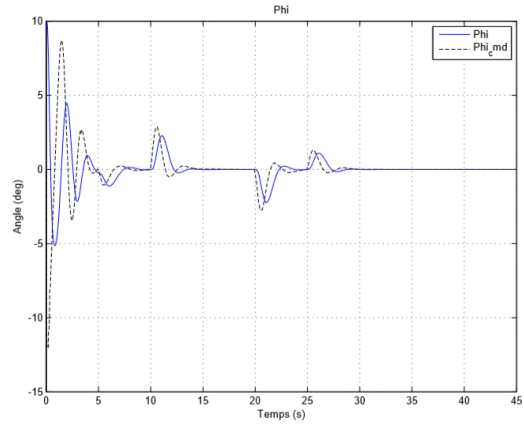
### 3.7.2 Contrôle de position

| Mouvement | P | I   | D   |
|-----------|---|-----|-----|
| Roulis    | 2 | 1.1 | 1.2 |
| Tangage   | 2 | 1.1 | 1.2 |
| Lacet     | 4 | 0.5 | 3.5 |
| Altitude  | 2 | 1.1 | 3.3 |

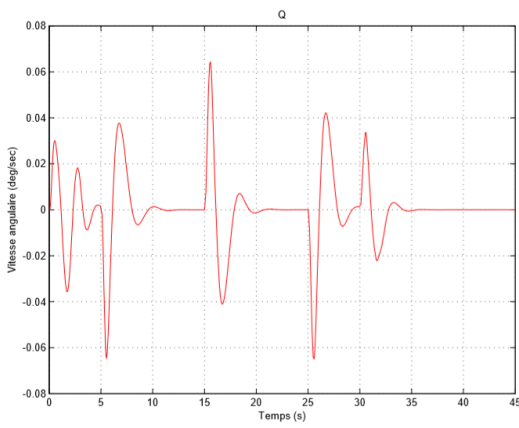
TABLE 3.4 – Paramètres du contrôleur PID



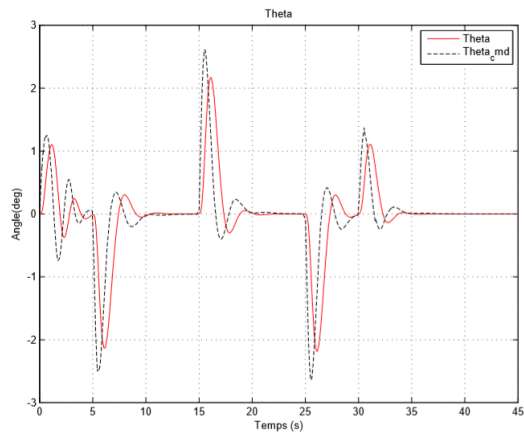
(a)



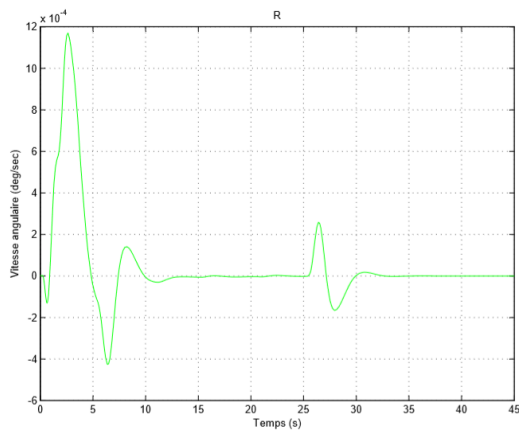
(b)



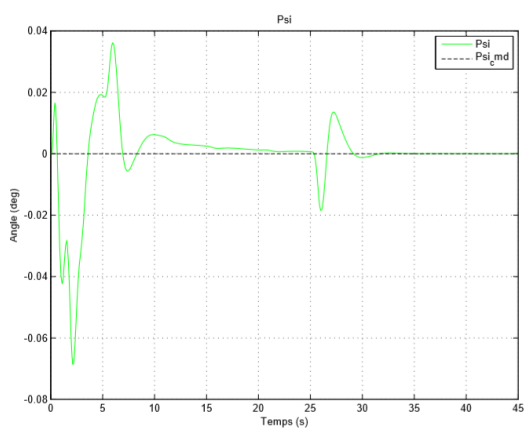
(c)



(d)



(e)



(f)

FIGURE 3.14 – Vitesses et positions angulaires du contrôle de position

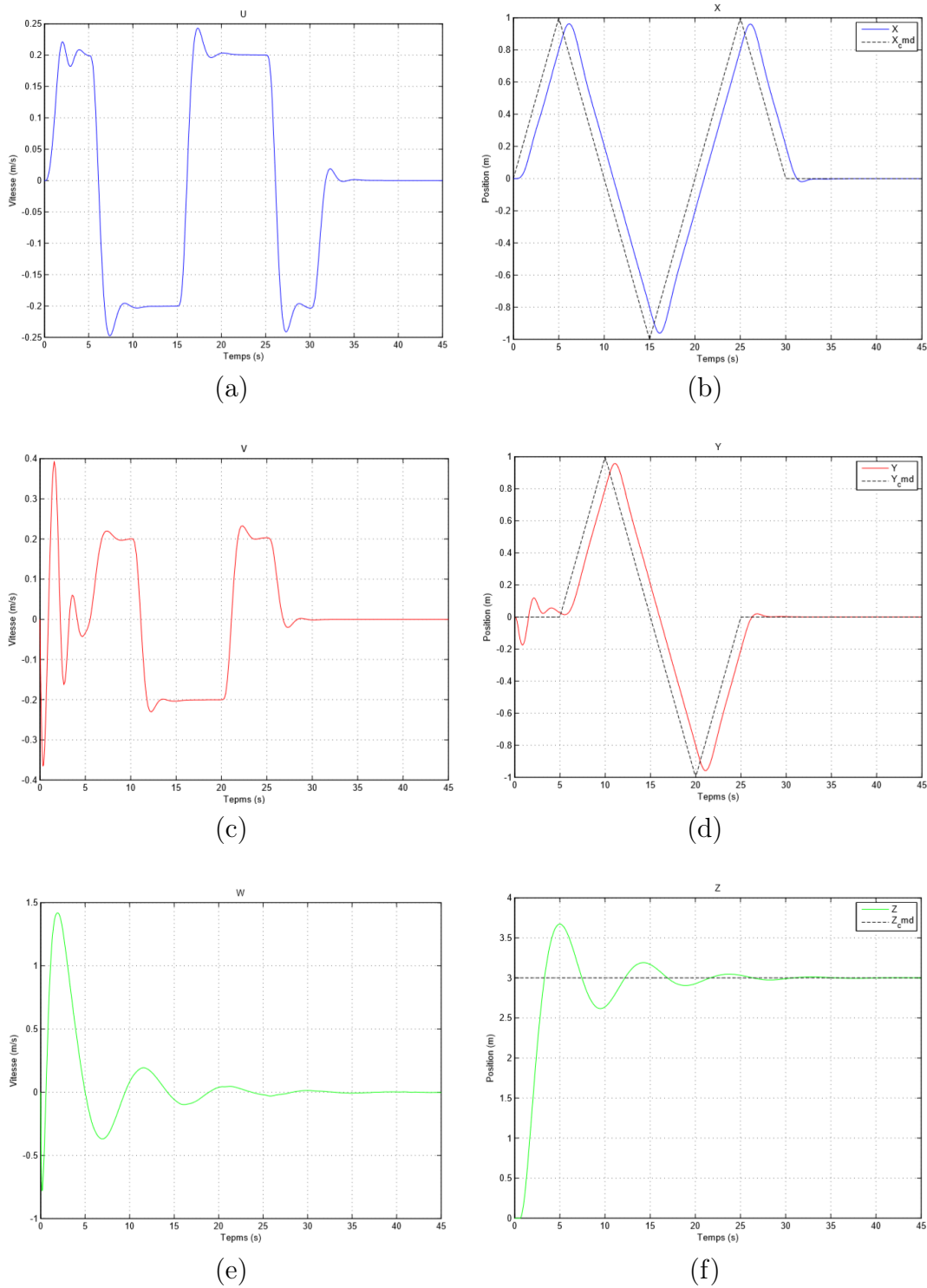


FIGURE 3.15 – Vitesses et positions linéaires du contrôle de position

- La famille de figure (3.14) représente les positions et les vitesses angulaires, La figure (b), (d) et (f) présente les résultats de simulation pour les angles du quadrotor, soit le suivi de l'angle de roulis  $\phi$  et l'angle de tangage  $\psi$  par rapport aux trajectoires désirées générées par la commande de position du quadrotor. Nous pouvons constater ainsi qu'il y a un bon suivi de trajectoire pour  $\phi$  et  $\theta$  sur l'ensemble de mission malgré une certaine erreur à  $t = 8s$  et  $t = 6s$  pour  $\phi$  et à  $t = 1s$  et  $t = 11s$  pour  $\theta$ .
- D'après la figure (3.12) on remarque que la position  $(X, Y, Z)$  suit la référence désirée qui est représentée par une ligne discontinue. Donc les valeurs du régulateur  $PID$  qui on

a proposé est correct.

- D'après les figures 3.11 3.14 3.12et 3.15, on remarque que le système est plus stable en utilisant les valeurs  $P$ ,  $I$  et  $D$  qui sont adéquates pour les quatre mouvements (Altitude, roulis, lacet et tangage).

En conclusion, les valeurs du régulateur  $PID$  proposée dans led tests sont convenables pour les quatre régulateurs de chaque mouvement d'où la stabilité du système en boucle fermée.

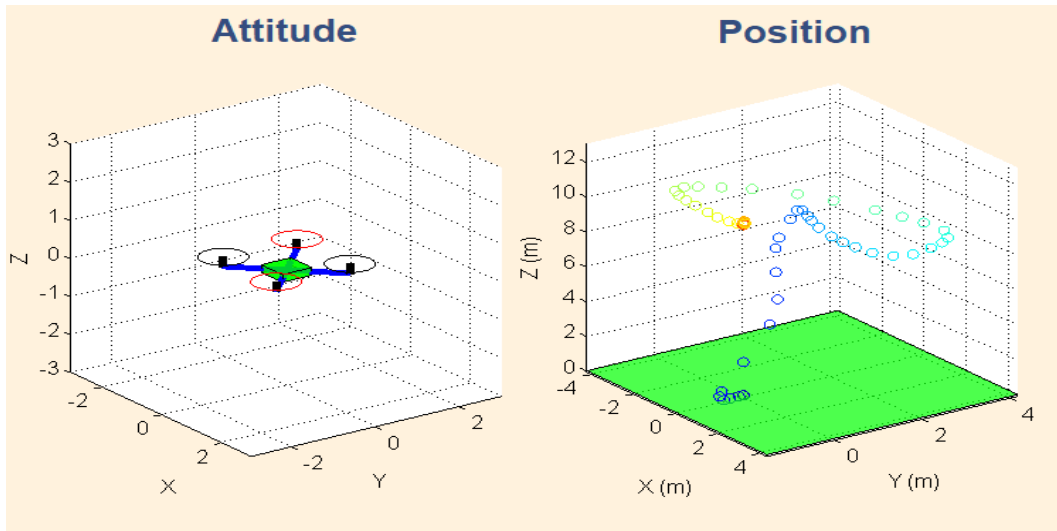


FIGURE 3.16 – Animation en 3D de contrôle de position

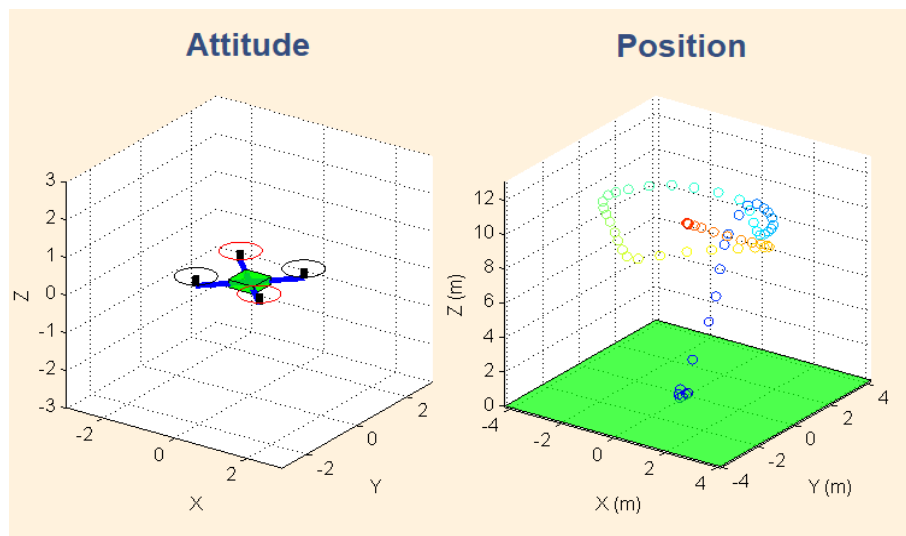


FIGURE 3.17 – Animation en 3D de contrôle de position

Les figures (3.16 et 3.17) illustrent la trajectoire de vol dynamique en losange sélectionnée pour toutes les simulations. C'est dernières sont spécifiques aux données du tableau 3.1. Ce chemin a été choisi pour son inclusion dans les actions de décollage, de décent dans les airs, de virages à 90 degrés dans le plan de la vue de dessus, les lignes droites et les actions de survol. Toutes ces actions devraient également être testées sur le prototype sur le terrain. La trajectoire de vol commence à la base, où les cercles sont bleu foncé, et se termine dans les airs, où les cercles sont rouge foncé. Chaque simulation a été exécutée sur un intervalle de 45 secondes.

## 3.8 Conclusion

Le but de ce chapitre était d'illustrer la déstabilisation et la stabilisation du quadrotor selon les valeurs du régulateur *PID*. L'étude menée dans ce chapitre sur les mouvements d'un quadrotor nous a permis de construire un algorithme de contrôle plus performant. Nous avons simulé le modèle expliqué dans le chapitre précédent, et discuté les différents résultats qu'on a obtenus avec les différentes valeurs.

# Réalisation du Drone Quadrotor

## Sommaire

---

|            |   |           |
|------------|---|-----------|
| <b>4.1</b> | <b>Introduction</b> . . . . .   | <b>50</b> |
| <b>4.2</b> | <b>Description du Centre</b> . . . . .  | <b>50</b> |
| <b>4.3</b> | <b>PixHawk Autopilote</b> . . . . .   | <b>51</b> |
| 4.3.1      | Rôle du PixHawk . . . . .   | 52        |
| 4.3.2      | Architectures et outils d'exploitations . . . . .                                       | 52        |
| <b>4.4</b> | <b>Conception de drone</b> . . . . .  | <b>54</b> |
| 4.4.1      | Matériel utilisé pour la structure mécanique et les étapes de la construction . . . . . | 55        |
| 4.4.2      | La structure générale (complet) de notre drone quadrotor . . . . .                      | 59        |
| <b>4.5</b> | <b>Configuration et calibrage</b> . . . . .   | <b>60</b> |
| <b>4.6</b> | <b>Les tests effectués sur terrain</b> . . . . .  | <b>64</b> |
| <b>4.7</b> | <b>Conclusion</b> . . . . .   | <b>65</b> |

---

## 4.1 Introduction

Notre stage qui a été effectué au sein de la plateforme mecatronique du centre de recherche en Technologie Industrielle à Bou Ismail, été focalisé sur la préparation de notre projet de quadrotor et le fonctionnement de l'autopilote. Dans ce chapitre nous présentons brièvement la plateforme de Bou Ismail, le matériel utilisé qui est disponible dans la plateforme et les étapes de la construction de notre quadrotor, ainsi que le système de commande embarqué utilisé pour son contrôle. Puis, nous présentons les étapes de configuration et calibrage de notre quadrotor, et enfin, nous faisons un test de vol sur terrain.

## 4.2 Description du Centre

Nous avons effectué notre stage dans la plateforme mécatronique située à Bousmail-Tipaza et rattachée au centre de recherche en technologie industrielle CRTI de Chéragas-Alger.

La plateforme mécatronique de Bou Ismail – Tipaza (Le CRTI) joue un rôle majeur dans la création de pôles scientifiques et technologiques, et s'implique fortement dans leur organisation et leur animation. Le pôle de Bou-Ismaïl contribue à la création d'une dynamique d'échange



entre les structures de recherche du centre et les différents acteurs du secteur industriel. De ce fait il constitue un ensemble cohérent destiné à la recherche, à l'enseignement et au transfert de technologie. Dans le cadre de ses missions de prototypage, la plateforme abrite un projet structurant dont l'impact socio-économique est de grande importance. En Algérie, le service mécatronique s'inscrit dans le cadre des activités de développement technologique et d'innovation de la plate-forme de Bou Ismail, il mène un projet d'importance capitale portant sur l'étude et la réalisation d'un prototype d'avion sans pilote (Drone). Ce projet a permis de se lancer dans une technologie complexe nécessitant un savoir-faire pluridisciplinaire (La mécanique, l'électronique, l'informatique, les télécommunications, les matériaux composites, la simulation numérique) notamment. A long terme, ce projet devra créer et à mettre en place une base de construction aéronautique en Algérie.

### 4.3 PixHawk Autopilote

PixHawk est un contrôleur de vol. Un système de pilotage automatique avancé conçu par le projet PX4, et une nouvelle solution Open Source de haute performance fabriqué par le constructeur Robotics 3D.

PixHawk est un module adapté sur plusieurs matériel à voilure fixe, rotors multiples, hélicoptères, voitures, bateaux et toute autre plate-forme robotique qui peut se déplacer. Il est destiné à la recherche, les besoins d'amateur et l'industrie( figure 4.1)[67].

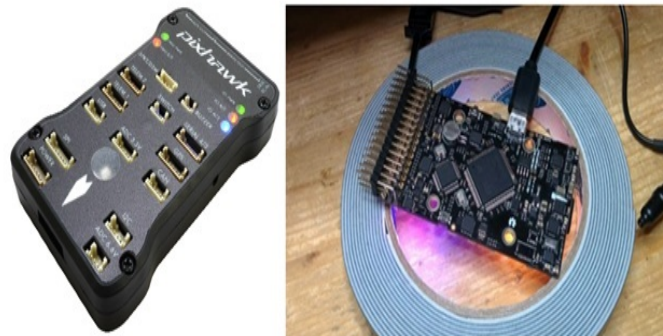


FIGURE 4.1 – PixHawk Autopilote.

Les avantages du système PixHawk comprennent un multithreading intégré, un environnement de programmation identique à Unix/Linux, des fonctions du pilote automatique totalement nouvelles telles que le langage de script pour les missions et les comportements de vol, et une couche conductrice PX4 personnalisée garantissant des délais très courts dans tous les processus. Ces fonctionnalités avancées garantissent qu'il n'y a pas de limites à votre véhicule autonome. PixHawk permet aux opérateurs existants d'APM et de PX4 d'assurer une transition de façon transparente vers ce système, et facilite l'accès aux nouveaux utilisateurs souhaitant découvrir le monde passionnant des véhicules autonomes. On trouve plusieurs générations et versions (figure 4.2).



FIGURE 4.2 – Versions de PixHawk

Le PixHawk fonctionne avec NuttX qui est un système d'opérations en temps réel (RTOS), son code source drone code SDK est développé en C++, et le protocole de communication utilisé est le MAVLINK. On note que tous les logiciels et les programmes associés au PX4 sont open source, c'est-à-dire qu'il y a une possibilité de redistribution, d'utilisation, d'accès au code source, et de création des travaux dérivés et innovation[67].

### 4.3.1 Rôle du PixHawk

Le pilotage automatique fournit une plateforme de vol stable qui permet un contrôle manuel et automatisé précis, sur la position, la vitesse, l'orientation et les actions du véhicule.

Les comportements de contrôle pris en charge sont disponibles via des modes de vol/contrôle du pilote automatique :

- Modes de vol manuel (par RC) comme Stabilise, Alt Hold et Loiter, fournissent différents types de stabilisation et rendre les véhicules plus faciles à voler et positionner. D'autres modes manuels comme Follow Me et RTL (Return-to-lancement) d'automatisation des tâches nécessiteraient des ajustements manuels complexes.
- AUTO mode permet d'exécuter des missions complexes que les on peut définir à l'aide d'une station de contrôle au sol (GCS).
- Un ordinateur compagnon peut communiquer et effectuer des tâches.

La stabilité, la précision et la flexibilité en termes du contrôle manuel et automatisé, font la plate-forme idéale pour de nombreuses applications des drones.

### 4.3.2 Architectures et outils d'exploitations

#### 4.3.2.1 Les déférents Entrées/Sorties

Le PixHawk est caractérisé par son processeur (CPU), les interfaces entrées/sorties (pins) et les connections avec les autres composants. Les périphériques et les connections d'un PixHawk sont indiqués sur la figure 4.3[67].



FIGURE 4.3 – Les Entrées/Sorties d'un PixHawk

### 4.3.2.2 Caractéristiques

Le Tableau 4.1[67] présente l'ensemble des capteurs et l'interface installés dans le PixHawk.

|            |  |
|------------|--|
| Processor  | <ul style="list-style-type: none"> <li>• 32-bit ARM Cortex M4 core with FPU</li> <li>• 168 Mhz/256 KB RAM/2 MB Flash</li> <li>• 32-bit failsafe co-processor</li> </ul>  |
| Sensors    | <ul style="list-style-type: none"> <li>• MPU6000 as main accel and gyro</li> <li>• ST Micro 16-bit gyroscope</li> <li>• ST Micro 14-bit accelerometer/compass (magnetometer)</li> <li>• MEAS barometer</li> </ul>  |
| Power      | <ul style="list-style-type: none"> <li>• Ideal diode controller with automatic failover</li> <li>• Servo rail high-power (7 V) and high-current ready</li> <li>• All peripheral outputs over-current protected</li> <li>• All inputs ESD protected</li> </ul>  |
| Interfaces | <ul style="list-style-type: none"> <li>• 5x UART serial ports, 1 high-power capable, 2 with HW flow control</li> <li>• Spektrum DSM/DSM2/DSM-X Satellite input</li> <li>• Futaba S.BUS input (output not yet implemented)</li> <li>• PPM sum signal</li> <li>• RSSI (PWM or voltage) input</li> <li>• I2C, SPI, 2x CAN, USB</li> <li>• 3.3V and 6.6V ADC inputs</li> </ul> |
| Dimensions | <ul style="list-style-type: none"> <li>• Weight 38g</li> <li>• Width 50mm</li> <li>• Height 15.5mm</li> <li>• Length 81.5mm</li> </ul>   |

TABLE 4.1 – Caractéristiques du PixHawk

### 4.3.2.3 Station Au Sol

La station au sol est généralement une application logicielle exécutée sur un ordinateur au sol, qui communique avec notre UAV par télémétrie sans fil. Elle affiche les données en

temps réel de notre drone, donc nous avons une commande d'un avion réel. A l'aide de l'APM Planner (figure 4.4) ou bien Mission Planner (figure 4.5), PixHawk transforme tout avion RC (radio Commander), hélicoptère, ou rover dans un drone personnel.



FIGURE 4.4 – APM Planner

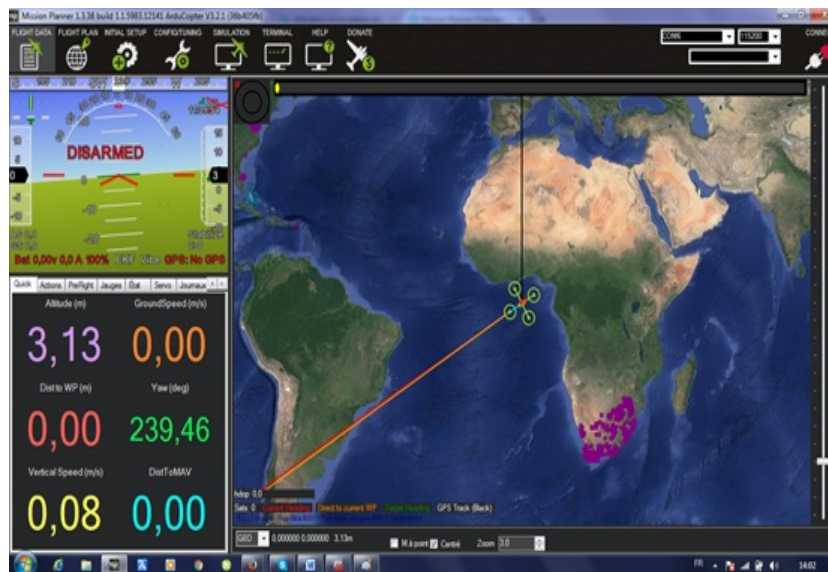


FIGURE 4.5 – Mission Planner

## 4.4 Conception de drone

Un quadrotor est un objet volant composé de quatre moteurs munis d'hélices, disposés aux quatre extrémités d'une croix en métal, ou un autre matériau (le composite carbone étant le nec le plus ultra avec un meilleur compromis poids/rigidité). Chaque moteur est relié à un variateur de vitesse, les quatre variateurs étant pilotés par une carte de commande, qui reçoit leurs ordres d'un récepteur de radio-commande.

#### 4.4.1 Matériel utilisé pour la structure mécanique et les étapes de la construction

Dans cette partie, nous allons parler des différents composants qui entrent dans la réalisation de notre quadrotor. La fabrication d'un quadrotor nécessite un nombre important de composants. Nous pouvons citer entre autres :

1. Le châssis avec une conception en modèle « X ».
2. Quatre moteurs brushless CF2822.
3. Quatre hélices (2 pour le sens horaire et 2 autres pour le sens antihoraire).
4. Quatre Contrôleurs de vitesse (ESC).
5. Un Contrôleur de vole.
6. Une batterie LIPO.
7. Un radio-commande.

- **Le Châssis :**

Le châssis est la structure qui contient tous les composants ensemble. Le cadre doit être rigide et capable de réduire au minimum les vibrations provenant des moteurs. Le châssis comporte quatre bras qui forment une croix suivant les règles de la construction mécanique (figure 4.6).



FIGURE 4.6 – La structure de drone

- **Le moteur brushless :**

Un moteur brushless CF28-22, est une machine électrique de la catégorie des machines synchrones, dont le rotor est constitué d'un ou de plusieurs aimants permanents et pourvu d'origine d'un capteur de position rotorique. Ce sont eux qui permettront au quadrotor de voler (figure 4.7) [68]. Dans notre exemple nous avons comme informations sur le moteur :

- Son poids est de 39g.
- Un KV de 1200Tr/V/min.
- Il sera parfait pour entrainer des hélices de 9 à 10 pouces.
- LiPo : 2S ou 3S.
- Traction : 840 g.

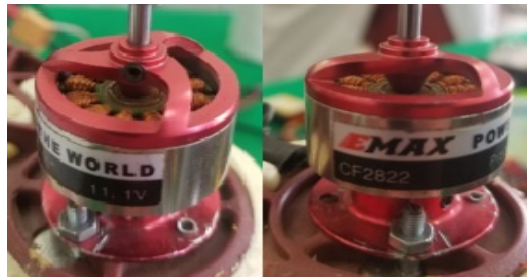


FIGURE 4.7 – Moteur brushless

- **Les hélices :**

Les hélices doivent être adaptées à la taille de l'engin mais aussi aux moteurs choisis. Des conseils sont généralement trouvés sur la fiche du moteur choisi (figure 4.8) [68].



FIGURE 4.8 – Les Hélice



FIGURE 4.9 – Hélice avec moteur

- **Contrôleurs de vitesse (ESC) :**

Les ESCs (Electronics Speed Controller) convertissent les DC en AC pour alimenter les moteurs synchrones sans balai (brushless). Ce sont des petits boîtiers qui vont permettre de contrôler électriquement la vitesse des moteurs. Il faut donc un ESC pour chaque moteur (figure 4.10).



FIGURE 4.10 – ESC

- **La batterie LIPO :**

La batterie utilisée sur un quadrotor est essentiellement un « Lithium Polymère » (Li-Po). C'est la source d'énergie de notre drone (figure 4.11).



FIGURE 4.11 – Batterie LIPO

- **La radio-commande(RC) :**

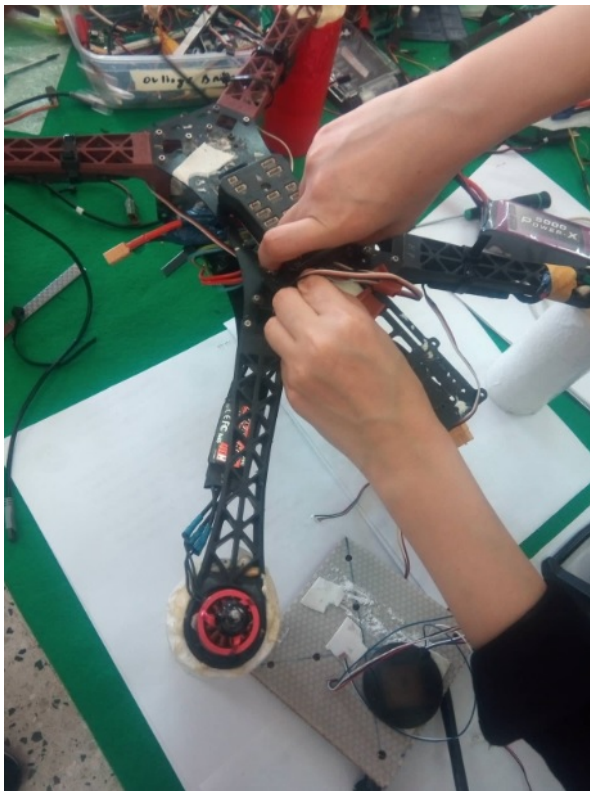
La RC se compose d'un boîtier de commande et d'un récepteur qui sera placé sur le quadrotor. Le choix de la radio-commande dépend beaucoup de ce que l'on veut faire avec le quadrotor. Une radio-commande doit idéalement comporter 6 voies pour piloter un quadrotor. Ces 6 voies se répartissent comme suit : 4 voies sur les manettes et 2 voies sur des interrupteurs pour actionner certaines fonctions. Il existe deux modes de configuration des manettes : le premier mode dans lequel les gaz sont à droite et le deuxième mode où les gaz sont à gauche. Certaines radios fonctionnent dans les deux sens, c'est-à-dire qu'elles peuvent envoyer des ordres à l'émetteur mais aussi recevoir des informations. Sur la plus part des récepteurs il est possible de choisir la répartition des commandes (lacet, roulis et tangage) sur les sticks de droite et de gauche (figure 4.12) [69].



FIGURE 4.12 – Radio-Commande

- **Contrôleur de vol PixHawk :**

Dans notre réalisation, l'élément le plus important est le contrôleur de vol (PixHawk), c'est le cerveau qui charge de guidage automatique du véhicule sans intervention humaine ou avec intervention très restreinte. Dans notre travail, on s'intéresse à l'autopilote PX4, sur lequel on a travaillé .

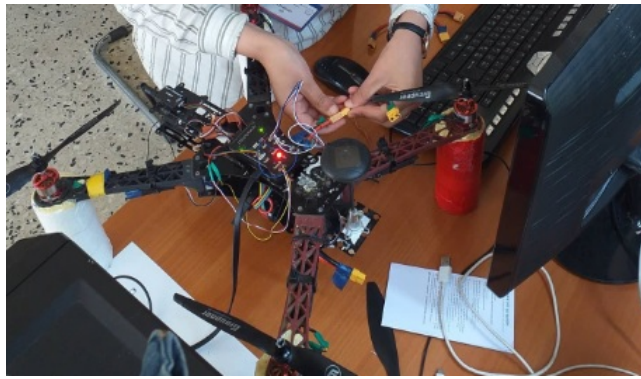


(a)



(b)





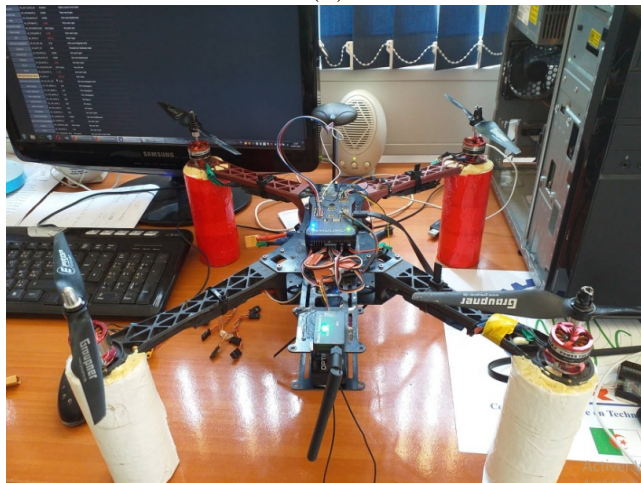
(c)

FIGURE 4.13 – (a), (b) et (c) Au cours de la réalisation

#### 4.4.2 La structure générale (complet) de notre drone quadrotor



(a)



(b)

FIGURE 4.14 – (a) et (b) La structure complet de drone

## 4.5 Configuration et calibrage

- **Pour commencer, il nous faut**

- le logiciel gratuit "Mission Planner" : qui est une station de contrôle au sol pour Plane, Copter et Rover. Il est compatible avec Windows uniquement. Mission Planner peut être utilisé comme utilitaire de configuration ou comme supplément de contrôle dynamique pour notre véhicule autonome.
- Puis le driver de l'autopilote PixKawk

- **Étapes de configuration de la carte PixHawk** Il nous reste ensuite à lancer l'assistant et connectez PixHawk en USB sur notre PC pour commencer son paramétrage. Pour faire un bon calibrage et configuration il faut passer par les étapes suivantes :

### 1. Connexion de la carte Ardupilot au PC :

- Après avoir installé le driver et le logiciel Mission Planner, on va lancer Mission Planner et brancher notre carte PixHawk au port USB de notre PC.
- Ensuite il faut renseigner le numéro du port COM de PixHawk en haut à droite du Mission Planner comme sur la Figure (4.15). La vitesse de transmission est de 115200 par le port USB. Puis un clic sur le logo "connect" pour connecter la carte au PC. Si ça ne se connecte pas, c'est qu'il y a un problème avec le numéro de port COM ou la vitesse de transmission n'est pas bonne.

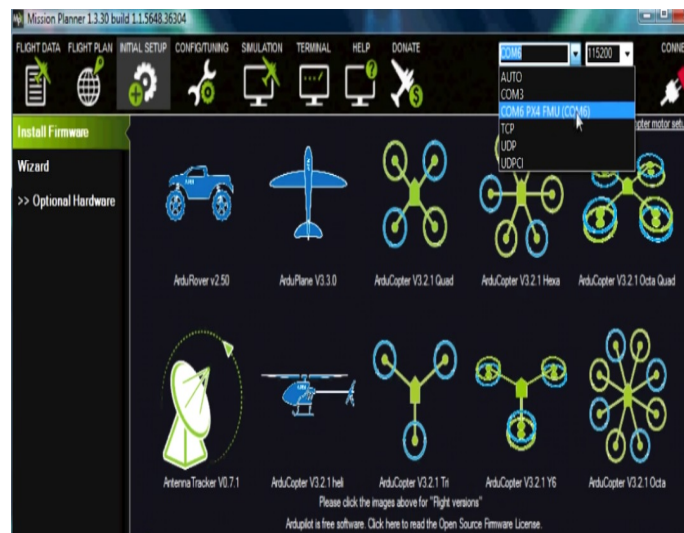


FIGURE 4.15 – Configuration du débit

### 2. Chargement du firmware :

- En suite, on va dans le menu "INITIAL SETUP" / instal firmware et un clic sur le type de multicoptere que on a pour char ger la dernière version du firmware dans notre carte PixHawk comme sur la photo. Le logo "CONNECT" doit rester rouge (mode déconnecté). Lorsque toutes les étapes sont réalisées, le drone est alors près pour qu'il soit piloté ou faire une mission. On peut ensuite le suivre, et récupérer les données en utilisant les mêmes logiciels de la station au sol (figure 4.16).

Note : Si le firmware ne se charge pas, il faut débrancher les ESC de la PixHawk.

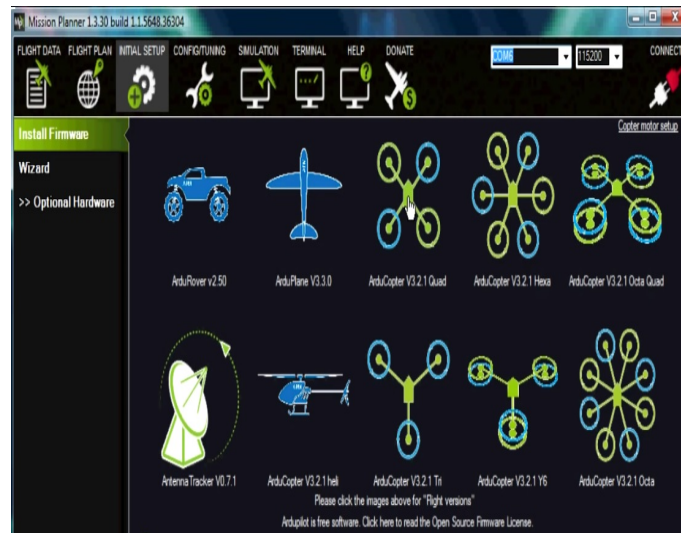


FIGURE 4.16 – Chargement du firmware

- Puis la barre de progression va se remplir en vert deux fois, une fois pour le chargement du firmware, et l'autre pour la vérification, en suite il faut cliquer sur "OK" comme la procédure est terminée (figure 4.17).

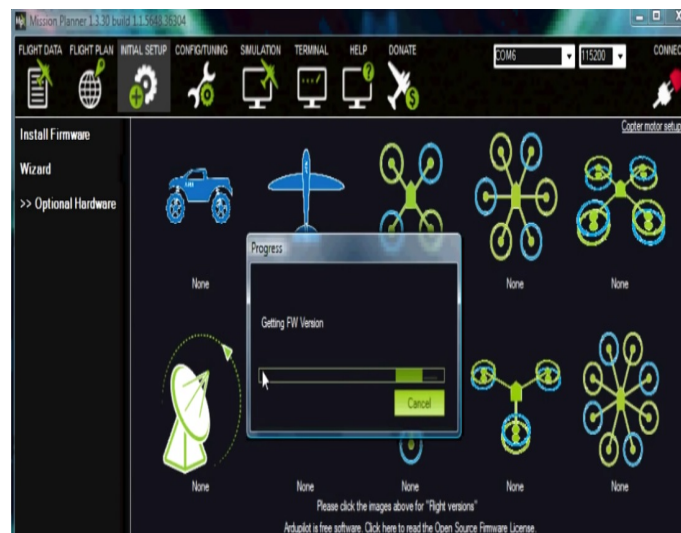


FIGURE 4.17 – Chargement terminé

- Ensuite, reconnectez la carte PixHawk en haut à droite de Mission Planner (le logo doit repasser en vert) Allez dans INITIAL SETUP/ Mandatory Hardware/ Frame Type pour configurer le type de multicoptère que on a (+, x ou v ) (figure 4.18)



FIGURE 4.18 – Choix du type de quadrotor

### 3. Configuration du compas :

- Allez dans INITIAL SETUP/ Mandatory Hardware/ Compass, puis sélectionnez le type de compas que vous avez. "PixHawk with onboard compass" si vous avez un PixHawk avec un compas intégré "PixHawk with external compass" si vous avez un GPS + compas en dehors de la carte .
- Puis un clic sur le bouton "Live Calibration" et vous avez 60 sec pour faire les mouvements qui vont servir à calibrer votre compas. Ensuite on va valider la valeur trouvée par Mission Planner pour la calibration de votre compas avant de passer à l'étape suivante (figure 4.19) .

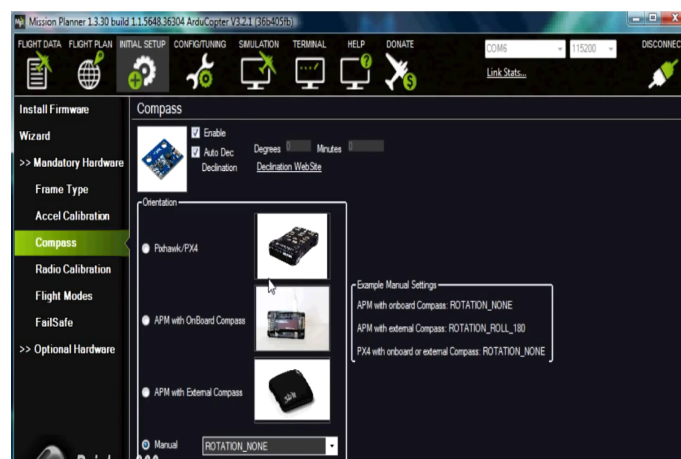


FIGURE 4.19 – Configuration du compas

- Pour ça il faut aller dans INITIAL SETUP/ Mandatory Hardware/ Accel Calibration, puis un clic sur le bouton "Calibrate Accel". Suivez les instructions pour calibrer l'accéléromètre de PixHawk. Assurons-nous d'attendre quelques secondes avant et après le changement de position du véhicule (figure 4.20).

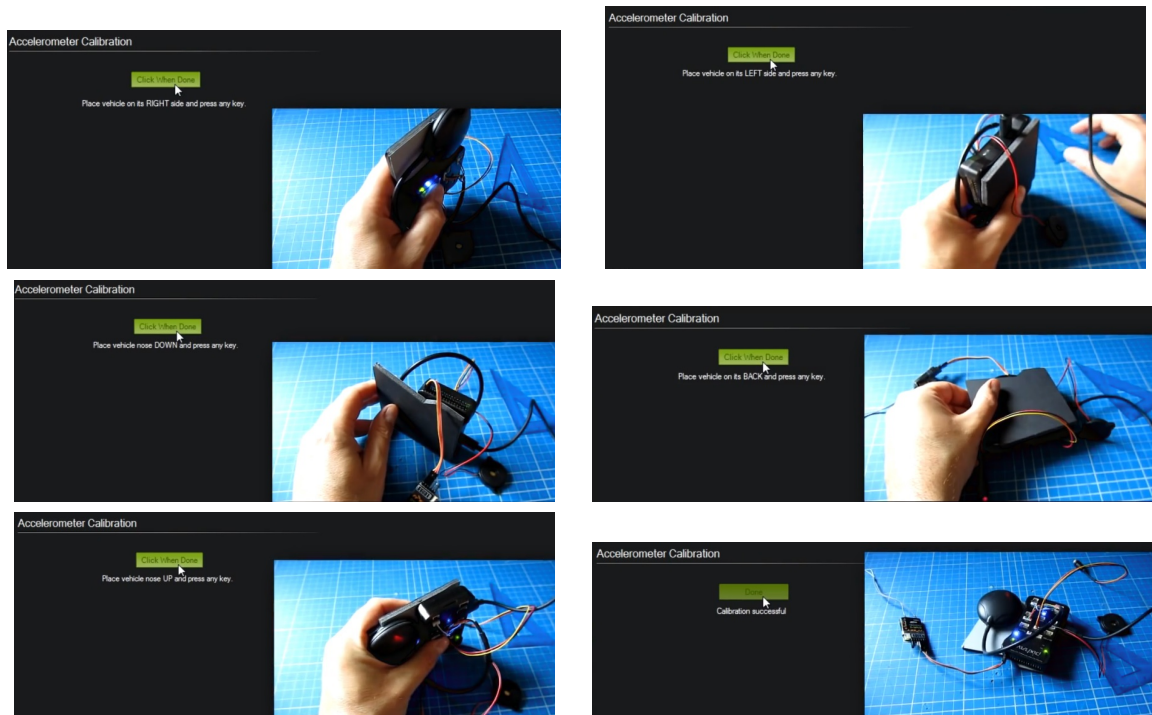


FIGURE 4.20 – Calibrage d'accéléromètre

#### 4. Calibration de la radio sur Mission Planner :

- Avant de calibrer la radio, il faut attribuer les inters 2 et 3 positions mixés entre eux sur le CH5 de la radio pour des différents modes de vol.
  - Allez dans le menu INITIAL SETUP/ Mandatory Hardware/ Radio Calibration.
  - Faites un clic sur le bouton "Click when done" et bougez les manches et les inters dans tous les sens pour calibrer leurs courses dans Mission Planner (figure 4.21).
  - Répondre ok au différents message puis cliquez sur le bouton "Saving" et ensuite "Completed" que les voies de la radio sont dans le bon sens.
- Si on monte les gaz, le barregraphe vert dans Mission Planner doit monter.
  - Si on pousse le manche du Roll vers la droite, le barregraphe vert du Roll doit aller vers la droite.
  - Si on pousse le manche du Yaw vers la droite, le barregraphe vert du Yaw doit aller vers la droite.
- Vérifiez :
- En revanche, si on monte le manche du pitch, le barregraphe vert du pitch doit descendre.



FIGURE 4.21 – Calibration de la radio-commande

## 4.6 Les tests effectués sur terrain

Après apprentissage sur la carte de l'autopilote PixHawk, on a programmé une petite mission pour un quadrotor fabriqué dans la plateforme technologique Bou Ismail baptisé GB, c.à.d. arrivé un faire un vol de ce quadrotor pendant 3 minutes (les figures 4.22).



(a)



(b)



(c)

FIGURE 4.22 – (a), (b) et (c) Test de vol sur terrain

## 4.7 Conclusion

Ce dernier chapitre a été consacré à une présentation de chacun des éléments qui entrent dans la conception de notre quadrotor. Nous avons aussi donné des détails sur le rassemblement indispensables à faire au préalable, afin que l'ensemble puisse communiquer. Enfin, nous avons détaillé les étapes de configuration et calibrage de notre quadrotor.

# Conclusion Générale

Dans notre projet de fin d'études Master intitulé « modélisation et commande d'un robot volant-étude et réalisation », nous nous sommes intéressés à l'étude et la réalisation d'un drone quadrotor.

Nous avons souhaité que ce travail soit d'abord un complément à notre stage que nous avons fait au Centre de Recherche en Technologies Industrielles (CRTI).

Dans le but de maîtriser et de comprendre les jonctions possibles entre notre spécialité et d'autres spécialités techniques différentes nous avons choisie ce projet multidisciplinaire.

A cet effet, nous avons élaboré un travail théorique comprenant le modèle mathématique du quadrotor, la synthèse d'une loi de commande stabilisante basée sur l'approche *PID* après, nous avons validé nos résultats théoriques par des simulations numériques sous l'environnement Matlab/Simulink.

Pour la partie expérimentale, La stabilisation de l'attitude de la plateforme a été assurée en implémentant une loi de commande classique type *PID* vu la simplicité de cette technique de commande et le gain du temps par diminution du délai de réalisation. Cette implémentation a été faite sur une carte Ardupilot.

Par ailleurs, ce projet nous a permis d'appliquer et d'approfondir nos connaissances théoriques que nous avons étudiées. Les travaux effectués durant ce PFE nous ont permis de familiariser avec les logiciels Matlab et Mission Planner.

Pour finir, le projet de fin d'études que nous avons entrepris a un grand intérêt. Ce dernier est pluridisciplinaire et fait appel à plusieurs domaines de l'ingénierie et les domaines d'application ne cessent pas d'accroître.

Comme perspectives, on vise à :

- Réaliser notre propre contrôleur de vol (software et hardware).
- Étudier et faire la conception de notre propre structure quadrotor.
- Créer et sécuriser notre propre protocole de communication station sol/air-robot.
- Synthétiser une loi de commande (commande pour contrôle la boucle de l'attitude, vitesse et position) basée sur les lois de commande et les approches avancées.



# Annexe

## .0.0.1 La carte PixHawk Contient les capteurs suivantes

- ★ GPS externe de la carte .
- ★ Air speed indicateur + sonde Pitot externe de la carte .
- ★ Altimètre encastrée dans la carte.
- ★ Accéléromètre 3axes encastrée dans la carte .
- ★ Gyroscope 3axes encastrée dans la carte .
- ★ IMU 9axes encastrée dans la carte .
- ★ 2 modules de transmission data 433MHZ ou 915MHZ .

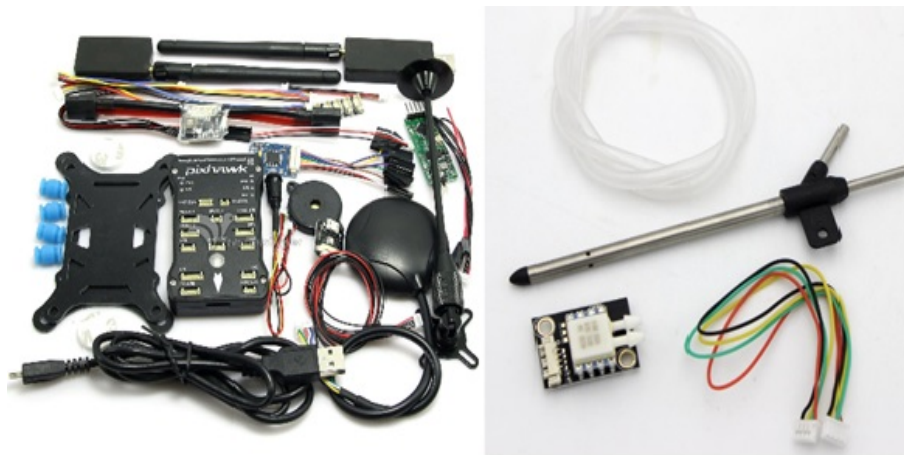


FIGURE 23 – Mécanisme de fonctionnement de quadrotor

## .0.0.2 Mécanisme de fonctionnement de l'ensemble

Pour pouvoir commander notre UAV, voici le schéma descriptif du système (figure 24).

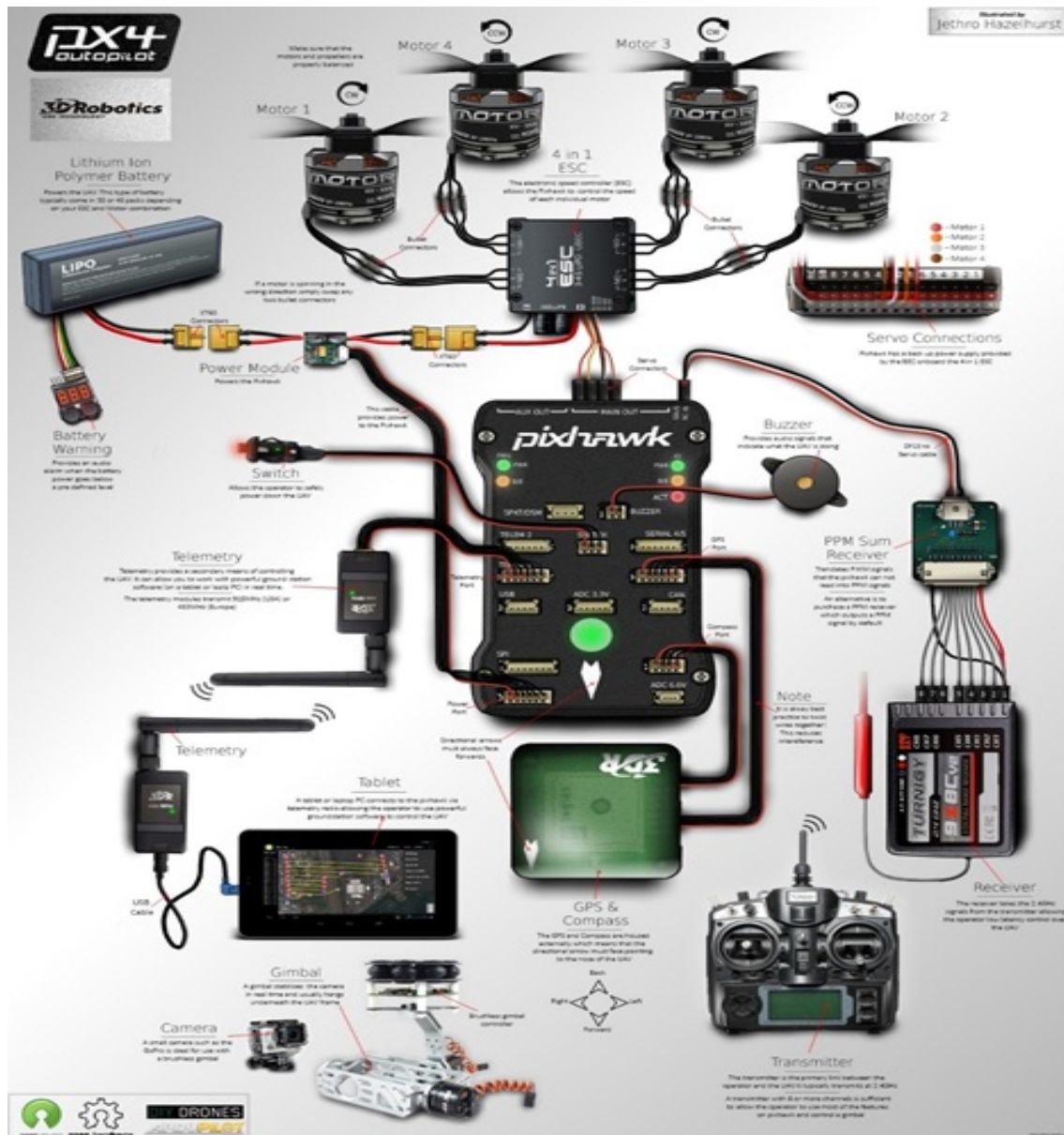


FIGURE 24 – Mécanisme de fonctionnement de quadrotor

# Bibliographie

- [1] Kimon VALVANIS. *Advances in Unmanned Aerial Vehicles : State of the Art and the Road to Autonomy*, 33. 2008.
- [2] Adrien. DROUOT. *Stratégies de Commande pour la Navigation Autonome d'un Drone Projectile Miniature*. Phd, Université de Lorraine, 2013.
- [3] Mohammed Rida. MOKHTARI. *Observation et Commande de Drones Miniatures à voilures tournantes*. Phd, Université Aboubekr Belkaid Tlemcen, 2015.
- [4] K. NONAMI, F KENDOUL, S. SUZUKI, W. WANG, and D NAKAZAWA. *Autonomous Flying Robots Unmanned Aerial Vehicles and Micro Aerial Vehicles*. 2010.
- [5] Matthew. DEGARMO. *Issues Concerning Integration of Unmanned Aerial Vehicles in Civil Airspace*. 2004.
- [6] Philippe. CAZIN. *La révolution des drones*. 2004.
- [7] Nicolas. ACHOTTE. *Conception, Optimisation et Dimensionnement de Moteurs Planaires à Aimants Permanents pour Drones Miniatures en Vol Stationnaire*. Phd, Université Joseph Fourier, 2005.
- [8] Guerrero. CASTELLANOS. *Estimation de l'Attitude et Commande Bornée en Attitude d'un Corps Rigide : Application à un Mini Hélicoptère à Quatre Rotors*. Phd, Université Joseph Fourier, 2005.
- [9] Tarek. HAMEL and Philippe. SOUERES. *Modélisation, estimation et contrôle des drones à voilures tournantes : Un aperçu des projets de recherche français*. UNSA-CNRS, LAAS-CNRS Toulouse, France.
- [10] Mohamed Elamine. LARBI. *Synthèse des Observateurs pour un Drone Hélicoptère*. Phd, Université des Sciences et de la Technologie D'ORAN MOHAMED BOUDIAF, 2015.
- [11] Damien POINSOT. *Commande d'un drone en vue de la conversion vol rapide - vol stationnaire*. Phd, UNIVERSITE DE TOULOUSE, 2008.
- [12] Redouane. AYAD. *Conception et Réalisation d'un Drone Quadrirotor*. Phd, Université des Sciences et de la Technologie MOHAMED BOUDIAF Oran, 2010.
- [13] Oussama. BOUDGUIGA. *Commande à Saturation pour le Contrôle de la Position d'un Robot Volant de Type Quadrirotor*. Phd, Ecole de Technologie Supérieure Université du QUEBEC, 2016.
- [14] M'hammed. GUISSER. *Contribution à la Commande des Systèmes Volants : Application aux Hélicoptères Autonomes*. Phd, Université Hassan II Aïn Chock Ecole Nationale Supérieure D'Electricité et de Mécanique ENSEM-Casablanca, 2009.
- [15] Mohamed. HAMD AOUI. *Optimisation multicritères de l'efficacité propulsive de mini-drones Biomimétiques à ailes battantes par algorithmes évolutionnaires*. Phd, Université pierre et marie curie France, 2009.

- [16] D. H. SHIM, T. J. KOO, F. HOFFMANN, and S. S. Sastry. A comprehensive study of control design for an autonomous helicopter. *IEEE*, 1998.
- [17] A. TAYBI 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*, 2004.
- [18] L. LIPERA, J. COLBOURNE, M. H. TISCHLER, M. MANSUR, M. ROTKOWITZ, and P. PATAN-GUI. The micro craft istar micro air vehicle : Control system design and testing. *the American Helicopter Society International*, 2001.
- [19] E. PFEIFER and F. KASSAB. Dynamic feedback controller of an unmanned aerial vehicle. *IEEE*, 2012.
- [20] Julien. METGE. *Etude de la calibration et de l'integration sur mini-drone d'un systeme camera - capteurs inertiels et magnetique et ses applications*. Phd, Universite de Bordeaux Ecole Doctorale des Sciences Physiques et de l'Ingenieur, 2014.
- [21] J. K. Pieper, S. Baillie, and K. R. Goheen. Linear-quadratic optimal model-following control of a helicopter in hover. *Proceedings of the American Control Conference, Baltimore, Maryland, USA*, 1994.
- [22] A. Budiyo and S. S. Wibowo. Optimal tracking controller design for a small scale helicopter. *Journal of Bionic Engineering*, 2007.
- [23] F. SANTOS, M. LIU, and G. EGAN. Linear quadratic optimal control synthesis for a uav. *Proceedings of the 12th Australian International Aerospace Congress, Melbourne, Australia*, 2007.
- [24] J. E. WHITE and J. R. PHELAN. Stability augmentation for a free flying ducted fan. *Proceedings of the AIAA Aerodynamics Flight Mechanics Conference, Monterey, California, USA*, 1987.
- [25] S. BOUABDALLAH, A. NOTH, and R. SIEGWART. Pid vs lq control techniques applied to an indoor micro quadrotor. *Proceedings of the IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, Sendai, Japan*, 2004.
- [26] G. PAPAGEORGIOU and K. GLOVER.  $H_1$  loop-shaping : Why is it a sensible procedure for designing robust flight controllers? *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Portland, Oregon, USA*, 1999.
- [27] M. CHEN and M. HUZMEZAN. A combined mbpc/2dof hinf controller for a quadrotor uav. *Proceeding of navigation, and control conference and exhibit, Texas*, 2003.
- [28] M. CHEN and M. HUZMEZAN. A combined mbpc/2dof hinf controller for a quadrotor uav. *Proceeding of navigation, and control conference and exhibit, Texas, USA*, 2003.
- [29] A. J. SMERLAS, D. WALKER, J. I. POSTLETHWAITE, M. E. STRANGE, J. HOWITT, and A. W. Gubbels. Evaluating  $H_1$  controllers on the nrc bell 205 fly-by-wire helicopter. *Control Engineering Practice*, 2001.
- [30] E. PREMPAIN and I. POSTLETHWAITE. Static  $H_1$  loop shaping control of a fly-by-wire helicopter. *Automatica*, 2005.
- [31] I. POSTLETHWAITE, E. M. C. PREMPAIN, E. and TURNER, K. ELLIS, and A. W. GUBBELS. Design and flight testing of various  $h_1$  controllers for the bell 205 helicopter. *Control Engineering Practice*, 2005.
- [32] M. G. PAPAGEORGIOU, W. C. MESSNER, and T. KANADE. sign and fldeight testing of an  $h_1$  controller for a robotic helicopter. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2006.

- [33] J. GADEWADIKAR, F. L. LEWIS, K. SUBBARAO, K. PENG, and B. M. CHEN.  $H$ -infinity static output-feedback control for rotorcraft. *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, 2009.
- [34] D. C. BERMES, S. BOUABDALLAH, and R. SIEGWART. Modeling, system identification and robust control of a coaxial micro helicopter. *Control Engineering Practice*, 2010.
- [35] P. BENDOTTI and J. C. MORRIS. Robust hover control for a model helicopter. *Proceedings of the American Control Conference, Seattle, Washington, USA*, 1995.
- [36] L. W. CASTILOO, C. and MORENO and K. P. VALVANIS. Unmanned helicopter waypoint trajectory tracking using model predictive control. *Proceedings of the Mediterranean Conference on Control and Automation, Athens, Greece*, 2007.
- [37] R. FRANZ, M. MILAM, and J. HAUSER. Applied receding horizon control of the caltech ducted fan. *Proceedings of the American Control Conference, Anchorage, Alaska, USA*, 2002.
- [38] C. PAPACHRISTOS, K. ALEXIS, G. NIKOLAKOPOULOS, and A. TZES. Model predictive attitude control of an unmanned tilt-rotor aircraft. *Proceedings of the IEEE International Symposium on Industrial Electronics, Gdansk, Poland*, 2011.
- [39] R. A. HYDE and K. GLOVER. The application of scheduled  $H_1$  controllers to a vstol aircraft. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1993.
- [40] M. KRSTIC, I. KANELLAPOULOS, and P. KOKOTOVIC. Nonlinear and adaptive control design. *Wiley*, 1995.
- [41] S. BOUABDALLAH and R. SIEGWART. Backstepping and sliding-mode techniques applied to an indoor micro quadrotor. *IEEE International Conference on Robotics and Automation ICRA '05*, 2005.
- [42] Samir ZEGHLACHE. *Commande non linéaire d'un appareil à vol vertical*. Phd, Université de M'sila Faculté de Technologie Département D'électronique, 2014.
- [43] D. H. SHIM, T. J. KOO, F. HOFFMANN, and S. S. SASTRY. A comprehensive study of control design for an autonomous helicopter. *Proceedings of the 37th IEEE Conference on Decision and Control, Tampa, Florida, USA*, 1998.
- [44] F. K. YEH, C. W. HUANG, and J. J. HUANG. Adaptive fuzzy sliding-mode control for a mini-uav with propellers. *Proceedings of the SICE Annual Conference, Tokyo, Japan*, 2011.
- [45] C. L. HWANG and C. JAN. Fuzzy decentralized sliding-mode under-actuated trajectory-tracking control for quadrotor unmanned aerial vehicle. *Proceedings of the IEEE International Conference on Fuzzy Systems, Brisbane, Australia*, 2012.
- [46] C. COZA, C. NICOL, C. J. B. MACNAB, and A. RAMIREZ-SERRANO. Adaptive fuzzy control for a quadrotor helicopter robust to wind bueting. *Journal of Intelligent and Fuzzy Systems*, 2011.
- [47] J. A. BALL and J.W. HELTON.  $H$ -infini control for nonlinear plants : Connections with differential games. *Proceedings of the 28th IEEE Conference on Decision and Control, Tampa, Florida, USA*, 1989.
- [48] A.J. VAN DER SHAFT. On a state space approach to nonlinear  $H$ -infini control. *Systems and Control Letters*, 1991.
- [49] C. C. KUNG, C. D. YANG, D. W. CHIOU, and C. C. LUO. Nonlinear  $H_1$  helicopter control. *Proceedings of the 41st IEEE Conference on Decision and Control, Las Vegas, Nevada, USA*, 2002.

- [50] G. V. RAFFO, M. G. ORTEGA, and F. R. RUBIO. Nonlinear  $H_1$  controller for the quad-rotor helicopter with input coupling. *Proceedings of the 18th IFAC World Congress, Milano, Italia*, 2011.
- [51] G. V. RAFFO, M. G. ORTEGA, and F. R. RUBIO. An integral predictive/nonlinear  $H$ -infini control structure for a quadrotor helicopter. *Automatica*, 2010.
- [52] A. TAYBI and S. MCGILVARY. Attitude stabilisation of a vtol quadrotor aircraft. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2006.
- [53] 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.
- [54] L. BESNARD. *Control of a quadrotor vehicle using sliding mode disturbance observer*. Phd, ALABAMA UNIVERSITY, 2006.
- [55] Hicham KHEBBACHE. *Tolérance aux défauts via la méthode backstepping des systèmes non linéaires - Application : Système UAV de type Quadrirotor*. Phd, UNIVERSITE FERHAT ABBAS DE SETIF, 2012.
- [56] Guerrero CASTELLANOS. *Estimation de l'attitude et commande borne en attitude d'un corps rigide : Application à un hélicoptère à quatre rotors*. Phd, Joshep Fourier University, Grenoble, France, 2008.
- [57] Samir BOUABDALLAH. *Design and control of quadrotors with application to autonomous flying*. Phd, Ecole Polytechnique federale de Lausanne, 2007.
- [58] 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*, 2007.
- [59] 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.
- [60] 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*, 2007.
- [61] 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, Venice, Italy*, 2007.
- [62] Fuad. GAZAL. *Optimized Endpoint Delivery Via Unmanned Aerial Vehicles*. Phd, Minnesota State University, Mankato, 2017.
- [63] N. RACHEDI. *Commande hybrid avec observation d'un UAV de type Quadrotor*. Phd, EMP Bordj EL-Bahri, Algérie, 2011.
- [64] D. ROSS, E. DEQUINE, and M. CAMUS. *Asservissement par PID*. Phd, Université de lille, 2010.
- [65] Tommaso. BRESCIANI. *Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter*. Phd, Lund University, 2008.
- [66] yvind. MAGNUSSEN and K. SKJNHAUG. *Modeling, Design and Experimental Study for a Quadcopter System Construction*. Phd, University of Agder, 2011.
- [67] "ardupilot". <http://ardupilot.org/ardupilot/docs/common-stores.html>, consulté le 23 Avril 2019.
- [68] G. ROMEO, G. FRULLA, and E. CESTINO. Design of a high-altitude long-endurance solar-powered unmanned air vehicle for multi-payload and operations. 2006.
- [69] John K. BORCHARDT. Unmanned aerial vehicles spur composites use. 2004.