

RÉPUBLIQUE ALGÉRIENNE DÉMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTÈRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPÉRIEUR ET DE LA RECHERCHE
SCIENTIFIQUE

UNIVERSITÉ IBN-KHALDOUN DE TIARET

FACULTÉ DES SCIENCES APPLIQUÉES DÉPARTEMENT DE
GENIE ELECTRIQUE



MEMOIRE DE FIN D'ETUDES

Pour l'obtention du diplôme de Master

Domaine : Sciences et Technologie

Filière : Génie Electrique

Spécialité : Automatique et Informatique Industrielle

THÈME

Contrôle intelligent d'un drone

Préparé par : Mr.Kharoubi mohamed rafik

Mr.Ghani ouadah

Soutenu devant le Jury :

Nom et prénoms	Grade	Qualité
Mr.BOUMEDIENE Bachir	MCB	Président
Mr.BESSOLTANE Laid	MAA	Examineur
Mme.OGAB Chahrazed	MCB	Examineur
Mr.BERKANI Abderrahmane	MCA	Encadreur

PROMOTION 2021 /2022

Remerciement

C'est avec grand plaisir que nous réservons cette page, en signe de gratitude et de reconnaissance à tous ceux qui m'ont aidé à la réalisation de ce travail.

Nous remercions, tout d'abord, **Mr Berkani Abderrahmane** pour sa rigueur et la pertinence de ses jugements qui ont été très constructifs et m'ont permis de faire ce travail. Nous lui sommes également reconnaissante pour sa contribution à l'amélioration judicieuse de la qualité de ce document.

Nous remercions **Mr Boumediene Bachir** pour m'avoir fait l'honneur d'être président du jury.

Nous remercions cordialement **Mr Bessoltane Laid** et **Mme Ogab Chahrazed** d'avoir accepté d'être rapporteurs de ce PFE et d'avoir fait l'insigne honneur d'accepter d'examiner mon travail.

À tous les enseignants de l'Université de Tiaret qui ont participé durant notre formation académique de Licence et de Master.

Nous voudrions exprimer à nos proches toute notre gratitude : nos très chers parents et nos frères.

Et enfin, merci à tous ceux qui ont participé de près ou de loin à l'aboutissement de ce travail.

Dédicace

À tous ceux qui me sont chers :

Ma mère, mon Père

Mes frères, Mes soeurs.

Mohamed & Ouadah

GLOSSAIRE

Liste des abréviations :

- *UAV* : Véhicule aérien sans pilote (Unmanned Aerial Vehicle)
- *Zref* : Z Référence
- *Yref* : Y Référence
- *Xref* : X Référence
- *SISO* : Single Input - Single Output
- *GPS* : Global Positioning System
- *ESC* : régulateur de vitesse électronique
- *DDL* : degré de liberté
- *droneDIY* : do it yourself
- *droneFPV* : first-person view
- *PID* : Proportionnel, Intégral, Dérivé.
- *LQR* : Régulateur linéaire de quadratique
- *TBE* : tableau de bord électrique
- j_r : Moment d'inertie du moteur ($kg.m^2$)
- b : Coefficient de poussée ($N.s^2$)
- d : Coefficient de traînée ($N.s^2$)
- $U1$: Loi de commande désirée suivant l'axe Z(N)
- $U2$: Loi de commande désirée de roulis(N)
- $U3$: Loi de commande désirée de tangage(N)
- $U4$: Loi de commande désirée de lacet(N)
- x_d : Position désirée suivant x (m)
- y_d : Position désirée suivant y (m)
- z_d : Position désirée suivant z (m)
- ϕ_d : Trajectoire de roulis désirée (rad)
- θ_d : Trajectoire de tangage désirée (rad)
- ψ_d : Trajectoire de lacet désirée (rad)
- $E(x y z)$: Repère fixe lié à la terre.
- $B(x y z)$: Repère mobile lié au robot volant.
- e_z : Vecteur unitaire.
- η : Représente le vecteur de la position du robot volant.
- x : Position du robot volant par rapport à l'axe $x(m)$
- y : Position du robot volant par rapport à l'axe $y(m)$
- z : Position du robot volant par rapport à l'axe $z(m)$
- ϕ : Roulis (rad)

- θ : tangage (rad)
- ψ : lacet (rad)
- P : Poids du robot volant (N)
- F_T : La somme totale des forces créées par chaque rotor (N)
- F_1 : Force de poussée créée par le rotor 1 (N)
- F_2 : Force de poussée créée par le rotor 2 (N)
- F_3 : Force de poussée créée par le rotor 3 (N)
- F_4 : Force de poussée créée par le rotor 4 (N)
- F_η : Forces de translations appliquées au robot volant (N)
- W_i : Vitesse de rotation des moteurs (rad/s)
- m : Masse du quadrotor (kg)
- g : Gravité (m/s^2)
- I_{xx} : Inertie selon l'axe x ($kg.m^2$)
- I_{yy} : Inertie selon l'axe y ($kg.m^2$)
- I_{zz} : Inertie selon l'axe z ($kg.m^2$)
- $R(\theta \phi \psi)$: Matrice de rotation totale $B(x y z) \rightarrow E(x y z)$

TABLE DES MATIÈRES

Table des matières	ii
liste des figures	iii
Liste des tableaux	v
Introduction	1
1 Terminologie et Concepts de Système de Drone	3
1.1 Historique des drones	3
1.2 Concept de base	3
1.2.1 Définition de drone	4
1.2.2 Caractéristiques de drone	4
1.3 Classification des drones	6
1.3.1 Drone a ailles battantes	6
1.3.2 Les drones à voilure fixé	6
1.4 Types des drones à voilure tournante	7
1.4.1 Drone mono-rotor	7
1.4.2 Drone bi-rotor	7
1.4.3 Drone tri-rotors	8
1.4.4 Drone quadri-rotors	8
1.5 Domaines d'application des drones	8
1.6 Composantes de drone	9
1.6.1 Le châssis	9
1.6.2 Moteur	9
1.6.3 Les hélices	10
1.6.4 La batterie	10
1.6.5 La radio-commande	11
1.6.6 Le contrôleur de vol	12
1.6.7 La caméra	12
1.7 Les architectures de commande des drones	13
1.7.1 Les méthodes pour le guidage et le pilotage	13
1.7.2 Les méthodes pour la navigation	14
1.8 Conclusion	15
2 Modélisation de Système	17
2.1 Introduction	17
2.2 Description général du quadrirotor	17
2.3 Mouvement de quadrirotor	18
2.3.1 Mouvement vertical	18
2.3.2 Mouvement de roulis	19
2.3.3 Mouvement de tangages	19
2.3.4 Mouvement de lacet	19
2.3.5 Mouvement de translation	20
2.4 Mode de vol	20

2.4.1	Vol vertical	20
2.4.2	Vol stationnaire	21
2.4.3	Vol translation	21
2.5	Modèle dynamique de quadrirotor	21
2.5.1	Angles d'Euler	22
2.5.2	Vitesses angulaires	23
2.5.3	Vitesses linéaires	24
2.5.4	Effets physiques agissants sur le quadrirotor	24
2.5.5	Modèle mathématique selon Newton-Euler :	26
2.5.6	Représentation d'état du système :	29
2.5.7	La dynamique des rotors	30
2.6	Conclusion	31
3	Commande de Système	33
3.1	Introduction	33
3.2	Problème de stabilité de drone	34
3.3	Méthodes de simulation utilisées	35
3.4	Contrôleur PID	36
3.4.1	La composante proportionnelle	37
3.4.2	La composante intégrale	37
3.4.3	La composante dérivée	38
3.5	Commande du quadrirotor par PID	38
3.5.1	Commande de l'altitude	38
3.5.2	Commande du roulis	39
3.5.3	Commande du tangage	39
3.5.4	Commande du lacet	40
3.6	Contrôleur de LQR	40
3.7	Processus de simulation	42
3.8	Analyse des résultats des simulations	45
3.8.1	L'objectif de la simulation	45
3.8.2	Machine et logiciel utilisé	45
3.8.3	Résultats de la simulation	45
3.9	Conclusion	53
3.10	Conclusion	55
	Résumé	60
	Résumé	61

TABLE DES FIGURES

1	L'organisation de notre mémoire	2
1.1	Caracteristiques de drone[19]	5
1.2	Drone a ailles battantes	6
1.3	Les drones à voilure fixé [41]	7
1.4	les différent types de drone	8
10figure.captio.11		
1.6	Les hélices [42]	11
1.7	batterie	11
1.8	Schéma simplifié du fonctionnement d'un quadrirotor [20]	12
1.9	Exemple d'interface graphique dédiée pour le pilotage de drone.	14
2.1	les Mouvement de quadrirotor	18
2.2	Illustration du mouvement vertical	18
2.3	Illustration du mouvement de roulis.	19
2.4	Illustration du mouvement de tangage.	19
2.5	Illustration du mouvement de lacet.	20
2.6	Illustration du mouvement de translation.	20
2.7	Identification du sens de rotation des rotors.	26
3.1	Architecture de drone pour autonome avec une stations de contrôle sous forme d'un tableau de bord.	34
3.2	Schéma de simulation du quadrirotor en utilisant LQR dans MATLAB/Simulink.	35
3.3	Schéma de simulation du quadrirotor en utilisant PID dans MATLAB/Simulink.	36
3.4	Structure PID classique.	37
3.5	. Schéma fonctionnel des contrôleurs du système complet.	38
3.6	Représentation du contrôle LQR avec action intégrale	41
3.7	Schéma conceptuel de notre processus de simulation.	43
3.8	Animation des traces de la simulation.	44
3.9	Position de X_{ref} et X en fonction de temps.	46
3.10	Position de Y_{ref} et Y en fonction de temps.	46
3.11	Position de Z_{ref} et Z en fonction de temps.	47
3.12	suivi de position angulaire de roulis (PID)	47
3.13	Suivi de position angulaire de tangage (PID)	48
3.14	Position de X_{ref} et X en fonction de temps.	48
3.15	Position de Y_{ref} et Y en fonction de temps.	49
3.16	Position de Z_{ref} et Z en fonction de temps.	49
3.17	suivi de position angulaire de lacet (LQR)	50
3.18	suivi de position angulaire de tangage (LQR)	50
3.19	suivi de position angulaire de roulis (LQR)	51
3.20	Animation relative au contrôleur LQR	51
3.21	Animation relative au contrôleur PID	52

LISTE DES TABLEAUX

3.1	Les paramètres constant de quadrirotor.	36
3.2	Les conditions initiales.	43
3.3	Matrice de notre système	44

INTRODUCTION GÉNÉRALE

"To accomplish great things, we must not only act, but also dream; not only plan, but also believe". »
— Anatole France

Introduction Générale

les drones nn je font aujourd'hui l'objet d'études et de développements intenses en raison de leurs grands avantages potentiels (par ex. [25] [30] [36] [8] [35] [47]) au divertissement, à l'agriculture, à la construction, aux marchés de livraison et à de nombreux d'autres domaines. Par exemple dans les considérations de sécurité. Ils ne sont plus utilisés aujourd'hui pour la reconnaissance des images et aussi comme systèmes d'armes autonomes. Les drones civils peuvent devenir une plate-forme infrastructurelle dominante, car ils sont bon marché, facilement disponibles et peuvent être déployés dans de nombreuses industries pour effectuer des tâches complexes, coûteuses et dangereuses que les humains ont du mal à accomplir (par ex. [11, 5, 7]).

Récemment, plusieurs technologies ont été proposées pour faciliter la personnalisation des drones et surtout pour augmenter leur autonomie sans changer la conception du système [4]. En d'autres termes, étant donné que les drones peuvent avoir besoin de passer un processus de certification (qui est un processus long et coûteux) avant d'être mis à la disposition des utilisateurs finaux, la simple orchestration des fonctions fournies par les drones (telles que le "décollage" et "fly to") afin de mettre en œuvre des missions spécifiques ne doivent pas impacter leur conception certifiée. Considérant des objectifs analogues, plusieurs technologies dans le domaine de la robotique visent à fournir une modularité et une réutilisabilité au système du robot [31].

Grâce aux capacités de contrôle des commandes, il est possible de concevoir un ensemble d'algorithmes de contrôle pour faciliter la création d'une mission complexe par un utilisateur final, qui serait capable de travailler avec un langage graphique plus intuitif. Le comportement souhaité peut être modélisé et le modèle peut être utilisé pour évaluer certaines des caractéristiques du système avant sa construction, ainsi que pour générer automatiquement le code nécessaire de pilotage et paramétré les paramètres de pilotages qui implémente ce comportement dans un drone réel.

Notre projet de fin d'étude présente une comparaison basée sur la simulation entre les deux contrôleurs, le Proportionnel Intégral Dérivé (PID)[39], un contrôleur classique et le Régulateur Quadratique Linéaire (LQR) [10], un contrôleur optimal, pour un modèle quadricoptère linéarisé. Pour simplifier un modèle dynamique autrement compliqué d'un quadricoptère, nous dérivons un modèle mathématique linéaire en utilisant les lois de Euler et en appliquant les principes de base de la physique. Ces algorithmes de contrôle PID et LQR optimise deux deux principales grandeurs qui doivent être optimisées sont la consommation d'énergie et la vitesse de réponse. L'idée derrière consiste à trouver un compromis

entre deux critères qui sont souvent contradictoires afin d'atteindre une certaine stabilité de notre système. Cette propriété de stabilité garantir la robustesse sous la variation des paramètres d'entrées afin de vérifier si le système fonctionne dans des conditions anomales. Les deux contrôleurs sont simulés dans Simulink¹ dans les mêmes conditions initiales et montrent une réponse satisfaisante.

Nous avons organisé cette mémoire de la façon suivante (Figure 1) :

- **Chapitre 1** : présente la terminologie et les concepts de bases de système de drone.
- **Chapitre 2** : présente la modélisation de notre système d'étude.
- **Chapitre 3** : présente l'implémentation et la simulation de notre modèle dans l'environnement Simulink de Matlab.

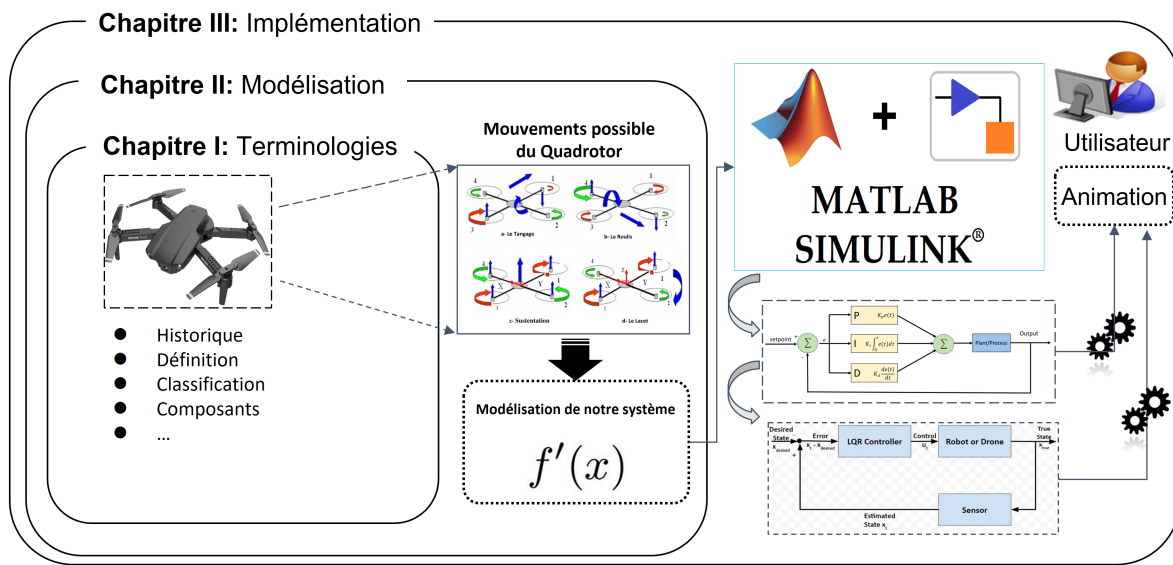


FIGURE 1 – L'organisation de notre mémoire

1. <https://fr.mathworks.com/products/simulink.html>

TERMINOLOGIE ET CONCEPTS DE SYSTÈME DE DRONE

« If you are unable to understand the cause of a problem it is impossible to solve it.. »

– Naoto Kan1

1.1 Historique des drones

L'origine du drone remonte à la fin du siècle. Les premiers aéronefs utilisés comme drone étaient des ballons gonflables. Par la suite, la volonté de développer des drones vient sous l'impulsion des États-Unis lors de la première guerre mondiale qui s'est déroulée entre 1914 et 1918. Par la suite, l'Allemagne développe le bombardier « V-1 » pendant la seconde guerre mondiale qui s'est déroulée entre 1939 et 1945. Pendant la guerre froide, les Américains ont trouvé un intérêt à envoyer des drones au plus proche des essais nucléaires, un lieu où l'homme ne peut pas se rendre. La fin du siècle est marquée par la mise en service du drone américain, le « Predator » pour des missions de reconnaissance. Le début des années 2000 voit l'émergence du « Global Hawk » qui est utilisé comme support lors d'opérations militaires.

1.2 Concept de base

Dans cette section, nous allons présenter les concepts de base autour de système de gestion de drones.

1.2.1 Définition de drone

Il existe plusieurs définitions dans la littérature, nous avons pris les deux définitions suivantes :

Definition 1 (Qu'est ce qu' un drone ?). *Un drone, est un aéronef télécommandé sans pilote, destinée à des missions de surveillance, de renseignement, de combat ou de transport.*

Definition 2 (Qu'est ce qu' un drone ?). *Les drones sont des engins volants de taille réduite, moins chers et plus simples à mettre en œuvre qu'un avion, ils sont plus discrets et leur perte est moins grave que celle d'un appareil de son pilote.*

Le nom technique des drones est "véhicules aériens sans pilote" (UAV). Ce sont des véhicules aériens qui existent dans une grande variété de tailles, de formes et de fonctions, qui sont contrôlés soit par des systèmes à distance, soit par des systèmes de contrôle depuis le sol. Ils sont généralement utilisés pour effectuer des tâches dans lesquelles le vol habité est considéré comme risqué. Les drones trouvent principalement une utilisation dans les services militaires, mais sont maintenant utilisés dans diverses opérations civiles telles que la recherche et le sauvetage, l'analyse météorologique, etc.

D'un point de vue technique, un drone on l'appelle aussi en anglais UAV 2 désigne tout aéronef sans pilote quel que soit sa taille, sa forme, sa fonction ou ses caractéristiques. Dans la littérature on trouve la définition anglo-saxonne suivante « Drone : an aircraft without a pilot that is operated by remote control », de cette définition on peut remarquer qu'un drone :

- N'est pas complètement autonome, car il peut être contrôlé d'une station terrestre ou aérienne à partir d'un autre aéronef, dans le cas idéal il peut être complètement autonome.
- Il y a différents modes de pilotages selon l'utilisation : Pilotage par manette et ordinateur, Pilotage par téléphone et Pilotage radiocommandé.
- Peut bien transporter des passagers.

On parle de plus en plus souvent de « systèmes de drones ». En effet, le drone lui-même est le constituant d'un système qui est composé :

1. D'un ou plusieurs vecteurs aériens équipés de capteurs de détection
2. D'une ou plusieurs stations au sol de commande et de recueil des détections
3. De liaisons radio-électriques de données entre le vecteur aérien et la partie au sol.

1.2.2 Caractéristiques de drone

Pour mieux comprendre notre objet volant, décortiquons-le en détail à partir de zéro pour en savoir plus sur sa constitution. En y regardant de plus près, nous avons remarqué que le drone est composé de : la châssis, le système de propulsion et le contrôleur de vol.

1.2.2.1 Le châssis

C'est la base des drones. Selon le modèle, le cadre peut varier et se composer de 3, 4, 6 ou 8 bras. Les bras du drone peuvent être simples ou doubles. Le châssis du drone doit être ergonomique pour permettre aux objets de s'envoler facilement. Le cadre peut être en bois, en aluminium, en plastique ou en fibre de carbone.

1.2.2.2 Le système de propulsion

C'est ce qui fait voler le châssis. À cette fin, le système de propulsion comprend des moteurs électriques, des hélices, des batteries et un régulateur de vitesse électronique (ESC). En fonction de ces différents éléments, le temps de vol et la charge utile maximale supportée par le drone peuvent varier.

1.2.2.3 Le contrôleur de vol

Grâce à des microprocesseurs et des capteurs, il crée un lien entre le pilote et le drone. Les pièces de rechange pour le drone peuvent être achetées séparément, permettant à la plupart des connaisseurs de construire leurs propres drones (DIY). Selon les capacités du drone, d'autres composants peuvent être ajoutés, comme une caméra embarquée. Il est même possible d'intégrer différentes innovations technologiques, en utilisant l'impression 3D pour fabriquer votre drone pour fabriquer le châssis.

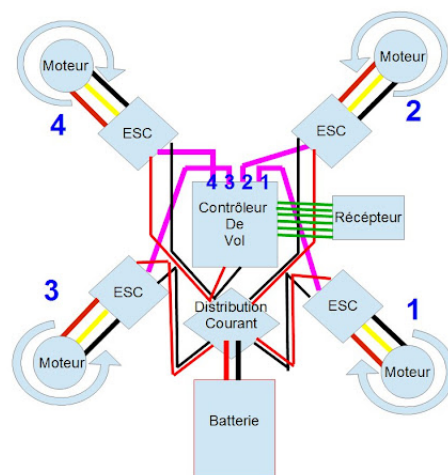


FIGURE 1.1 – Caractéristiques de drone[19]

1.3 Classification des drones

Dans la littérature, nous avons trouvé beaucoup de classification des drones qui est considéré comme un exercice difficile car elle dépend de spécification et des critères considérés par les chercheurs, cependant les drones aériens peuvent être classés selon trois catégories :

1.3.1 Drone a ailles battantes

Dans le cadre de la conception des drones trois types de solutions ont émergées. La première (drones à ailes fixes) découple la production des forces de portance et de propulsion : la voilure produit la force de portance permettant la sustentation et les moteurs produisent la force propulsive. La seconde alternative (drones à voilure tournante) assure à la fois la propulsion et la sustentation par l'intermédiaire des ailes. La troisième solution

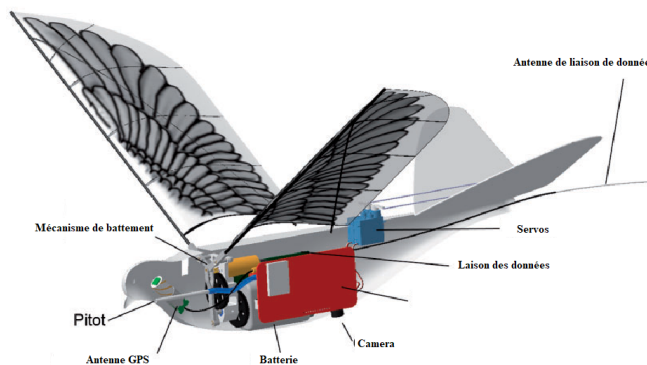


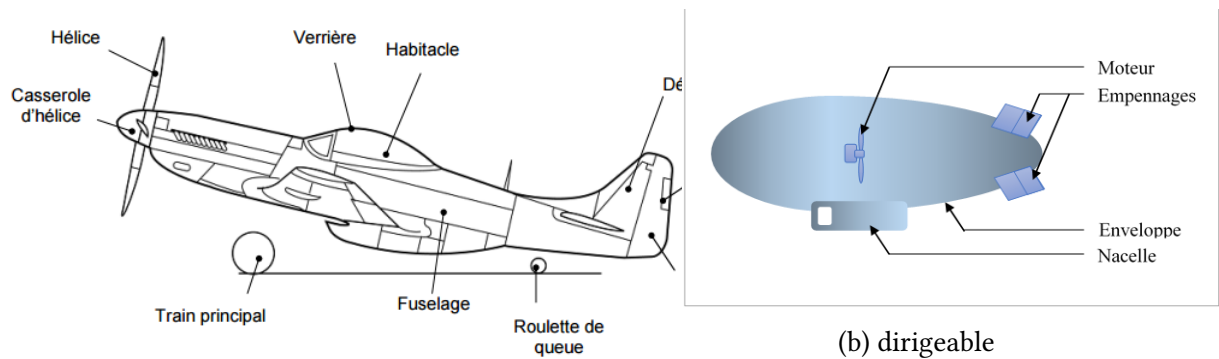
FIGURE 1.2 – Drone a ailles battantes

(drones à ailes battantes) fait de même que la seconde au niveau de la génération des forces de propulsion et de portance, sauf qu'elle s'inspire plus largement de la nature quant à la forme et au mouvement des ailes.

1.3.2 Les drones à voilure fixé

Qui comprend les "ailes volantes". Comme le modèle Parrot Disco, l'aile est destinée aux grands espaces et est facile à manœuvrer même par temps venteux. Avec une bonne autonomie de 45 minutes, il peut dépasser les 80 km/h. Autant dire qu'il faut encore prendre son temps pour maîtriser ce drone. Recadrés pour la vitesse et la vidéo, ceux moins pour la photographie.

1. **Plus lourd que l'air** : type avion (voire la Figure 1.3a)
2. **Plus léger que l'air** : type dirigeable (voire la Figure 1.3b)



(a) avion

(b) dirigeable

FIGURE 1.3 – Les drones à voilure fixé [41]

1.4 Types des drones à voilure tournante

Dans cette section, nous allons présenter les types des drones à voilure tournante. La Figure 1.4 montre les une vue globale de comparaison de ces types des drones.

1.4.1 Drone mono-rotor

La construction la plus courante dans les drones est généralement le modèle multi-rotor avec plusieurs hélices pour maintenir la position de l'appareil, mais dans le cas d'un modèle à un seul rotor, vous n'en trouverez qu'un à l'intérieur. Il y a aussi un rotor de queue qui contrôle simplement la direction de l'avion. Si vous faites face à une altitude élevée pour transporter de lourdes charges et que vous avez besoin d'un temps de vol plus rapide, une hélice d'hélicoptère unique plus longue pourrait être le meilleur choix pour vous.

1.4.2 Drone bi-rotor

dans ce type de configuration nous pouvons distinguer ceux qui utilisent un ou deux plateaux cycliques et ceux qui utilisent des pales à pas fixe [15] [22]. Parmi ceux qui utilisent des plateaux cycliques nous avons l'hélicoptère classique avec un rotor principal et un rotor de queue Figure 2.6 Dans cette catégorie on peut citer aussi l'hélicoptère en tandem qui possède deux rotors qui tournent en contre sens mais dans des axes différents. En ce qui concerne des appareils sans plateaux cycliques, il est clair qu'avec seulement deux rotors on ne peut pas générer une force et trois couples indépendants. Il faut donc ajouter soit des ailerons, soit des mécanismes pour faire pivoter les rotors.

1.4.3 Drone tri-rotors

Il y a trois moteurs puissants différents à l'intérieur des trois contrôleurs, quatre gyroscopes et un seul servo [26]. Les moteurs sont simplement situés à chaque extrémité du bras, et chacun d'eux porte un capteur de A chaque fois que vous devez relever votre tricopter, il est nécessaire d'initier le mouvement de la manette des gaz, le gyroscope recevra immédiatement son signal et passera directement la commande vous permettant de contrôler la rotation du tricopter. Un tricopter peut maintenir une stabilité sonore car il est équipé de nombreux capteurs électroniques et conventionnels. Vous n'avez pas besoin d'appliquer de corrections manuelles.

1.4.4 Drone quadri-rotors

L'hélicoptère à quatre hélices ou quadrirotor est le plus populaire parmi les hélicoptères multi rotor. 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. Les quadrirotors 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 [2]

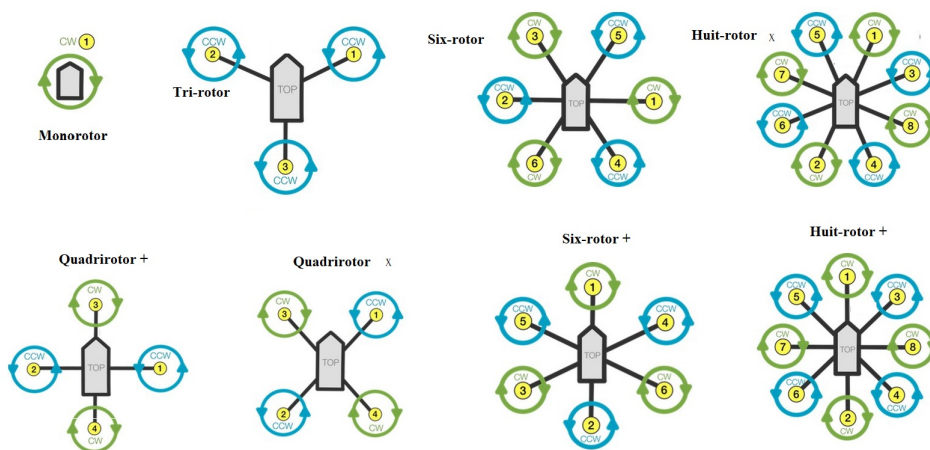


FIGURE 1.4 – les différent types de drone

1.5 Domaines d'application des drones

La plupart des drones sont utilisés au niveau militaire ou de sécurité.

- **Au niveau militaire**, le drone peut être utilisé comme arme, relais ou collecteur d'informations (pour plus de détail, une revue de littérature présente les domaines

d'application [38]). Au cœur de la guerre électronique, il peut agir comme un dispositif pour brouiller ou intercepter les communications.

- **Au niveau de la sécurité**, il pourrait s'agir, par exemple, du contrôle du trafic terrestre, de la surveillance maritime ou de la recherche aérienne. Au niveau civil, il peut être très utile dans des environnements difficiles, pour la prévision météorologique et la livraison du matériel. Certains auteurs ont suggéré d'intégrer la caméra dans leur caméra tout en effectuant un suivi orbital. D'un autre côté, un drone est un appareil à faible énergie qui peut être testé plusieurs fois et qui ne mettra jamais en danger la vie du pilote.

1.6 Composantes de drone

Lorsque l'on fait référence au matériel, cela signifie tous les objets physiques qui forment le drone. Ce qui suit est une liste avec les pièces présentes dans notre drone.

1.6.1 Le châssis

Le châssis est tout simplement la base ou le squelette du drone. Aussi connus sous le nom de cadres par la plupart des connaisseurs, les cadres se présentent sous différentes formes et différentes caractéristiques. On distingue notamment les différents châssis par leurs nombres de bras : Le tricoptère (**x3 bras**). Le quadricoptère (**x4 bras**). L'hexacoptère (**x6 bras**). Le modèle Y6 (**x3 bras doubles**). L'octocoptère (**x8 bras**). Le modèle X8 (**x4 bras doubles**). Le châssis peut tout faire bien construit ou acheter pour construire des drones. Il est même possible d'utiliser une imprimante 3D¹ pour un résultat optimal, même si cela demande des connaissances dans ce domaine. Pour commencer, le plus simple est donc d'acheter un châssis en faisant attention à sa compatibilité avec les composants du drone. Le châssis d'un drone peut être en bois, en plastique, en aluminium ou encore en fibre de carbone. Selon l'utilisation envisagée, le choix du matériau est important, le cadre en bois sera plus cher et le plus léger en fibre de carbone en plus .

1.6.2 Moteur

Disponible en différentes tailles et puissances. Ils sont caractérisés par le diamètre de leur cage tournante et par le nombre de tours/volt ou KV. Un moteur ayant un KV de 1000 tr/V fonctionnera à 12000 tours/min s'il est alimenté en 12V. Sur les moteurs brushless utilisés en modélisme, des bobinages en cuivre sont montés sur le stator et des aimants sur le rotor contrairement aux moteurs électriques classiques. La figure suivante illustre un

1. Imprimante ayant la capacité de produire des objets en trois dimensions à partir d'un modèle défini préalablement dans un document informatique. Exemple : Je me suis fait un pot à crayon grâce à mon imprimante 3D

exemple de pilote de moteur de mini drone utilisant Arduino².

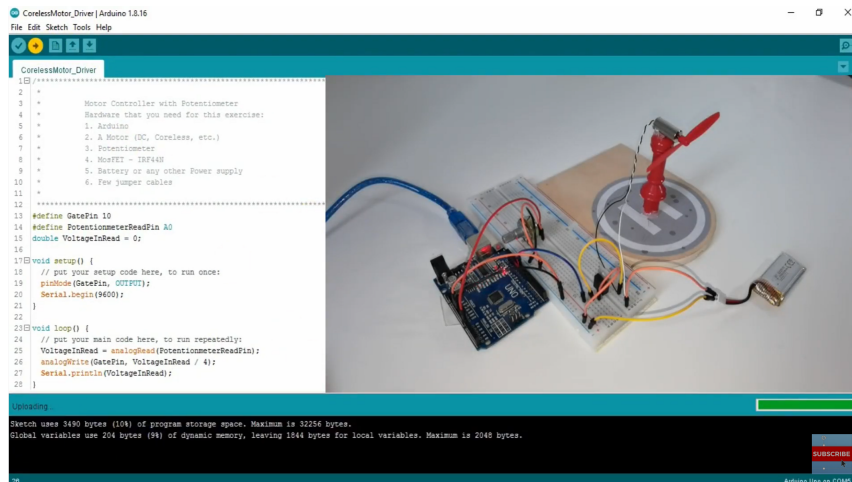


FIGURE 1.5 – Exemple de pilote de moteur de mini drone utilisant Arduino³

1.6.3 Les hélices

Ils sont généralement en matériaux plastiques mais peuvent également être en matériaux composites. Ils sont identifiés par leur diamètre et leur pas en pouces. Les hélices sont conçues pour fonctionner conjointement les unes avec les autres afin d'éviter tout déséquilibre de couple qui pourrait rendre le véhicule incontrôlable. Leur fonctionnement se déroule comme montre la Figure 1.6 : (1) Afin de caractériser la force et le couple généré entre chaque moteur et son hélice, le capteur est fixée à l'extrémité du moteur. (2) Lorsque le moteur est en fonctionnement et en rotation, la force appliquée sur l'hélice sera mesurée en $(\mathcal{F}z)$, et couple de réaction du moteur est mesurée en $(\mathcal{M}z)$. (3) Ce capteur est utilisé avec un module d'acquisition USB, permet d'analyser et de traiter les données en temps réel.

1.6.4 La batterie

La batterie utilisée sur le drone multiroteur est essentiellement "Lithium Polymer". Ils sont issus d'une technologie qui offre un bon rapport poids/puissance. Un élément LiPo fournit une tension de 3,7V. Sur les drones, on utilise généralement des batteries 3 ou 4 éléments. L'intensité est également un critère de sélection. Une batterie 3000mAH aura une meilleure autonomie qu'une batterie **2200mAH**. Un chargeur spécifique est à prévoir ainsi que des règles de sécurité très strictes car ces batteries peuvent exploser en cas de mauvaise manipulation. La Figure suivante montre un schéma interne de batteries de drones

2. Arduino est la marque d'une plateforme de prototypage open-source qui permet aux utilisateurs de créer des objets électroniques interactifs à partir de cartes électroniques matériellement libres sur lesquelles se trouve un microcontrôleur

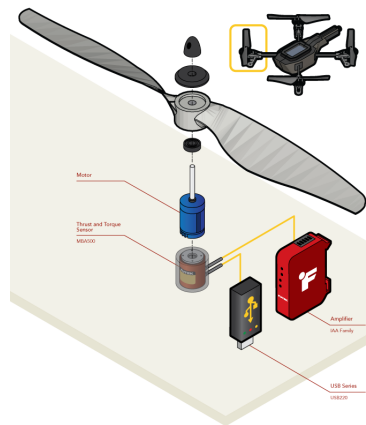


FIGURE 1.6 – Les hélices [42]

échangeables prolonge le temps de vol. La Figure 1.7 un schéma interne de batteries de drones échangeables prolonge le temps de vol.



FIGURE 1.7 – batterie

1.6.5 La radio-commande

Pour piloter un drone, vous avez besoin d'un émetteur radio dans le pilote et d'un récepteur dans le drone. Il existe plusieurs technologies de radiocommande, radios 41 (MHz) et radios 2.4 (GHz), souvent programmées pour s'adapter à chaque appareil radiocommandé [33]. Une radio-commande doit idéalement comporter 6 voies pour piloter un drone, 4 voies sur les manettes et 2 voies sur des interrupteurs pour actionner certaines fonctions. Il existe deux modes de configuration des manettes, le Mode 1 dans lequel les gaz sont à droite et le mode 2 où les gaz sont à gauche. Certaines radios fonctionnent dans les deux sens, c'est-à-dire qu'elles envoient des commandes à l'émetteur mais reçoivent également de celui-ci.

1.6.6 Le contrôleur de vol

C'est une carte électronique, équipée de capteurs très précis, qui va traiter les consignes du pilote envoyées à l'émetteur ainsi que les informations envoyées par ses capteurs et va transmettre des impulsions électriques aux contrôleurs des moteurs pour faire varier leur vitesse. Ces cartes sont équipées de gyroscopes et d'accéléromètres pour mesurer et compenser les déplacements. Certaines cartes avancées sont équipées d'un GPS et d'un altimètre pour maintenir un point ou une altitude fixe ou pour revenir au point de départ du drone en cas de perte du signal radio.

1.6.7 La caméra

La caméra est, la plupart du temps, fixée en dessous du drone pour avoir une θ optimale. Les caméras sont de petites tailles et sont soit intégrées au drone soit externes à celui-ci et doivent donc être rajoutées. Il faut savoir que les caméras intégrées n'ont parfois pas d'enregistreurs, cela dépend de la qualité et par conséquent du prix de la caméra. Nous synthétisons tous ces concepts présentés dans les sections précédentes dans une vue globale qui illustre les différents services avec les utilisateurs finaux. La Figure 1.8 montre les services suivantes :

- Audio Acquisition : L'acquisition de données joue un rôle primordial dans les domaines du test et de l'automatisation.
- Pré-traitement : Pré-traitement des signaux et extraction des variables de classification.
- Analyse audio à court terme : A très court terme, les indicateurs techniques confirment l'opinion haussière de cette analyse
- Exploitation des données : ce service exploite les données avec les algorithmes et des techniques avancées.
- Prise de décision : La chambre de contrôle présente les informations sous formes d'un tableau de bord électrique (TBE) de pilotages.

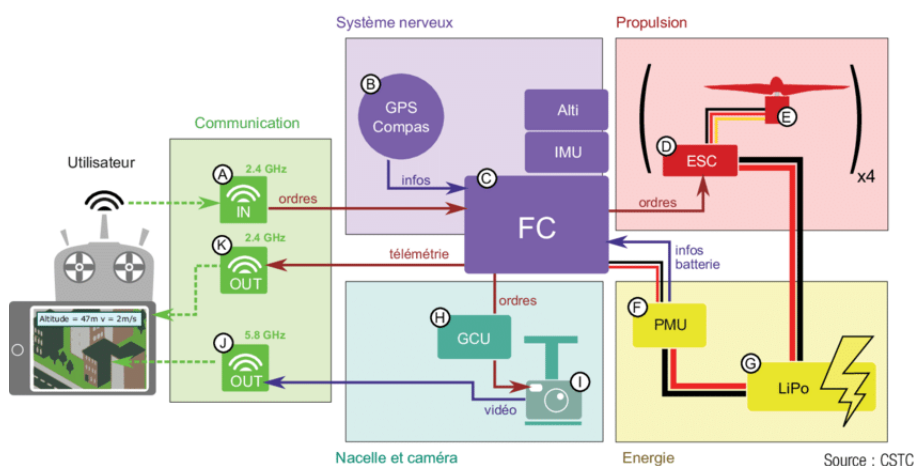


FIGURE 1.8 – Schéma simplifié du fonctionnement d'un quadrirotor [20]

1.7 Les architectures de commande des drones

Les drones ont un certain nombre de caractéristiques spécifiques qui rendent difficile la conception d'algorithmes de contrôle. En effet, ces dispositifs, et plus particulièrement les drones à voilure tournante, sont des systèmes peu performants, sensibles aux perturbations et dont la dynamique est fortement non linéaire. Ce dernier a également un certain degré de couplage entre diverses variables d'état du système et ses entrées de commandes[19]. Dans le but de réduire voire d'éliminer ces effets indésirables, le développement de stratégies de contrôle pour les véhicules autonomes a fait l'objet de plusieurs centaines voire plusieurs publications au cours des dernières décennies. Par conséquent, un examen complet de la littérature à ce sujet serait une tâche monumentale en soi.

1.7.1 Les méthodes pour le guidage et le pilotage

L'enjeu de la fonction de guidage est de déterminer les signaux de commande qui seront envoyés aux différents actionneurs pour qu'un véhicule réalise un comportement désiré. La fonction de pilotage sert quant à elle à concrétiser, via les actionneurs, les consignes exprimées par le guidage pour stabiliser l'appareil. Par conséquent, ces deux fonctions sont placées entre l'humain et le système, en interprétant à la fois les instructions de l'utilisateur et les informations provenant de différents capteurs pour assurer un comportement efficace en boucle fermée.[32]

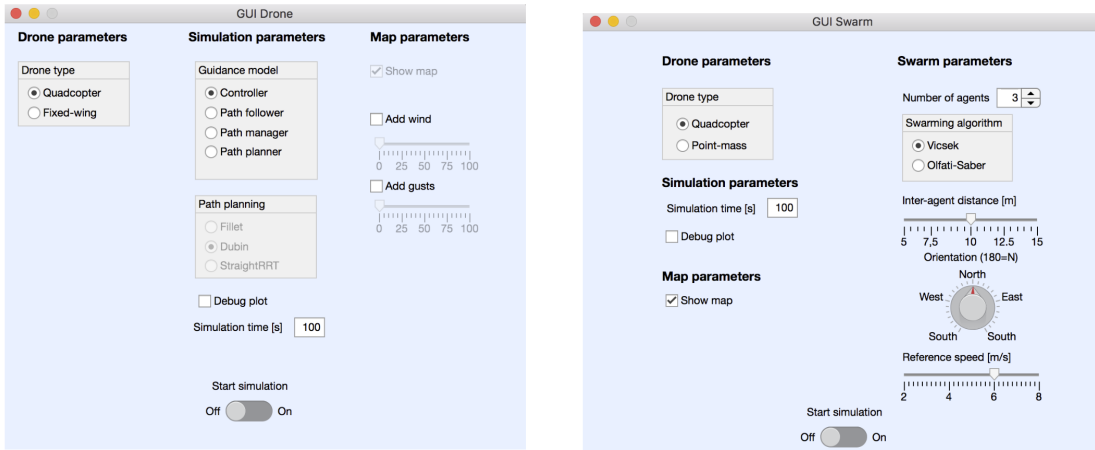
En terme d'interface des utilisateurs finaux, comme montre la Figure 1.9, les outils graphiques pris en charge pour les simulations de drones uniques fournissent un visualiseur de drones 3D avec le traceur de variables d'état. L'exemple suivant est fourni : un contrôleur, un suiveur de chemin, un gestionnaire de chemin et le plan. Pour faciliter l'utilisation, les simulations de drone unique peuvent également être exécutées à partir d'une interface graphique dédiée, qui permet de modifier une sélection de paramètres, par ex. type de drone, type de simulation, tracés de débogage, temps de simulation.

En général, les différentes stratégies de commande sont soit linéaires soit non linéaires. Cette classification repose sur la représentation mathématique du véhicule qui est utilisée par la synthèse du système de commande.

1.7.1.1 Approches linéaires

Dans le cadre de la théorie des systèmes linéaires, la synthèse de commande est basée sur un modèle dynamique approché du véhicule. Cette approche permet de séparer dynamiquement cela en quatre types SISO⁵, liés à une seule entrée de commande. Collectivement, les quatre boucles décrivent la position ou la verticalité du drone, sa position ou sa vitesse latérale, sa position ou sa vitesse verticale et sa direction autour de son axe vertical. De plus, on suppose généralement que la vitesse translation et l'orientation sont faibles, ce qui peut ignorer des phénomènes aérodynamiques indésirables. Chaque boucle de régulation

5. SISO : de l'anglais Single Input - Single Output), associée à une seule entrée de commande[37].



(a) Paramètres de drone.

(b) Paramètres de l'algorithme de contrôle (essaim d'abeilles[12]⁴).

FIGURE 1.9 – Exemple d'interface graphique dédiée pour le pilotage de drone.

est alors conçue en utilisant des outils classiques de la théorie de la commande. L'approche linéaire facilite l'étude de la stabilité de chaque boucle dans le sens où il existe certains paramètres tels que la marge de gain et la marge de phase.

1.7.1.2 Approches non linéaires

Dans la plupart des applications, la commande embarquée est basée sur un modèle linéarisé de la dynamique du véhicule considéré. Cependant ces dernières années, de plus en plus de recherches se sont orientées vers des commandes basées sur une représentation non linéaire de la dynamique des véhicules aériens[19]. Ces approches non linéaires apportent une contribution théorique certaine mais leur application, de part la complexité des modèles et des algorithmes de commande, reste toutefois limitée. Les architectures de commande non linéaire les plus utilisées pour le pilotage et le guidage des drones sont maintenant présentées

1.7.2 Les méthodes pour la navigation

Maintient le véhicule dans son environnement, lui permettant de contrôler ses déplacements. Elle est donc d'une importance capitale quant au bon déroulement et à la réussite d'une mission. Plusieurs méthodes de navigation automatique peuvent alors être utilisées.

1.7.2.1 La navigation par suivi de terrain

Dans cette approche le véhicule est maintenu à une altitude fixe par rapport au sol sur le long de la mission en utilise généralement des RADAR 5 [48] embarqué à bord du véhicule ce qui lui permet de s'ajuster et suivre le relief au plus près, une caméra remplace le RADAR

généralement dans les véhicules de plus petite taille. Cela lui permet de détecter s'ajuster aux différentes variations du terrain.

1.7.2.2 La navigation par points de passage

Appelée aussi navigation proportionnelle, dans cette méthode on définit des points de références dont la position sur les trois dimensions est définie à priori[17]. Elle est simple à mettre en œuvre mais n'est efficace que lorsque la distance entre l'engin et la cible est suffisamment grande est un exemple. La navigation par suivi de trajectoire est issue de cette approche, ou on a le nombre de points de références est très grand voir même infini et le principe est de suivre une cible repérée jusqu'à atteindre l'objectif.

1.7.2.3 L'évitement des obstacles

Aujourd'hui, les drones sont au milieu urbain ce qui implique des stratégies de contournement efficaces dans le plan horizontal ainsi que la détection d'obstacles imprévus et la réaction en temps réel, pour cela le véhicule doit disposer d'un ensemble d'équipement électronique et des algorithmes performants

1.8 Conclusion

Au cours de ce chapitre nous avons brièvement présenté le contexte historique associé à l'apparition des drones à voilures tournantes. Nous avons également découvert que Les drones est un domaine très vaste, s'évolue rapidement et les différentes catégories des drones existants prouve cette énorme évolution.

MODÉLISATION DE SYSTÈME

"Nothing is particularly hard if you divide it into small jobs".
- Henry Ford

2.1 Introduction

La première étape de la modélisation du système autonome nécessite donc de comprendre et de maîtriser les équations régissant la dynamique de ce système. De la précision de cette modélisation découlera la justesse de la simulation et la pertinence de la commande. Compte tenu du nombre important d'effets affectant le quadrirotor, celui-ci fait partie d'un système de vol complexe.

2.2 Description général du quadrirotor

Un quadrirotor est un robot mobile aérien à quatre rotors défini dans l'espace par 6 DDL [43]. Ces 4 rotors sont généralement situés aux extrémités de l'un, et l'électronique de commande est généralement située au centre de la croix. Pour empêcher le dispositif de tourner son axe de lacet, deux hélices doivent être tournées dans un sens et les deux autres dans l'autre. Pour pouvoir piloter l'appareil, il est nécessaire que chaque couple d'hélice tournant dans le même sens soit placé aux extrémités opposées d'une branche de la croix. Le fonctionnement d'un quadrirotor est assez particulier. En faisant astucieusement varier la puissance du moteur, qui peut le faire monter/descendre, s'incliner gauche/droite (roulis) avant/arrière (tangage) ou encore le faire pivoter sur lui-même [24], le quadrirotor dispose de six degrés de liberté, trois rotations et trois mouvements de la translation, ces six degrés doivent être contrôlés par seulement quatre déclencheurs; donc c'est un système sous actionné.

2.3 Mouvement de quadrirotor

Les mouvements de base du quadrirotor sont effectués par la vitesse de chaque rotor faisant ainsi varier la poussée. Ces mouvements sont combinés entre eux, ce qui signifie qu'il est impossible de créer une translation sans faire de roulis ou de tangage. Le quadrirotor a cinq mouvements principaux [28] : Mouvement vertical, mouvement de roulis, mouvement de tangage, mouvement de lacet et mouvement de translation.

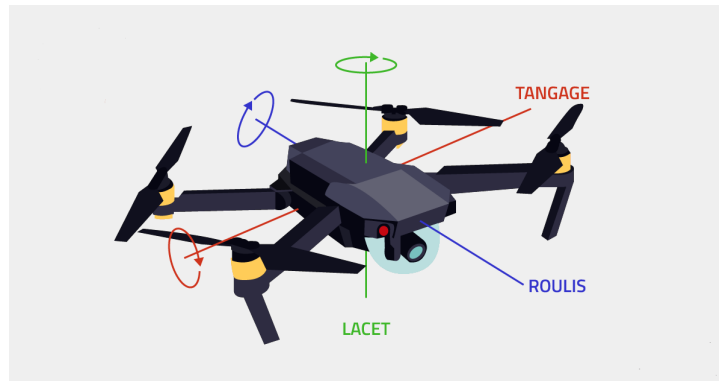


FIGURE 2.1 – les Mouvement de quadrirotor

2.3.1 Mouvement vertical

La force combinée des quatre rotors, projetés sur l'axe Z, s'oppose à la force de pesanteur. Le mouvement ascendant et descendant dû à la vitesse de rotation du moteur, si la portance est supérieure à la masse du quadrirotor le mouvement est vers le haut et si la force de la portance est inférieure à la masse du quadrirotor le mouvement est vers le bas. [21]

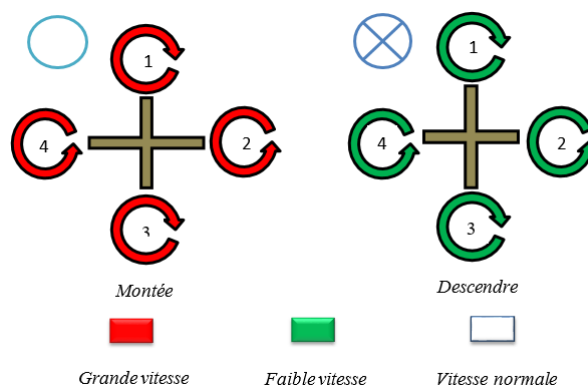


FIGURE 2.2 – Illustration du mouvement vertical

2.3.2 Mouvement de roulis

Le mouvement de roulis est obtenu en appliquant une différence de poussée entre le rotor 2 et 4, ce qui implique une rotation autour de l'axe X couplé à une translation sur l'axe Y. Si un changement de poussée est appliqué à un seul rotor, l'équilibre global de la véhicule est perturbé et tourne sur l'axe Z.

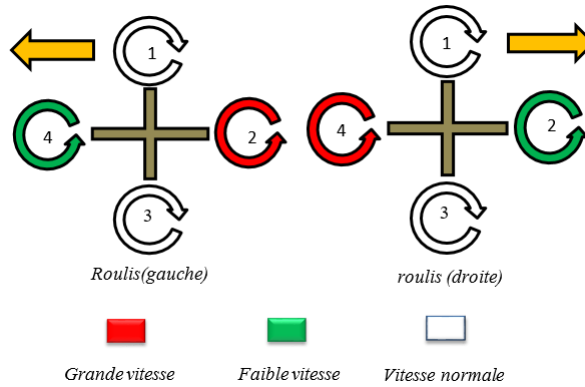


FIGURE 2.3 – Illustration du mouvement de roulis.

2.3.3 Mouvement de tangage

De la même manière en appliquant un couple autour de l'axe y, pour qu'il y ait la différence de poussée entre le rotor 1 et le rotor 3, on obtient le mouvement de tangage. Ce dernier est associé à un mouvement de translation selon l'axe x.

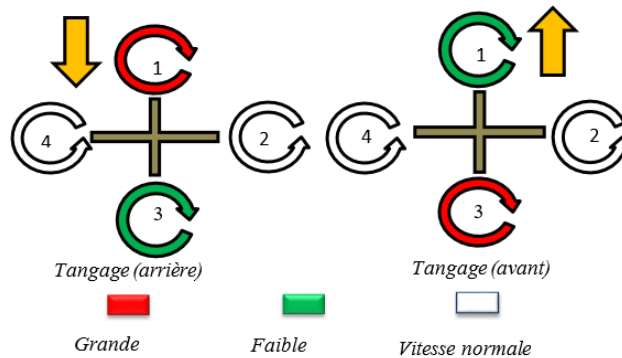


FIGURE 2.4 – Illustration du mouvement de tangage.

2.3.4 Mouvement de lacet

Pour réaliser ce mouvement, il est nécessaire d'appliquer un couple autour de l'axe Z, pour ce faire, il suffit d'appliquer une différence de vitesse entre les rotors 1,3 et les rotors 2,4. Afin de ne pas coupler cette rotation avec d'autres rotations, il est nécessaire que les vitesses des paires de rotors sur le même bras soient égales. Et pour maintenir la poussée

constante, il est important que l'augmentation de la vitesse de rotation sur une paire de rotors soit égale à la diminution de la rotation sur l'autre paire.

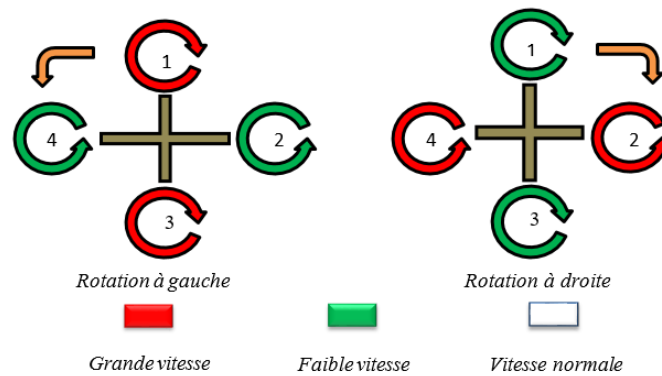


FIGURE 2.5 – Illustration du mouvement de lacet.

2.3.5 Mouvement de translation

Dans ce cas, nous voulons appliquer une force le long de x ou de y qui est fait en inclinant le corps et en renforcer toute la poussée générée pour garder l'importance du composant de z de la poussée égale à la force de pesanteur.

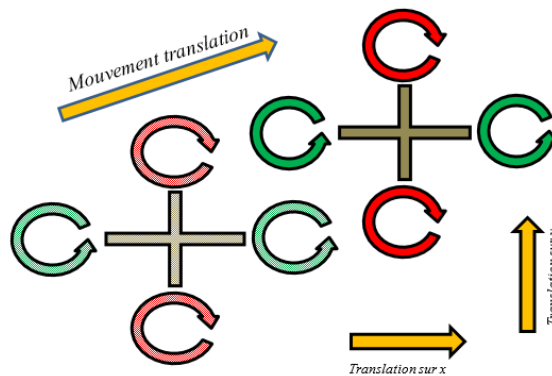


FIGURE 2.6 – Illustration du mouvement de translation.

2.4 Mode de vol

En fonction des mouvements possibles, le drone effectuera trois modes de vol :

2.4.1 Vol vertical

Dans le vol vertical, la résultante aérodynamique et le poids totale sont deux forces ayants la même direction mais de sens opposé. Le drone peut monter ou descendre, suivant

l'effet aérodynamique soit supérieur ou inférieur au poids de l'appareil.

2.4.2 Vol stationnaire

Dans le vol stationnaire, lorsque la force de Portance et la force de pesanteur sont égales se opposées, le drone sera immobile.

2.4.3 Vol translation

Les mouvements d'inclinaison tangage, et roulis sont responsables pour assurer le vol de translation pour la navigation sur le plan horizontal

2.5 Modèle dynamique de quadrirotor

Les quadrirotors sont des systèmes mécaniques assez complexes. Leurs mouvements sont régis par plusieurs effets que ce soit mécaniques ou aérodynamiques. Le modèle du quadrirotor doit prendre en considération tous les effets qui affectent son mouvement entre autres les effets gyroscopiques La modélisation des robots aériens est une tâche délicate puis que la dynamique du système est fortement non linéaire et pleinement couplée. Pour mieux comprendre le modèle dynamique ci-dessous, voici les différentes hypothèses de travail :

1. La structure mécanique du Quadrirotor est supposée rigide et symétrique, ceci donne une matrice diagonale.
2. Les hélices sont supposées rigides pour pouvoir négliger l'effet de leur déformation lors de la rotation
3. Le centre de masse du Quadrirotor et l'origine du repère lié à la terre se coïncident
4. 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 Quadrirotor , 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 masse du Quadrirotor. Le passage entre le repère mobile et le repère fixe est donné par une matrice dite matrice de transformation T qui contient l'orientation et la position de repère mobile par rapport au repère fixe. On choisit la convention d'axes suivante :

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

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.[16]

2.5.1 Angles d'Euler

Nous définissons l'orientation du Quadrirotor autour de différents axes de la façon suivante : [6]

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

Les angles d'Euler θ , ϕ et ψ respectivement tangage, roulis et lacet, sont utilisés pour déterminer l'orientation du repère de Quadrirotor par rapport au repère Inertiel.

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

1. La rotation autour de x par l'angle ϕ traduite par la matrice :

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

- 2.

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

3. La rotation autour de z par l'angle Ψ 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 :

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

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

R : matrice de rotation Avec $\mathbf{c} = \mathbf{cos}$ et $\mathbf{s} = \mathbf{sin}$

Dans le repère terrestre R_b , le mouvement de rotation du Quadrirotor est décrit par les variables (ϕ, θ, Ψ) . Cependant, dans le repère lié au solide R_m , la vitesse de rotation est décrite par les ratios de roulis, tangage et lacet (P, Q, R) respectivement. La relation entre ces deux ensembles de variables peut être montrée comme suit :

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

D'où :

$$\begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -S\theta \\ 0 & C\phi & S\phi \\ 0 & -S\phi & C\phi S\theta \end{bmatrix} X \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

Et inversement :

$$\begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & S\phi T\theta & C\phi T\theta \\ 0 & C\phi & S\phi \\ 0 & \frac{S\phi}{C\theta} & \frac{C\phi}{C\theta} \end{bmatrix} X \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

Avec : $t = \text{Tang}$

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

$$C\phi = C\theta = C\psi = 1 \quad (2.11)$$

$$S\phi = S\theta = S\psi = 1 \quad (2.12)$$

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

2.5.2 Vitesses angulaires

Les vitesses de rotations $s : \Omega_1 ; \Omega_2 ; \Omega_3$ (les equation 2.13 2.14 2.14) dans le repère fixe sont exprimées en fonction des vitesses de rotations ϕ, θ, ψ dans le repère mobile, on a :

$$\Omega = \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + Rot_x(\phi)^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + Rot_y(\theta) Rot_x(\phi)^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

$$\Omega = \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} c\phi \\ -\theta s\phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\dot{\psi} s\theta \\ \dot{\psi} s\phi c\theta \\ \dot{\psi} s\phi c\theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} - \dot{\psi} s\theta \\ \dot{\theta} c\phi + \dot{\psi} s\phi c\theta \\ \dot{\psi} s\phi c\theta - \dot{\theta} c\phi \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

$$\Omega = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s\theta \\ 0 & c\phi & s\phi c\theta \\ 0 & -s\phi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

Quand le quadrirotor fait des petites rotations, on peut faire les approximations suivantes (Équation 2.16) :

$$C\phi = C\theta = C\psi = 1 \text{ et } S\phi = S\theta = S\psi = 0. \quad (2.16)$$

Donc la vitesse angulaire sera comme le montre l'équation 2.16 :

$$\Omega = [\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T \quad (2.17)$$

2.5.3 Vitesses linéaires

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

$$V = \begin{bmatrix} V_x^b \\ V_y^b \\ V_z^b \end{bmatrix} = R \times \begin{bmatrix} V_x^m \\ V_y^m \\ V_z^m \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

2.5.4 Effets physiques agissants sur le quadrirotor

Pour notre cas, on va considérer uniquement les forces et les moments appliqués au quadrirotor générés par les effets aérodynamiques, la rotation des hélices et de la précession gyroscopique. On détaillera par la suite chacun des effets séparément, ensuite ces forces et moments seront appliqués au modèle du quadrirotor. Finalement on ajoutera ces résultantes à l'équation de la dynamique. Face à la complexité d'étude et d'analyse de certaines équations, qui nécessite le recours à plusieurs notions de mécanique des fluides, dépassant le cadre de cette thèse, nous présenterons une vulgarisation des principes ainsi que les résultats nécessaires à notre travail. Pour plus d'information sur le sujet, on se réfère à [13] [27]

2.5.4.1 Les forces

Les forces agissant sur le système du quadrotor sont :

– **Le poids du quadrirotor :**

Cette force est due à la masse de l'objet. Elle est toujours perpendiculaire à la surface de la terre. Elle est donnée dans le référentiel inertiel par :

$$P = mg \quad (2.19)$$

Où : m est la masse totale et g la gravité.

– **Les forces de poussée :**

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

$$F_i = C_T \omega_i^2 \quad (2.20)$$

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

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

– **Les forces de Trainée :**

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

1/ La trainée dans les hélices :

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

$$T_i = C_q \omega_i^2 \quad (2.21)$$

Avec C_q : est le coefficient de trainée

2/ La trainée selon les axes (X, Y, Z) :

Elle est due au mouvement du corps du Quadrirotor.

$$F_t = K_{ft} \nu \quad (2.22)$$

Avec K_{ft} :le coefficient de trainée de translation et ν la vitesse linéaire.

2.5.4.2 Les Moments

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

– **Moment dus aux forces de poussée**

1. La rotation autour de l'axe x :

elle est due au moment créé par la différence entre les forces de portance des rotors 2 et 4, ce moment est défini par la relation suivante :

$$M_x = l(F_4 - F_2) = lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) \quad (2.23)$$

2. La rotation autour de l'axe y :

elle est due au moment créé par la différence entre les forces de portance des rotors, ce moment est donné par la relation suivante :

$$M_y = l(F_1 - F_3) = lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) \quad (2.24)$$

3. La rotation autour de l'axe z :

c'est le moment créé par les couples de trainée dans chaque hélice, ce moment est exprimé sous la forme suivante :

$$M_z = ld(-\omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 + \omega_4^2) \quad (2.25)$$

Moment résultant des frottements aérodynamiques il est donné par :

$$M_a = K_{fa} \Omega^2 \quad (2.26)$$

K_{fa} : Le coefficient des frottements aérodynamiques Ω et est la vitesse angulaire

2.5.4.3 Effet gyroscopique

L'effet gyroscopique se définit comme la difficulté de modifier la position ou l'orientation du plan de rotation d'une masse tournante. L'effet gyroscopique est ainsi nommé en référence au mode de fonctionnement du gyroscope, appareil de contrôle de mouvement utilisé pour ce type d'appareil [11] Dans notre cas, il y a deux moments gyroscopiques, le premier est le moment gyroscopique des hélices :

$$M_{gh} = \sum_{i=1}^4 \omega \wedge J_r [0 \quad 0 \quad (-1)^{amei+1} \quad \omega_i]^T \quad (2.27)$$

Avec : J_r : est l'inertie des rotors.

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

$$M_{gm} = \Omega \wedge J\Omega \quad (2.28)$$

Avec J est l'inertie du système.

2.5.5 Modèle mathématique selon Newton-Euler :

Après avoir présenté les équations de mouvement dans les sections précédentes, nous pouvons actuellement passer au modèle complet du quadrotor. La configuration du quadrotor est décrite à la Figure 2.7. Les moteurs sont numérotés dans le sens horaire avec le moteur 1 comme étant celui de l'avant de l'appareil par rapport au référentiel Fb . les deux moteurs 1 et 3 tournent dans le sens horaire contrairement au sens des moteurs 2 et 4. [40]

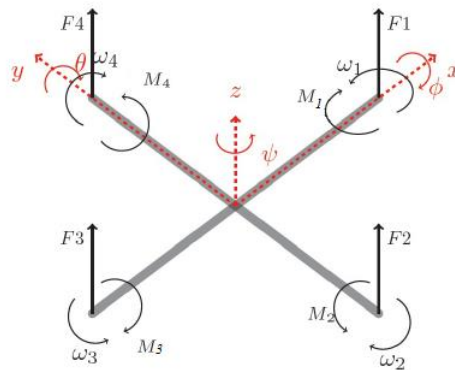


FIGURE 2.7 – Identification du sens de rotation des rotors.

2.5. Modèle dynamique de quadrirotor

En se basant sur les équations précédentes des forces appliquées au quadrirotor les équations 2.19..2.22, et les moments agissants sur le quadrirotor les équations 2.23..2.28

Et pour résumer l'ensemble des équations décrivant le modèle complet du quadrotor, on utilisant la formulation de Newton-Euler, et le modèle dynamique de système est présent sous la forme suivante [9] :

$$\begin{cases} \dot{\zeta} = \nu \\ m\ddot{\zeta} = F_f + F_t + F_g \\ \dot{R} = RS(\Omega) \\ J\dot{\Omega} = M_{gm} + M_f + M_a + M_{gh} \end{cases} \quad (2.29)$$

Avec :

$\dot{\zeta}$: Est le vecteur de position du Quadrirotor

m : La masse totale du Quadrirotor

Ω : 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 :

$$J = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (2.30)$$

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

$$S(\Omega) = \begin{bmatrix} 0 & -\Omega_3 & \Omega_2 \\ \Omega_3 & 0 & -\Omega_1 \\ -\Omega_2 & \Omega_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.31)$$

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

$$F_f = R * [0 \ 0 \ \sum_1^4 F_i]^T \quad (2.32)$$

$$F_i = b.\omega_i^2 \quad (2.33)$$

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

$$F_t = \begin{bmatrix} -K_{ftx} & 0 & 0 \\ 0 & -K_{fity} & 0 \\ 0 & 0 & -K_{ftz} \end{bmatrix} \quad (2.34)$$

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

F_g : Force de gravité, elle est donnée par :

$$Fg = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (2.35)$$

Mf Moment provoqué par les forces de poussée et de traînée. Il est donnée par :

$$Mf = \begin{bmatrix} l(F_4 - F_2) \\ l(F_3 - F_1) \\ ld(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (2.36)$$

Ma : Moment résultant des frottements aérodynamiques, il est donnée par :

$$Ma = \begin{bmatrix} K_{fax}\dot{\phi}^2 \\ K_{fay}\dot{\theta}^2 \\ K_{faz}\dot{\psi}^2 \end{bmatrix} \quad (2.37)$$

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

2.5.5.1 Equations de mouvement de translation :

D'après le modèle de Newton-Euler nous avons :

$$m\ddot{\zeta} = F_f + F_t + F_g \quad (2.38)$$

On remplace chaque force par sa formule, on trouve :

$$m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\phi c\psi s\theta + s\phi c\psi \\ c\phi s\psi s\theta - s\phi c\psi \\ c\phi c\theta \end{bmatrix} \sum_1^4 F_i - \begin{bmatrix} K_{ftx}\dot{x} \\ K_{fity}\dot{y} \\ K_{ftz}\dot{z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (2.39)$$

On prend alors les équations différentielles qui détermine le mouvement de translation

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{1}{m}(c\phi c\psi s\theta + s\phi c\psi)(\sum_1^4 f_i) - \frac{K_{ftx}}{m}\dot{x} \\ \ddot{y} = \frac{1}{m}(c\phi s\psi s\theta - s\phi c\psi)(\sum_1^4 f_i) - \frac{K_{fity}}{m}\dot{y} \\ \ddot{z} = \frac{1}{m}(c\phi c\theta)(\sum_1^4 f_i) - \frac{K_{ftz}}{m}\dot{z} - g \end{cases} \quad (2.40)$$

2.5.5.2 Équations de mouvement de rotation

L'équation de rotation est donnée par :

$$J\dot{\Omega} = -\Omega \wedge J\Omega + M_f - M_a - M_{gh} \quad (2.41)$$

On remplace chaque moment par l'expression correspondant, on trouve :

$$\begin{bmatrix} lx & 0 & 0 \\ 0 & ly & 0 \\ 0 & 0 & lz \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \wedge \left(\begin{bmatrix} lx & 0 & 0 \\ 0 & ly & 0 \\ 0 & 0 & lz \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \right) - \begin{bmatrix} J_r \bar{\Omega} r \dot{\theta} \\ -J_r \bar{\Omega} r \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} \\ - \begin{bmatrix} K_{fax} \dot{\phi} \\ K_{fay} \dot{\theta} \\ K_{faz} \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ ld(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (2.42)$$

On obtient alors les équations différentielles définissant le mouvement de rotation [29] :

$$\begin{cases} I_x \ddot{\phi} = -\dot{\theta} \dot{\psi} (l_z - l_y) - J_r \bar{\Omega} r \dot{\theta} - K_{fax} \dot{\psi}^2 + lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ l_y \ddot{\theta} = \dot{\phi} \dot{\psi} (l_z - l_x) + J_r \bar{\Omega} r \dot{\theta} - K_{fay} \dot{\theta}^2 + lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ l_z \ddot{\psi} = \dot{\phi} \dot{\theta} (l_y - l_x) - K_{faz} \dot{\psi}^2 + ld(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{cases} \quad (2.43)$$

$$\Omega_r = \omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4 \quad (2.44)$$

En conséquence, le modèle dynamique complet qui régit le quadrirotor est donné par le système des équations suivant :

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \dot{\theta} \dot{\psi} \frac{(I_y - I_z)}{I_x} - \frac{r}{I_x} \bar{\Omega} \dot{\theta} - \frac{K_{fax}}{I_x} \dot{\psi}^2 + \frac{lb}{I_x} (\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ \ddot{\theta} = \dot{\phi} \dot{\psi} \frac{(I_z - I_x)}{I_y} - \frac{r}{I_y} \bar{\Omega} \dot{\phi} - \frac{K_{fay}}{I_y} \dot{\theta}^2 + \frac{lb}{I_y} (\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ \ddot{\psi} = \dot{\theta} \dot{\phi} \frac{(I_x - I_y)}{I_z} - \frac{K_{faz}}{I_z} \dot{\psi}^2 + \frac{ld}{I_z} (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \\ \ddot{x} = \frac{(c\phi s\theta c\psi - s\psi s\phi)}{m} U_1 - \frac{K_{f tx}}{m} \dot{x} \\ \ddot{y} = \frac{(c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi)}{m} U_1 - \frac{K_{f ty}}{m} \dot{y} \\ \ddot{z} = \frac{(c\phi c\theta)}{m} U_1 - \frac{K_{f tz}}{m} \dot{z} - g \end{cases} \quad (2.45)$$

Avec :

$$\begin{bmatrix} U1 \\ U2 \\ U3 \\ U4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b & b & b & b \\ 0 & -lb & 0 & lb \\ -lb & 0 & lb & 0 \\ d & -d & d & -d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (2.46)$$

2.5.6 Représentation d'état du système :

Nous allons réécrire notre modèle mathématique sous forme de modèle d'état, pour cela nous posons [1] [34] :

$$\begin{aligned}
 X &= \begin{bmatrix} \varphi & \dot{\varphi} & \theta & \dot{\theta} & \psi & \dot{\psi} & x & \dot{x} & y & \dot{y} \\ z & \dot{z} & & & & & & & & \end{bmatrix}^T \\
 &= \begin{bmatrix} x_1 & x_2 & x_3 & x_4 & x_5 & x_6 & x_7 & x_8 & x_9 & x_{10} \\ x_{11} & x_{12} & & & & & & & & \end{bmatrix}^T
 \end{aligned} \tag{2.47}$$

Enfin, nous obtenons la représentation d'état suivante :

$$\begin{cases}
 \dot{x}_1 = x_2 \\
 \dot{x}_2 = a_1 x_4 x_6 + a_2 x_2 + a_3 \bar{\Omega} x_4 + b_1 u_2 \\
 \dot{x}_3 = x_4 \\
 \dot{x}_4 = a_4 x_2 x_6 + a_5 x_4 + a_6 \bar{\Omega} x_2 + b_2 u_3 \\
 \dot{x}_5 = x_6 \\
 \dot{x}_6 = a_7 x_2 x_4 + a_8 x_6 + b_3 u_4 \\
 \dot{x}_7 = x_8 \\
 \dot{x}_8 = a_9 x_8 + \frac{\cos(x_1) \cos(x_5) \sin(x_3) + \sin(x_1) + \sin(x_5)}{m} U_1 \\
 \dot{x}_9 = x_{10} \\
 \dot{x}_{10} = a_{10} x_{10} + \frac{\cos(x_1)(x_3) \sin(x_5) - \sin(x_1) + \sin(x_5)}{m} U_1 \\
 \dot{x}_{11} = x_{12} \\
 \dot{x}_{12} = a_{11} x_{12} + \frac{\cos(x_1) \cos(x_3)}{m} U_1 - g
 \end{cases} \tag{2.48}$$

$$\begin{aligned}
 a_1 &= \frac{l_y - l_z}{l_z}, a_2 = -\frac{K_{fax}}{l_x}, a_3 = -\frac{J_r}{l_x}, a_4 = \frac{l_z - l_x}{l_y}, a_5 = -\frac{K_{fay}}{l_y}, a_6 = \frac{J_r}{l_y}, a_7 = \frac{l_x - l_y}{l_z} \\
 a_8 &= -\frac{k_{faz}}{l_z}, a_9 = -\frac{k_{ftx}}{m}, a_{10} = -\frac{k_{fty}}{m}, a_{11} = -\frac{k_{ftz}}{m}, b_1 = \frac{1}{l_x}, b_2 = \frac{1}{l_y}, b_3 = \frac{1}{l_z}
 \end{aligned}$$

2.5.7 La dynamique des rotors

Avant de pouvoir commander les moteurs il faut trouver la vitesse désirée de chaque moteur, pour cela nous utiliserons la formule suivante [6] :

$$\omega_d = M^{-1}U \tag{2.49}$$

avec : $\omega_d = (\omega_{d1}^2, \omega_{d2}^2, \omega_{d3}^2, \omega_{d4}^2)^T$ et : $u = (u_1, u_2, u_3, u_4)^T$ et M une matrice inversible obtenu à partir de 2.46 tel que :

$$M^{-1} = \begin{bmatrix} b & b & b & b \\ 0 & -bl & 0 & bl \\ -bl & 0 & bl & 0 \\ d & -d & d & -d \end{bmatrix}^{-1} \tag{2.50}$$

Les moteurs utilisés pour ce type d'appareil sont des moteurs à courant continu brushless, la dynamique est donc donnée comme suit :

$$\begin{cases} v = Ri + L \frac{di}{dt} + k_e \omega \\ k_m i = j_r \frac{d\omega}{dt} + c_s + k_r \omega^2 \end{cases} \tag{2.51}$$

Avec :

- V : la tension d'alimentation du moteur
- R : la résistance du moteur.
- L : l'inductance du moteur.
- K_e : la constante de couple mécanique.
- ω : la vitesse de rotation du moteur.
- K_m : la constante de couple électrique.
- i : le courant de l'induit.
- J_r : l'inertie du rotor
- C_s : frottement
- K_r : la constante de couple de charge.

Comme les moteurs utilisés sont petits, ils ont donc une inductance faible. Par conséquent la dynamique des moteurs peut être approximé comme suit [2] :

$$V = \frac{C_s R}{K_m} + K_e \omega \frac{K_r R}{K_m} \omega^2 + \frac{K_m}{J_r R} \dot{\omega} \quad (2.52)$$

2.6 Conclusion

Dans ce deuxième chapitre, nous avons pu effectuer et détaillé le fondement théorique des modèles mathématiques utilisées dans le contrôle de système, plus particulièrement les système de drones, après l'étape de l'analyse des besoins qui joue un rôle très important dans la réalisation de notre simulation desktop, dont nous verrons sa conception dans le troisième chapitre. Dans le chapitre qui suit, nous présenterons les outils utilisés, l'environnement de développement, et le langage de programmation.

COMMANDE DE SYSTÈME

« *You can't control what you can't measure.* »
— Tom DeMarco

3.1 Introduction

Afin de montrer l'intérêt de la simulation dans le système de drone, considérons l'architecture présentée dans la Figure 3.1 ci-dessous où la planification peut avoir lieu à différentes phases et avec différents modules. Par exemple, calculer un chemin sûr vers un point d'atterrissage ou vers une position de tir spécifique peut être considéré comme une planification, mais répartir différentes tâches de tir entre les membres de l'équipe et les coordonnées est également une planification.

De plus, la planification sera également une fonctionnalité en ligne. Compte tenu des commandes du directeur, un plan initial peut être calculé. Cependant, lors de l'exécution du plan, les circonstances initiales peuvent varier, rendant ce plan initial inutile. Imaginez par exemple que certaines parties du plan n'aient pas été réalisées avec succès (incertitudes dans les actions des drones ou les mouvements des cibles), qu'il y ait eu de nouvelles commandes du directeur ou que des événements d'urgence inattendus se soient produits. La simulation aide dans toutes ces situations qui déclencherait une nouvelle phase de planification au niveau supérieur.

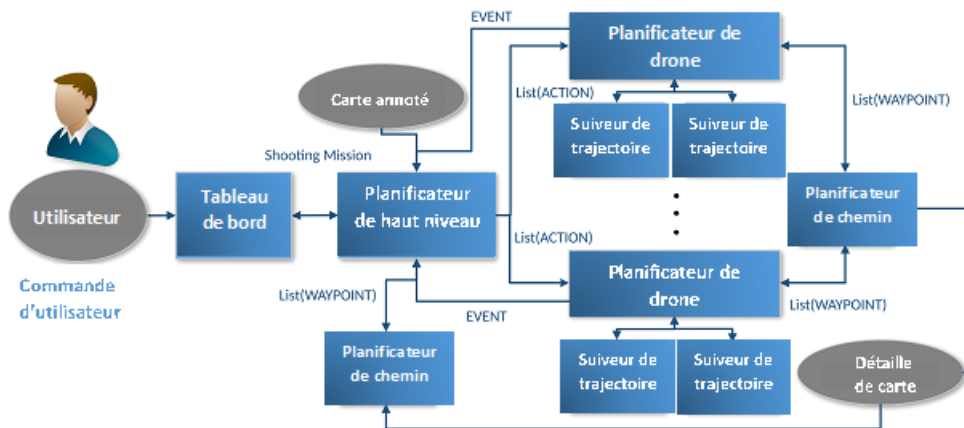


FIGURE 3.1 – Architecture de drone pour autonome avec une stations de contrôle sous forme d'un tableau de bord.

Le but de notre projet de fin d'étude est donc de stabiliser le quadricoptère, c'est à dire de s'assurer que son comportement est conforme aux consignes que l'on lui donne. De plus, nous avons étudié deux types de commande permettant soit d'assister le pilotage, soit de l'automatiser complètement, en spécifiant une trajectoire à suivre. Par exemple si on considère que le drone à 6 degrés de liberté, mais seulement 4 moteurs. Ce qui signifie qu'on peut contrôler 4 degrés permis les 6. Quand même, c'est facile de choisir les variables à contrôler, ce sont celles qui conduisent à déplacer le drone dans les différents sens. Les mouvements à contrôler sont cités par la suite :

- Contrôle du mouvement selon l'axe vertical : (Z)
- Contrôle de la rotation autour de l'axe vertical : (Z)
- Contrôle de la rotation autour de l'axe horizontal : (X)
- Contrôle de la rotation autour de l'axe horizontal : (Y)

3.2 Problème de stabilité de drone

Notre étude concerne la représentation mathématique du comportement de l'hélicoptère dans la turbulence atmosphérique. Une modélisation basée sur les équations générales de la mécanique du vol permettra d'en simuler le vol, d'étudier sa stabilité et d'analyser sa performance. Différentes approches de modélisation du vol d'un hélicoptère dans la turbulence atmosphérique ainsi que de la représentation des effets instationnaires ont été envisagées.

L'objectif du travail est d'assurer la stabilisation du quadricoptère en l'absence de commandes extérieures : le quadricoptère doit se remettre en position horizontale, s'orienter vers un cap prédéfini et éventuellement monter ou descendre à une altitude fixée. Deux commandes ont été étudiées, la commande par un correcteur proportionnelle intégrale dérivé

3.3. Méthodes de simulation utilisées

(PID), la commande optimale (LQR) Des résultats de simulation nous ont permet une comparaison entre les deux lois de commande.

Le contrôleur PID et LQR est conçu pour le système quadrirotor dans MATLAB,

3.3 Méthodes de simulation utilisées

Afin de répondre à notre objectif qui concerne la stabilité de drone, dans cette section, nous présentons deux différentes approches de commandes qui sont implémentés dans environnement MATLAB/Simulink afin de garantissant la stabilité des drones qui sont le contrôleur linear-quadratic regulator (LQR) et le contrôleurs PID.

Après avoir modélisé le comportement du quadrirotor, nous passons à l'étape de la simulation afin de valider notre modèle. Pour cela, on a opté d'utiliser MATLAB/Simulink¹, la Figure 3.3 et la Figure 3.2 montrent respectivement la Modélisation de comportement du quadrirotor avec LQR et PID dans MATLAB/Simulink.

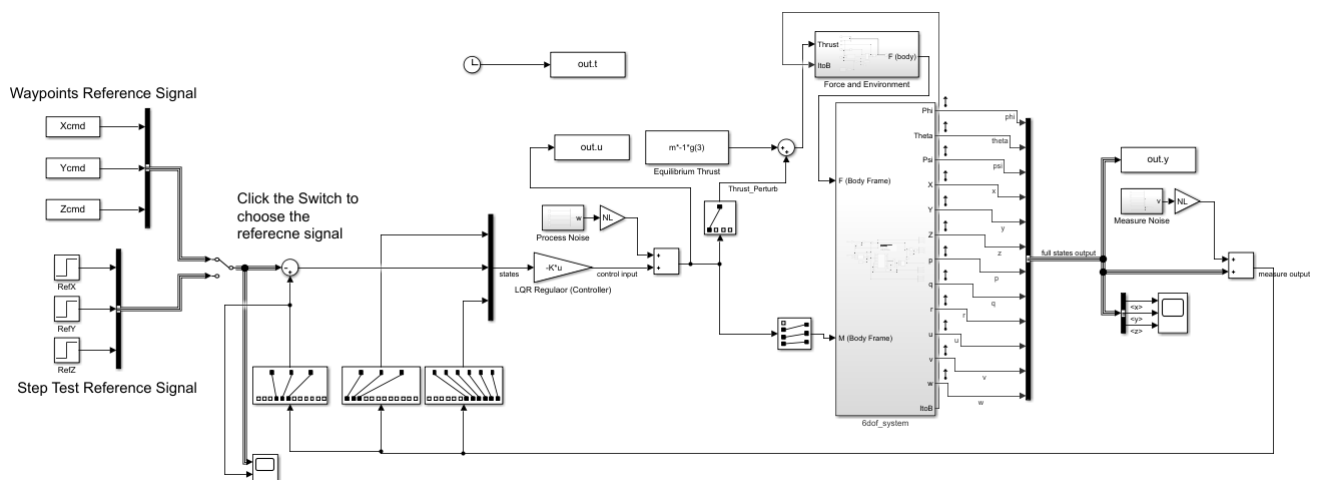


FIGURE 3.2 – Schéma de simulation du quadrirotor en utilisant LQR dans MATLAB/Simulink.

1. <https://www.mathworks.com/products/simulink.html>

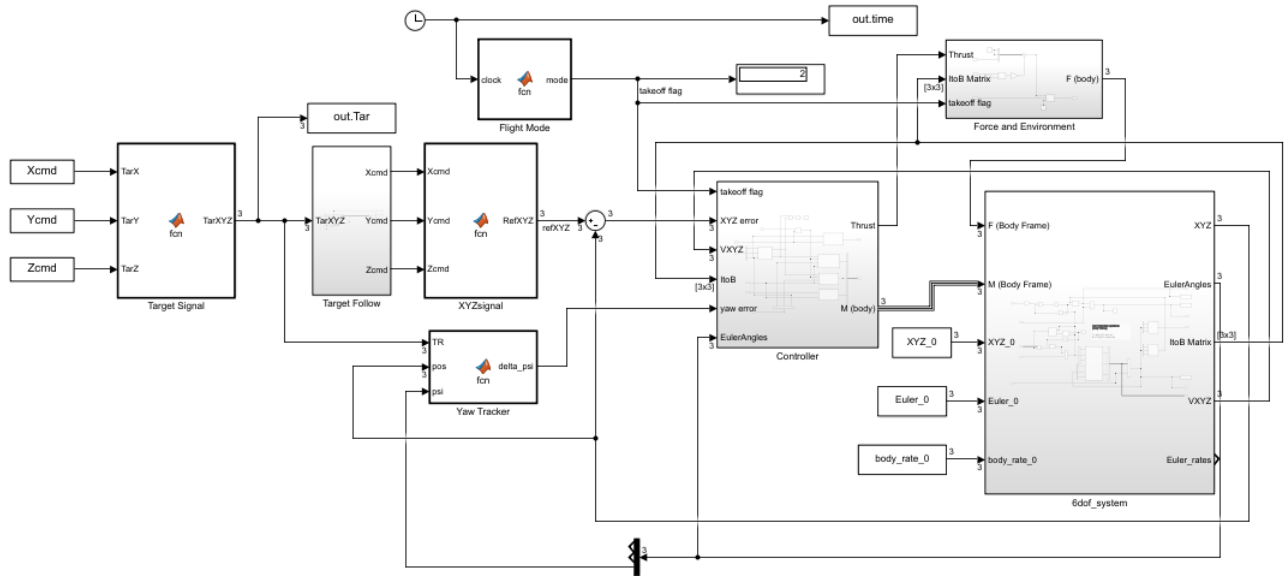


FIGURE 3.3 – Schéma de simulation du quadrirotor en utilisant PID dans MATLAB/Simulink.

Les paramètres mécaniques du Quadrotor sont donnés dans le tableau 3.1 suivant [3] :

Constante de Quadrirotor	
I_x	$7.5 \cdot 10^{-3}$
I_y	$7.5 \cdot 10^{-3}$
I_z	$1.3 \cdot 10^{-2}$
I_r	$6.0 \cdot 10^{-6}$
d	$7.5 \cdot 10^{-7}$
b	$3.3 \cdot 10^{-5}$
l	0.23
m	0.65
g	9.81

TABLE 3.1 – Les paramètres constant de quadrirotor.

3.4 Contrôleur PID

La commande par PID pour les drones est constituée de plusieurs régulateurs installés en cascade. En fonctions des références en position, un premier PID génère les consignes en orientation permettant la stabilisation et les déplacements horizontaux. Le suivi de ces consignes en roulis, en tangage et en lacet est alors à la charge d'un seconde PID. Enfin un troisième PID s'occupe de définir la pousser pour permettre les dépassements verticaux.

Cette approche a été testée avec succès sur plusieurs plate formes expérimentales comme les quadrirotor[23] .

3.4. Contrôleur PID

Le régulateur PID est la somme des trois termes proportionnelle, intégrale et dérivée, Son intérêt est de réunir les effets positifs des trois correcteurs de base et permet ainsi d'avoir de bonnes performances et d'améliorer notablement la rapidité, la précision et la stabilité. L'expression d'un régulateur PID est donnée comme suit :

$$c(t) = k_p \varepsilon(t) + k_i \int_0^t \varepsilon(t) dt + k_d \frac{d\varepsilon(t)}{dt} \quad (3.1)$$

Ce dernier produit les entrées de commande désirées pour le quadricoptère, le schéma fonctionnel pour un correcteur PID est représenté sur la figure 3.4

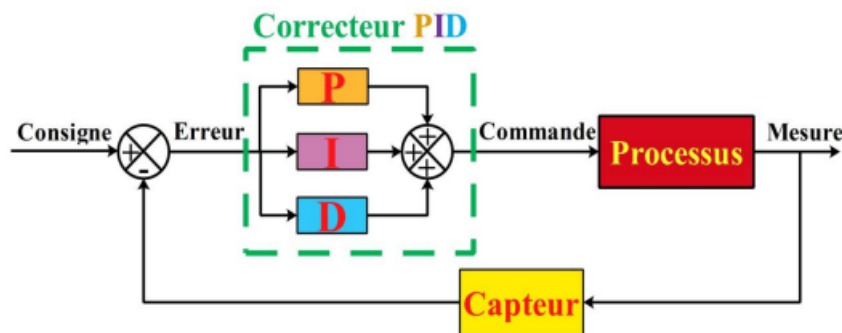


FIGURE 3.4 – Structure PID classique.

3.4.1 La composante proportionnelle

L'action proportionnelle applique une correction instantanée pour tout écart entre la mesure et la consigne, plus la perturbation est grande, plus la correction apportée est grande. Cette composante seule ne permet pas une grande précision surtout dans les systèmes à faible inertie, comme dans le traitement de l'air, cette rapidité d'action engendre un phénomène appelé le pompage. Cette action est représentée comme suit :

$$c(t) = k_p \varepsilon(t) \quad (3.2)$$

3.4.2 La composante intégrale

Cette composante apporte une notion de temps d'intégration à la correction, cette notion de temps s'exprime généralement en seconde. Cette action est complémentaire à l'action proportionnelle, elle permet de stabiliser dans le temps l'action proportionnelle et réduire voire éliminer l'erreur statique en régime permanent, plus l'erreur mesurée est constante plus la correction est constante. Sa relation est donnée comme suit :

$$c(t) = k_i \int_0^t \varepsilon(t) dt \quad (3.3)$$

3.4.3 La composante dérivée

Cette action permet d’anticiper la réponse de la régulation en cas de perturbation rapide ou de modification de consigne ce qui améliore la stabilité du système. On peut donc dire que cette composante permet de compenser tout dépassement excessif de la consigne. Sa relation est donnée comme suit :

$$c(t) = k_d \frac{d\varepsilon(t)}{dt} \quad (3.4)$$

3.5 Commande du quadrirotor par PID

La commande par PID pour le quadrirotor est constituée de plusieurs régulateurs installés en cascade comme représenté dans la figure 3.5

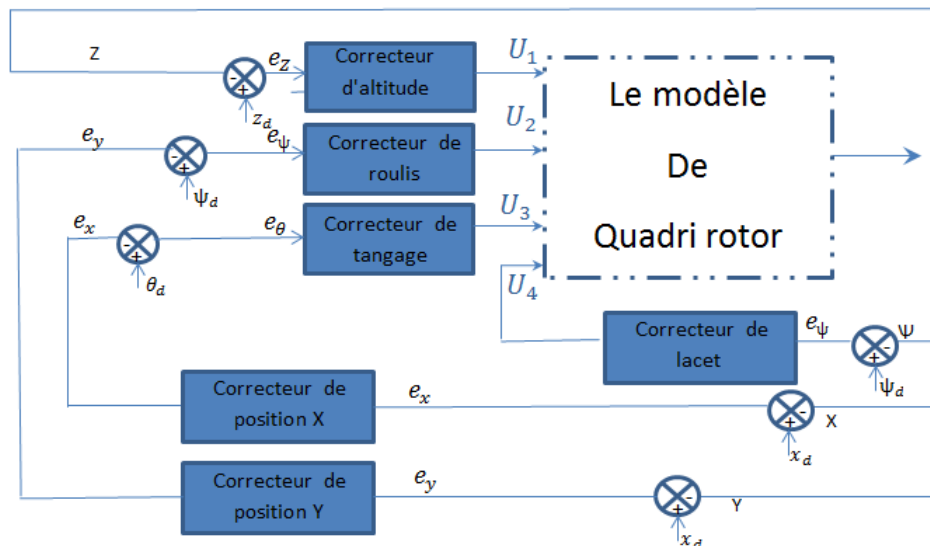


FIGURE 3.5 – . Schéma fonctionnel des contrôleurs du système complet.

3.5.1 Commande de l’altitude

Un correcteur PID est développé pour commander l’altitude du quadrirotor. Il produit la commande U_1 qui est responsable de générer la valeur de l’altitude, selon les équations 3.5. La loi de commande est donnée par :

$$U_1 = k_p(z_d - z) + k_d(\dot{z}_d - \dot{z}) + k_i \int (z_d - z) dt \quad (3.5)$$

Où :

k_p : Gain proportionnel.

k_i : Gain intégral.

k_d : Gain dérivée.

z_d : Altitude désiré.

z : Altitude actuelle.

\dot{z}_d : Dérivée d'altitude désirée.

\dot{z} : Dérivée d'altitude actuelle.

3.5.2 Commande du roulis

Comme pour la commande de l'altitude, un correcteur PID est développé pour commander le roulis du quadrirotor. Il produit la commande U2 qui est responsable de générer la valeur du roulis selon les équations 3.6. La loi de commande est donnée par :

$$U_1 = k_p(\phi_d - \phi) + k_d(\dot{\phi}_d - \dot{\phi}) + k_i \int (\phi_d - \phi) dt \quad (3.6)$$

Où :

k_p :Gain proportionnel.

k_i : Gain intégral.

k_d :Gain dérivée.

ϕ_d :Roulis désiré.

ϕ :Roulis actuelle.

$\dot{\phi}_d$: Dérivée de roulis désirée.

$\dot{\phi}$: Dérivée de roulis actuelle

3.5.3 Commande du tangage

De même un correcteur PID développé pour commander le tangage du quadrirotor. Il produit la commande U3 qui est responsable de générer la valeur du tangage, selon les équations 3.7. La loi de commande est donnée par :

$$U_1 = k_p(\theta_d - \theta) + k_d(\dot{\theta}_d - \dot{\theta}) + k_i \int (\theta_d - \theta) dt \quad (3.7)$$

Où :

k_p :Gain proportionnel.

k_i : Gain intégral.

k_d :Gain dérivée.

θ_d :Tangage désiré.

θ :Tangage actuelle.

$\dot{\theta}_d$:Dérivée de tangage désirée.

$\dot{\theta}$:Dérivée de tangage actuelle.

3.5.4 Commande du lacet

Pour commander le lacet du quadrirotor, il est aussi nécessaire d'utiliser un convertisseur PID. Ce dernier produit la commande U_4 qui est responsable du lacet selon les équations 3.8. La loi de commande est donnée par :

$$U_1 = k_p(\psi_d - \psi) + k_d(\dot{\psi}_d - \dot{\psi}) + k_i \int (\psi_d - \psi) dt \quad (3.8)$$

Où :

– k_p :Gain proportionnel.

– k_i : Gain intégral.

– k_d :Gain dérivée.

– θ_d :Gain dérivée.

– ψ_d :Lacet désiré.

– ψ :Lacet actuelle.

– $\dot{\psi}_d$:Dérivée du lacet désiré.

– $\dot{\psi}$:Dérivée du lacet actuel.

3.6 Contrôleur de LQR

La synthèse du contrôleur LQR nominal est décrite dans l'article [45], qui se base sur la résolution classique d'un problème de commande optimale. La synthèse LQR consiste à

3.6. Contrôleur de LQR

calculer un retour d'état $u = Kx$ afin de minimiser un critère quadratique où, grâce aux matrices symétriques positives Q et R , on pondère à la fois le vecteur d'état x et le vecteur de commande u du système :

$$\mathcal{J}(u) = \int_0^{\infty} x^T Q x + u^T R u dt \quad (3.9)$$

On rappelle que le système linéarisé est sous la forme du modèle d'état :

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax(t) + Bu(t) \\ y = Cx(t) \end{cases} \quad (3.10)$$

$$y = [x \ y \ z \ \psi]^T \quad (3.11)$$

Avec le vecteur de sortie d'intérêt et C la matrice 4×12 correspondante. Afin d'assurer une meilleure précision sur le contrôle en position et en cap, on rajoute un intégrateur sur le vecteur d'erreur $e = \xi$ défini par :

$$e = \xi = r - y = \begin{bmatrix} x_{ref} - x \\ y_{ref} - y \\ z_{ref} - z \\ \psi_{ref} - \psi \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

où $r = [x_{ref} \ y_{ref} \ z_{ref} \ \psi_{ref}]^T$ désigne le vecteur d'entrée de référence et ξ le vecteur d'état de l'intégrateur, tel que décrit dans [44] qui se base lui-même sur le design d'un servomécanisme décrit dans [46].

Conformément à la Figure 3.6 donnée dans l'article de référence, on cherche donc une loi de commande du type :

$$U = -k_{lqr}x + k_i\xi \quad (3.13)$$

Ce qui donne en boucle fermée :

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{\xi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A - BK_{lqr}x & BK_I \\ -C & 0_{4 \times 4} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ \xi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0_{12 \times 4} \\ I_4 \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

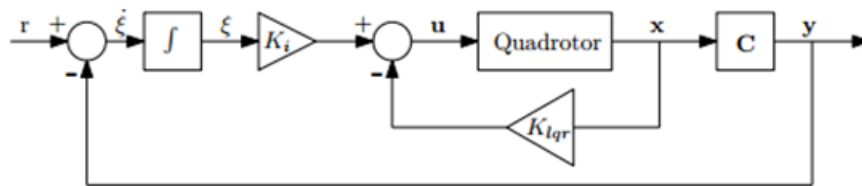


FIGURE 3.6 – Représentation du contrôle LQR avec action intégrale .

Afin de synthétiser la loi de commande LQR, nous travaillons dans l'espace d'état augmenté de l'état de l'intégrateur, soit les nouvelles matrices A_a et B_a définies par :

$$\begin{cases} A_a = \begin{bmatrix} A & 0_{12 \times 4} \\ -C & 0_{4 \times 4} \end{bmatrix} \\ B_a = \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (3.15)$$

Et le vecteur d'état augmenté associé

$$x_a = [x^T \quad \xi^T]^T \quad (3.16)$$

Le critère quadratique à minimiser est alors :

$$\mathcal{J}(u) = \int_0^\infty x^T Q x + u^T R u dt \quad (3.17)$$

$$A_a^T P + P A_a - P B_a R^{-1} B_a^T P + Q_a = 0 \quad (3.18)$$

Dans ce nouvel espace, le problème LQR se résout via l'équation de Riccati associée :

$$K_a = R^{-1} B_a^T P \quad (3.19)$$

Finalement, pour notre problème LQR avec action intégrale, la matrice de gains se décompose de la façon suivante :

$$K_a = [k_{lqr} \quad k_i] \quad (3.20)$$

Pour les matrices de pondération, nous reprenons les valeurs utilisées dans [14] :

$$Q_a = \text{diag} (10^4, 10^2, 10^4, 10^2, 10^4, 10^2, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 10^3, 10^3, 10^3, 10^3) \quad (3.21)$$

$$R = \text{diag}(10^2, 10^2, 10^2, 10^2) \quad (3.22)$$

3.7 Processus de simulation

Dans cette section, nous allons présenter le processus de notre simulation qui se déroule en différentes étapes : Charger la matrice de données collectées ①. Ajouter les conditions initial de drone [18] ②. Initialisation des paramètres relatives au drone ③. choix de modèle de contrôle de simulation (LQR ou PID) Lancement de la simulation en fonction de modèle sélectionné. ④. Comparaison et animation de la simulation ⑤.

3.7. Processus de simulation

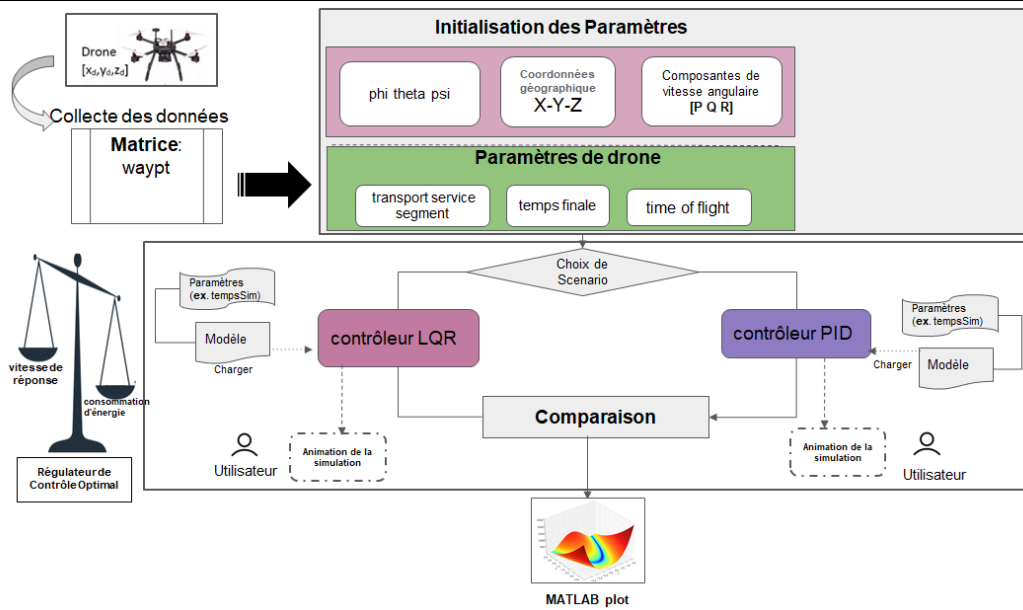


FIGURE 3.7 – Schéma conceptuel de notre processus de simulation.

Variable	Unité	Description
P	Deg/s	Vitesse angulaire par rapport à l'axe x
Q	Deg/s	Vitesse angulaire par rapport à l'axe y
R	Deg/s	Vitesse angulaire par rapport à l'axe z
U	m/s	Vitesse de translation par rapport à l'axe x
V	m/s	Vitesse de translation par rapport à l'axe y
W	m/s	Vitesse de translation par rapport à l'axe z
ϕ	deg	Angle d'Euler par rapport à l'axe x
θ	deg	Angle d'Euler par rapport à l'axe y
ψ	deg	Angle d'Euler par rapport à l'axe z
x	m	La position de quadrirotor par rapport à l'axe x
y	m	La position de quadrirotor par rapport à l'axe y
z	m	La position de quadrirotor par rapport à l'axe z
ω_1	rpm	La vitesse de rotation sur le moteur 1
ω_2	rpm	La vitesse de rotation sur le moteur 2
ω_3	rpm	La vitesse de rotation sur le moteur 3
ω_4	rpm	La vitesse de rotation sur le moteur 4

TABLE 3.2 – Les conditions initiales.

Avant d'exécuter nos modèles PID et LQR, nous avons chargé la matrice nommée *WayPts* qui est représentée dans le tableau suivant 3.3. Nous fournissons une matrice *WayPts* à partir d'un fichier de configuration "*DroneSignal-square-copy.mat*".

Ce dernier définit la trajectoire de la cible en mouvement. Nous pouvons le modifier,

mais notez les deux premières lignes ne doivent pas être modifier, car il est défini comme le processus de "décollage" de la cible/drone.

temps	1	2	3	7	9	13	15	19	21	25	26	30
x	0	0	-1	-1	-1	-1	1	1	1	1	0	0
y	0	0	0	0	2	2	2	2	0	0	0	0
z	0	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3

TABLE 3.3 – Matrice de notre système

La seconde étape consiste à initialiser les paramètres se qui sont représentés dans le tableau 3.2. Après la l’initialisation des paramètres, on procède au chargement des modèles de simulation à partir de l’environnement de développement *simulink*. Dans le premier scénario, on utilise le Régulateur linéaire de quadratique *LQR*. Ce dernier nécessite la configuration de deux matrice de pondération : Q et R , avec Q représente "la performance" et R représente "Contrôle Cost". Après le lancement de le chargement du modèle et l’initialisation des deux paramètres Q et R , le modèle de simulation joue sur l’ajustement de deux dernière paramètres et trouver un compromis qui garantir la stabilité de modèle.

De la même façon, pour la commandes PID classique, l’utilisateur lance cette simulation dans l’objective d’atteindre cette stabilité de modèle, toutes variations dans les paramètres d’initialisation, est introduit dans le modèle pour vérifier dans quel mesure ce modèle peut garantir la stabilité (i.e. fonctionnement dans les conditions anormales).

Après l’exécution de la simulation, toutes les traces générées sont représentées avec une animation 3D. La Figure 3.8 illustre une vue conceptuelle de ce processus d’animation². Cette représentation aide les utilisateurs finaux à discuter les résultats de la simulation avec les concepteurs et les programmeurs.

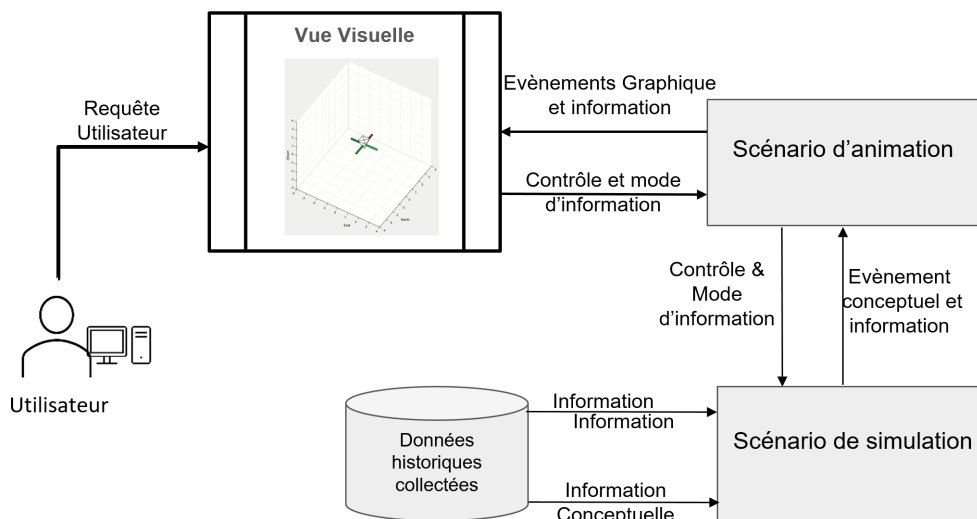


FIGURE 3.8 – Animation des traces de la simulation.

2. <https://www.mathworks.com/help/matlab/animation-1.html>

3.8 Analyse des résultats des simulations

Pour évaluer les deux contrôleurs, nous avons effectué plusieurs simulations. Avant de les décrire en détail, nous allons d'abord discuter de notre objectif de simulations, puis nous présenterons notre machine utilisée en simulation pour calculer le temps de réponse et le jeu de paramètres utilisé.

3.8.1 L'objective de la simulation

Le but des simulations est de : (i) Évaluer la précision des deux contrôleurs LQR sur un ensemble d'observations et montrer l'impact des paramètres de la matrice de configuration dans le temps, (ii) Évaluer la stabilité de notre modèle lorsque l'on fait varier les paramètres du modèle, et enfin (v) Comparer *LQR* avec le modèle classique PID. Les tests de simulation aident à vérifier en détail la fonctionnalité du contrôleur. Ce cas utilise des conditions initiales définies comme un paramètre particulier du système.

Les conditions initiales définissent l'état du quadricoptère juste avant l'action du contrôleur, et le point de consigne définit l'état stable final souhaité du système. L'analyse détaillée de chaque cas ainsi que la réponse du contrôleur sont données ci-dessous :

3.8.2 Machine et logiciel utilisé

Nous avons mené toutes nos expérimentations sur une machine disposant d'un processeur Intel(R) Core(TM) i7-8550U CPU GHz et de 8 Go de RAM. Notre machine est installée avec la dernière version du matlab 2020 sous Windows 10.

3.8.3 Résultats de la simulation

Dans cette section, nous allons présenter l'ensemble des tests de simulation effectués dans notre système d'étude.

3.8.3.1 Résultats de simulation de contrôleur PID

- **Suivi de trajectoire désirée par le drone volant selon l'axe des X**

Dans ce test, on s'intéresse à analyser le suivi de trajectoire désirée par le drone volant selon l'axe des X en fonction de temps avec l'utilisation de la commande PID. La Figure 3.9 montre les résultats de la simulation.

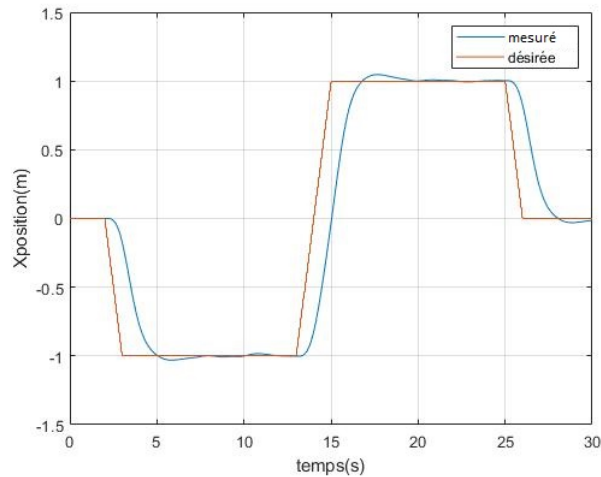


FIGURE 3.9 – Position de Xref et X en fonction de temps.

En remarque que le temps de réponse de système (PID) inférieur que le système (LQR) avec un dépassement dans la seconde 5 et 17

– **Suivi de trajectoire désirée par le drone volant selon l’axe des Y**

Figure 3.10 présente le taux de variation de de trajectoire désirée par le drone volant selon l’axe des Y en fonction de temps.

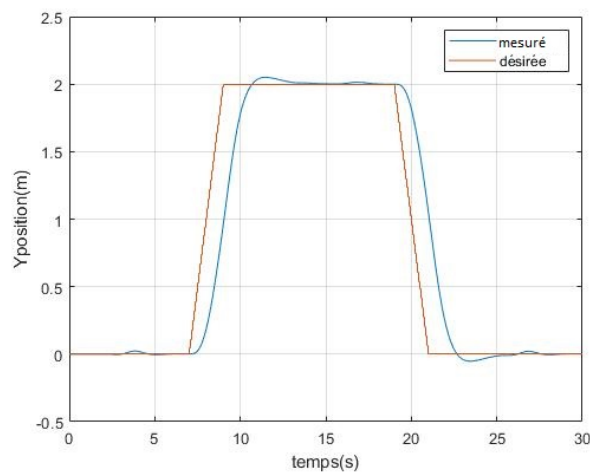


FIGURE 3.10 – Position de Yref et Y en fonction de temps.

Même remarques de temps de réponse de la position (y) avec un dépassement dans la seconde et 6 et 23. temps est varié avec une certaine variation

– **Suivi de trajectoire désirée par le drone volant selon l’axe des Z**

Dans ce test, on s’intéresse a simuler le Suivi de trajectoire désirée par le drone volant selon l’axe des Z en utilisant la commande classique PID. Figure 3.11 présente le taux de variation de de trajectoire désirée par le drone volant selon l’axe des Z en fonction de temps.

on remarque que l’estimation converge vers les valeurs de références Z A partir de 3 secondes, avec un petit dépassement.

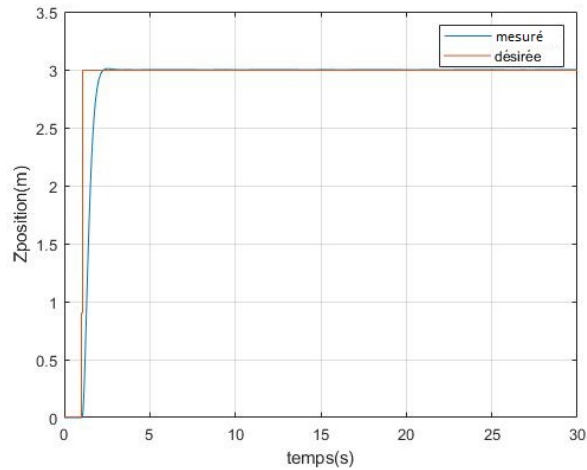


FIGURE 3.11 – Position de Zref et Z en fonction de temps.

– **Variation d’angle de roulis (phi) en fonction de temps**

De la même manière, avec l’utilisation de la commande PID, dans ce test de simulation, on s’intéresse à observer le comportement lorsque le drone est tiré vers la gauche ou la droite et voir la rotation de l’avion autour de l’axe de lacet. Figure 3.12 présente variation d’angle de roulis (phi) en fonction de temps.

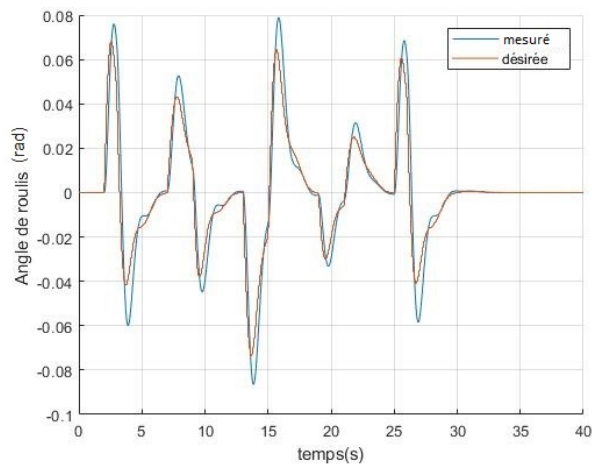


FIGURE 3.12 – suivi de position angulaire de roulis (PID)

– **Variation d’angle de tangage (theta) en fonction de temps**

Dans ce test de simulation, on s’intéresse à observer le comportement lorsque le drone est tiré vers l’avant ou vers l’arrière et voir la rotation de l’avion autour de l’axe de tangage avec l’utilisation de la commande PID. Figure 3.13 présente variation d’angle de tangage (theta) en fonction de temps.

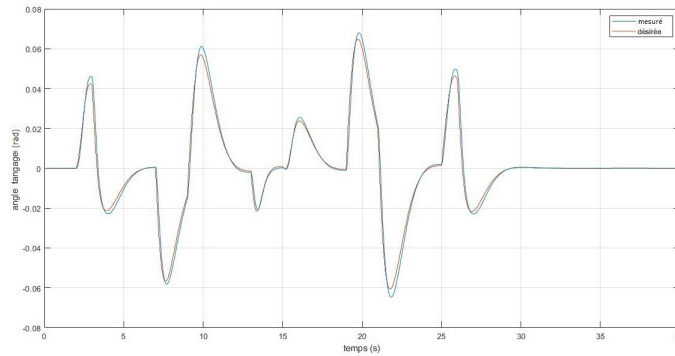


FIGURE 3.13 – Suivi de position angulaire de tangage (PID)

La figure (3.13) et (3.12) présente les résultats de simulation pour les angles du quadrotor, soit le suivi de l'angle de roulis ϕ et l'angle de tangage θ 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 ϕ et θ sur l'ensemble de mission malgré une certaine erreur.

3.8.3.2 Résultats de contrôleur LQR

– Suivi de trajectoire désirée par le drone volant selon l'axe des x

Pour le suivi de trajectoire désirée, les résultats de simulation avec les perturbations (bruit de fond et externe) sont donnés sur la Figure 3.14. Ce résultat de simulation présente la position x de référence (c-à-d la valeur désirée) de drone et la position x estimé par le contrôleur LQR.

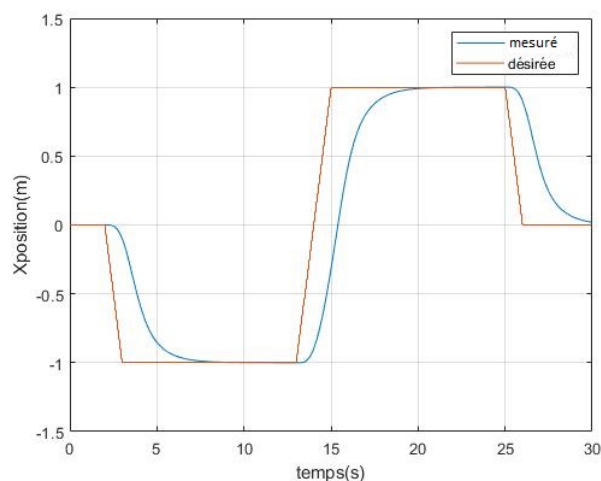


FIGURE 3.14 – Position de Xref et X en fonction de temps.

On remarque que les valeurs estimées par le contrôleur LQR suivent les valeurs de référence ce qui montre la capacité de commande dans la minimisation de l'écart l'erreur pour garantir une certaine stabilité de système de drone.

3.8. Analyse des résultats des simulations

– Suivi de trajectoire désirée par le drone volant selon l'axe des Y

Dans ce test, nous nous sommes intéressés de suivre de trajectoire désirée par le drone volant selon Y. Pour cela, nous avons lancé le test de simulation en se basant sur la commande LQR. Le résultat de cette simulation est montré dans la Figure 3.15.

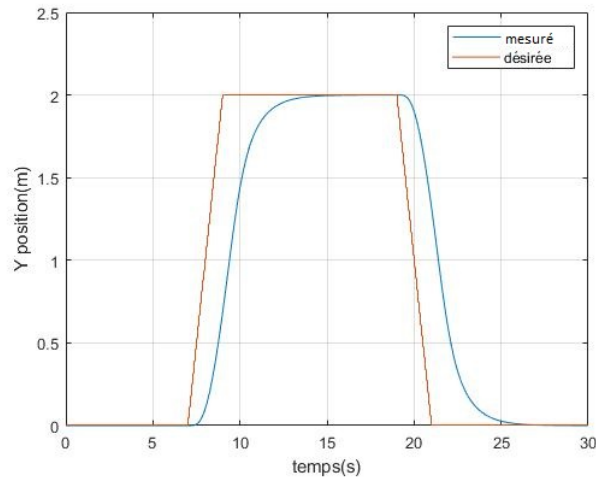


FIGURE 3.15 – Position de Yref et Y en fonction de temps.

On remarque que les valeurs estimées par la commande suivent avec certaines erreurs de temps de réponse avec les valeurs de référence. Le taux de l'erreur est tolérable en fonction des exigences des experts de domaines, aussi en fonction de la sûreté de domaine d'application.

– Suivi de trajectoire désirée par le drone volant selon l'axe des Z

Pour le mouvement selon l'axe des Z, nous avons lancé notre simulation avec la commande LQR. Le résultat de cette simulation est montré dans la Figure 3.16.

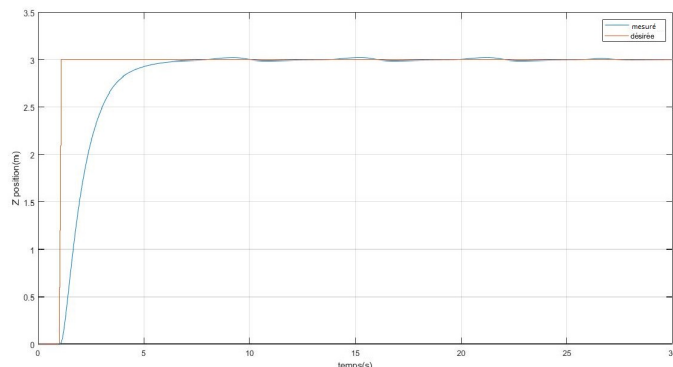


FIGURE 3.16 – Position de Zref et Z en fonction de temps.

A partir de 7 secondes, l'estimation converge vers les valeurs de références Z avec un dépassement.

– Variation d'angle lacet (psi) en fonction de temps

Dans ce test, le mouvement de lacet d'un drone est contrôlé par la gouverne de direc-

tion et la rotation autour de l'axe de lacet vers la gauche (et inversement pour tourner à droite). Figure 3.17 présente la Variation d'angle lacet (psi) en fonction de temps.

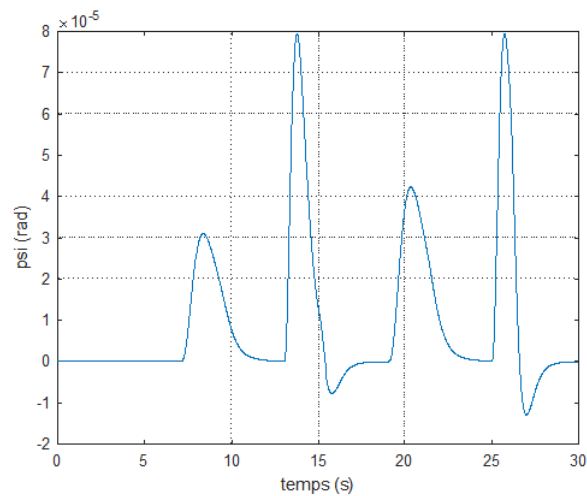


FIGURE 3.17 – suivi de position angulaire de lacet (LQR)

– **Variation d'angle tangage (theta) en fonction de temps**

Dans ce test de simulation, on s'intéresse à observer le comportement lorsque le drone est tiré vers l'avant ou vers l'arrière et voir la rotation de l'avion autour de l'axe de tangage. Figure 3.18 présente la variation d'angle tangage (theta) en fonction de temps.

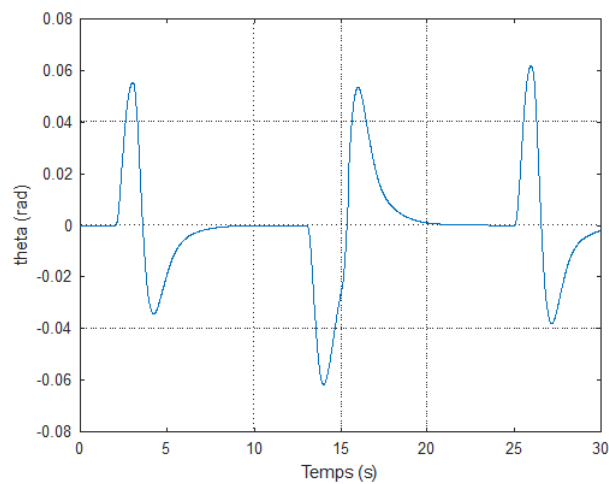


FIGURE 3.18 – suivi de position angulaire de tangage (LQR)

– **Variation d'angle de roulis (phi) en fonction de temps**

Dans ce test de simulation, on s'intéresse à observer le taux de variation de vitesse angulaire de Roulis en fonction de temps. Figure 3.19 présente variation d'angle de roulis (phi) en fonction de temps.

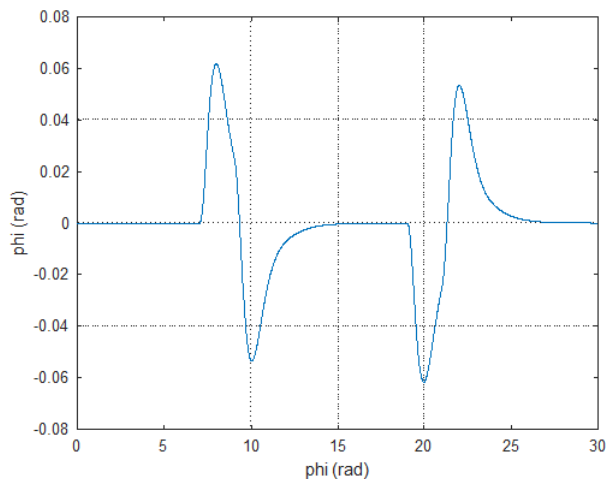


FIGURE 3.19 – suivi de position angulaire de roulis (LQR)

dans cette méthode (LQR) on a une seule courbe de position angulaire 3.193.183.18 parce que c'est un modèle par retour d'état (boucle fermé)

3.8.3.3 Animation aux étapes de la simulation

Après l'exécution de la simulation, toutes les traces générées sont représentées avec une animation 3D. Les deux Figures 3.21 et 3.20 illustrent une animation en 3D relatives respectivement au deux commandes LQR et PID. Cette représentation aide les utilisateurs finaux à discuter les résultats de la simulation avec les concepteurs et les programmeurs.

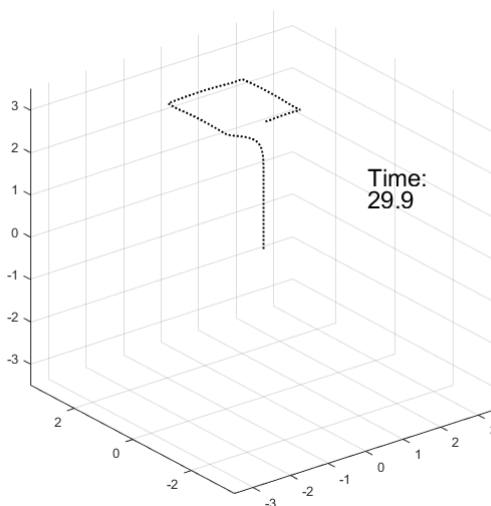


FIGURE 3.20 – Animation relative au contrôleur LQR

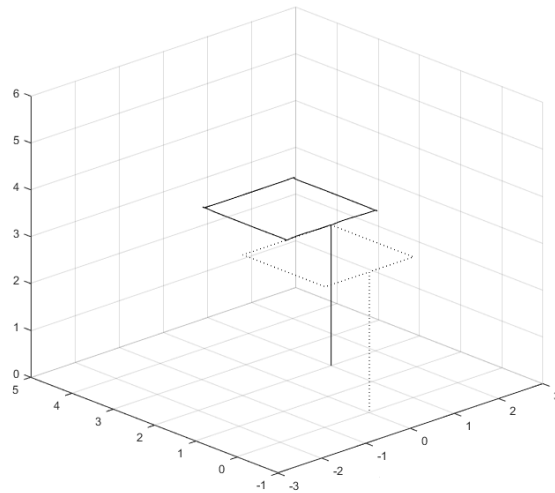


FIGURE 3.21 – Animation relative au contrôleur PID

3.8.3.4 Discussion des résultats

Dans cette section, nous allons présenter discussion de nos résultats de la simulation avec une synthèse afin de tirer des interprétations et des conclusions sur l'usage de deux commande LQR et PID. Par rapport au contrôleur PID classique, le contrôleur LQR implique un calcul mathématique qui coûte chère en terme de temps de réponse. Cette complexité de calcul est liée au traitement matricielles de retour d'état complet \mathcal{K} .

Le contrôleur LQR utilise un algorithme de contrôle optimal pour minimiser la fonction de coût définie par les équations du système. La fonction de coût implique les paramètres d'état et les paramètres d'entrée du système ainsi que les matrices \mathcal{Q} et \mathcal{R} . La fonction de coût global doit être minimale pour une solution LQR optimale. Les matrices \mathcal{Q} et \mathcal{R} représentent les poids affectés aux paramètres d'état et aux paramètres d'entrée. En faisant varier les valeurs des deux matrices, la valeur totale de la fonction de coût peut être ajustée en fonction du résultat souhaité par les préférences des utilisateurs et les exigences des applications.

Les deux principales grandeurs qui doivent être optimisées pour le modèle quadricoptère sont la consommation d'énergie et la vitesse de réponse. Pour une réponse plus rapide du contrôleur, les valeurs de la matrice \mathcal{Q} doivent être modifiées, tandis que pour minimiser la consommation d'énergie tout en atteignant le point d'optimalité souhaité sans de prendre en considération le critère de temps de réponse, les valeurs de la matrice \mathcal{R} doivent être ajustées.

Les conditions initiales du Quadrotor sont initialisées à zéro pour tous les paramètres d'état et l'action de poussée pure sont alimentés en entrée du système. Dans ce cas, seul le déplacement vertical Z est prévu et devrait atteindre une position d'état stable une fois que la force de poussée équilibre la force gravitationnelle. La vitesse verticale augmente rapidement au début et ralentit jusqu'à zéro lorsque le rotor atteint une position stable en l'air.

Les résultats de simulations présentées dans les Figures 3.14 , 3.15,3.9,3.10,de deux contrô-

3.9. Conclusion

leurs qui affichent un temps de stabilisation similaire de 9 secondes pour tous les paramètres d'état. Cependant, le 1er dépassement du PID contrôleur (1,3 unités) est inférieur au contrôleur LQR (1,5 unités) pour les paramètres x et y , les régulateurs PID donnent la 2ème dépassement dans sa réponse dans la plupart des paramètres d'état comme opposé à un seul pic de dépassement en cas de LQR. On remarque que, plus le nombre de pics montrées de dépassement est élevé dans les résultats, alors on obtient moins de stabilité. Ainsi, la réponse LQR est plus stable et robuste que par rapport au régulateur PID.

Apartir des résultats montrées dans la Figure 3.11 et la Figure 3.16, la réponse simulée pour les contrôleurs LQR et PID respectivement. On peut voir que la réponse z pour le contrôleur PID donne un dépassement de 0,4 unité et se stabilise à 0,6 unité avec un temps de stabilisation de 0,95 seconde alors qu'il n'y a pas de dépassement dans le cas du contrôleur LQR et la valeur se stabilise à 0,83 s à 0,34 unité. Pour conclure, ces résultats de simulation montrent que LQR fournit une sortie stable par rapport au contrôleur classique PID.

3.9 Conclusion

Nous avons présenté dans ce chapitre deux type des commandes linéaires dans le but de stabiliser notre système .Nous avons constate que les deux commandes réussi d'atteindre l'objectif désiré,pour cela nous avons fait une comparaison entre elles pour trouver la commande plus performante.Nous avons remarqué que le correcteur linéaire quadratique (*LQR*) a donne de meilleur résultats en termes d'énergie,tandis que le correcteur (*PID*) et plus rapide en stabilisation du drone.

CONCLUSION GÉNÉRALE

"This is not the end, it's not even the beginning of the end, but it may be the end of the beginning. »
— Winston Churchill.

3.10 Conclusion

Dans ce mémoire on a présenté le drone ainsi que ces caractéristiques en général, son mouvement, pour cela on a procédé au calcul d'un régulateur pour le modèle LQR et PID dans un objectif d'assurer la stabilité du système ainsi que ces performances à une vitesse bien précise seulement et dans une atmosphère calme. Dans le cas de perturbations internes ou externes nous avons robustifié notre régulateur pour assurer la robustesse vis-à-vis des dynamiques hautes fréquences négligées. Notre objectif principal est de pouvoir surmonter les difficultés par sa sensibilité face aux perturbations atmosphériques et la non linéarité de sa dynamique, une méthode pour la synthèse d'une loi de commande efficace qui surmonte ces difficultés est mise à contribution, cette méthode est basée sur la théorie d'une commande optimale, son efficacité est prouvée par les résultats de simulation des modèles. La minimisation de la fonction objectif nous a permis de trouver un compromis entre la performance et la robustesse. Dans le troisième chapitre où nous avons donné les résultats de simulation ainsi que leurs interprétations nous constatons l'efficacité du correcteur et la procédure suivie, elle a respecté les limitations imposées par les actionneurs du drone ce qui permet la réalisabilité et l'implémentation de cette commande.

Ce travail ouvre plusieurs perspectives, nous pouvons citer :

1. Implémenter d'autres types de commandes pour l'optimisation multi-objectif (appelée aussi optimisation multi-critère).
2. Prototypé ces commandes par la réalisation d'un drone à base d'Arduino.

BIBLIOGRAPHIE

- [1] Younes M AL-YOUNES, Mohammed A AL-JARRAH et Ali A JHEMI. "Linear vs. nonlinear control techniques for a quadrotor vehicle". In : *7th International Symposium on Mechatronics and its Applications*. IEEE. 2010, p. 1-10.
- [2] Ahmed ALLAM. "Commande et navigation d'un groupe d'UAVs (application sur les quadri-rotors)". Thèse de doct. Ecole Nationale Polytechnique.
- [3] Sara AMMARI. "Simulation et commande d'un drone (quadrirotor) en utilisant simulink". In : (2017).
- [4] Ludovic APVRILLE et al. "Drone" humanitaire": état de l'art et réflexions". In : *Revue Française de Photogrammétrie et de Télédétection* 213 (2017), p. 63-71.
- [5] Laurent ARCHAMBAULT et Alicia MAZOUZ. "L'envol des drones civils: Appréhension par le droit français d'une pratique émergente". In : *Annals of Air and space Law* 40 (2015).
- [6] Karl Johan ÅSTRÖM et Tore HÄGGLUND. "Benchmark systems for PID control". In : *IFAC Digital Control: Past, Present and Future of PID Control* (2000), p. 5-7.
- [7] Nicolas BALAT et Alicia MAZOUZ. "Les drones civils et la sécurité juridique". In : (2019).
- [8] Pierre-Richard BILODEAU. "Commande d'un mini véhicule aérien sans pilote en vol stationnaire pour l'opération en milieu restreint". In : (2009).
- [9] Samir BOUABDALLAH, Andre NOTH et Roland SIEGWART. "PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor". In : *2004 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)(IEEE Cat. No. 04CH37566)*. T. 3. IEEE. 2004, p. 2451-2456.
- [10] Chahira BOUSSALEM. "Implémentation de régulateurs fractionnaires pour la stabilisation d'un pendule inversé". Thèse de doct. Université Mouloud Mammeri, 2012.
- [11] Pascal BRISSET. "Drones civils". In : *Ecole Nationale de l'Aviation Civile* (2004).
- [12] Mitch CAMPION, Prakash RANGANATHAN et Saleh FARUQUE. "UAV swarm communication and control architectures: a review". In : *Journal of Unmanned Vehicle Systems* 7.2 (2018), p. 93-106.
- [13] AK COOKE. *Helicopter test and evaluation*. Black well and QinetiQ. 2002.
- [14] Vincent DABIN. "Commande d'un quadricoptère par rejet actif de perturbations". Thèse de doct. Ecole Polytechnique, Montreal (Canada), 2018.
- [15] Shahin DARVISHPOOR, Jafar ROSHANIAN et Morteza TAYEFI. "A novel concept of VTOL bi-rotor UAV based on moving mass control". In : *Aerospace Science and Technology* 107 (2020), p. 106238.

- [16] Laloui DERAFA, Tarek MADANI et Abdelaziz BENALLEGUE. "Dynamic modelling and experimental identification of four rotors helicopter parameters". In : *2006 IEEE international conference on industrial technology*. IEEE. 2006, p. 1834-1839.
- [17] A Oualid DJEKOUNE. "Localisation Et Guidage Du Robot Mobile Atrv2 Dans Un Environnement Naturel." Thèse de doct. Université des Sciences et de la Technologie Houari Boumediene, 2010.
- [18] C DOSSAL. "Approximation de solutions d'équations différentielles, schémas numériques." In : (2012).
- [19] Adrien DROUOT. "Stratégies de commande pour la navigation autonome d'un drone projectile miniature". Thèse de doct. Université de Lorraine, 2013.
- [20] Samuel DUBOIS, Yves VANHELLEMONT et Michael de BOUW. "Les drones au service de la construction: technologies, enjeux et perspectives". In : (2018).
- [21] HCTE FERNANDO et al. "Modelling, simulation and implementation of a quadrotor UAV". In : *2013 IEEE 8th International Conference on Industrial and Information Systems*. IEEE. 2013, p. 207-212.
- [22] Sergio GARCIA-NIETO et al. "Motion equations and attitude control in the vertical flight of a VTOL bi-rotor UAV". In : *Electronics* 8.2 (2019), p. 208.
- [23] Hamdad GHILES, Ider abellah FATAH et Kloul CHABANE. "Réalisation et synthèse de lois de commande PID d'un drone à voilures tournantes de type quadrirotor." Thèse de doct. Université Mouloud Mammeri, 2017.
- [24] Mr Mohamed Syed IBRAHIM, P SHANMUGARAJA et Ms Mary Theres VINI. "The Roles, Benefits and Design Challenges of Multi Versatile Unmanned Drones in Flying Ad-hoc Network". In : *Contemporary Research in Electronics, Computing and Mechanical Sciences* (), p. 1.
- [25] Farkhund IQBAL et al. "Drone forensics: A case study on DJI phantom 4". In : *2019 IEEE/ACS 16th International Conference on Computer Systems and Applications (AICCSA)*. IEEE. 2019, p. 1-6.
- [26] Rodrigo S JAMISOLA et al. "Relative Jacobian-Based Cooperative Control of Multi-Rotor Drones". In : *2021 International Conference on Communication & Information Technology (ICICT)*. IEEE. 2021, p. 208-214.
- [27] Shahida KHATOON, Mohammad SHAHID, Himanshu CHAUDHARY et al. "Dynamic modeling and stabilization of quadrotor using PID controller". In : *2014 International Conference on Advances in Computing, Communications and Informatics (ICACCI)*. IEEE. 2014, p. 746-750.
- [28] Hicham KHEBBACHE. "Tolérance aux défauts via la méthode backstepping des systèmes non linéaires: application système UAV de type quadrirotor". Thèse de doct. 2018.
- [29] Andrzej KOSZEWNIAK. "The parrot UAV controlled by PID controllers". In : *acta mechanica et automatica* 8.2 (2014).

- [30] James Kin Wah LAN et Frankie Kin Wah LEE. "Drone Forensics: A Case Study on DJI Mavic Air 2". In : *2022 24th International Conference on Advanced Communication Technology (ICACT)*. IEEE. 2022, p. 291-296.
- [31] Gary MARTINIC et al. "Essaim de véhicules aériens sans pilote non réutilisables en tant que capacité de combat". In : (2020).
- [32] Julien MARZAT. "Contributions en commande et estimation pour robots autonomes et systèmes aérospatiaux". Thèse de doct. Université Paris Saclay, 2019.
- [33] Amrani MOHAMED et Ounissi NASREDDINE. "Etude et réalisation d'un drone quadrirotor". In : (2020).
- [34] Mohammed J MOHAMMED, Mofeed T RASHID et Abduladhem A ALI. "Design optimal PID controller for quad rotor system". In : *International Journal of Computer Applications* 106.3 (2014), p. 15-20.
- [35] Alexandre MORRIS. "Système de localisation relative ultrasonique pour équipe de véhicules sans-pilote: principes et expérimentations". In : (2012).
- [36] Jean Semeki NGABINZEKE et al. "Potentiel des véhicules aériens sans pilote dans la détection des activités humaines illégales dans les aires protégées en République Démocratique du Congo". In : *Journal of Unmanned Vehicle Systems* 4.2 (2016), p. 151-159.
- [37] Iain K PEDDLE, Thomas JONES et Johann TREURNICHT. "Practical near hover flight control of a ducted fan (SLADe)". In : *Control Engineering Practice* 17.1 (2009), p. 48-58.
- [38] Balita Heriniaina RAKOTONARIVO et al. "Revue Systématique de la Littérature sur le Soutien à la Sécurité des Opérations de Drones: Systematic Literature Review of Safety Support for Drones Operations". In : *32e Conférence Francophone sur l'Interaction Homme-Machine*. 2021, p. 1-16.
- [39] Daniel ROSS, Etienne DEGUINE et Mickaël CAMUS. "Asservissement par PID". In : *rose.eu.org* 3 (2010).
- [40] Zouaoui SATLA et al. "Contribution à la modélisation et à la commande d'un drone miniature". Thèse de doct. 2019.
- [41] Thomas SOLATGES. "Modélisation, conception et commande de robots manipulateurs flexibles. Application au lancement et à la récupération de drones à voilure fixe depuis un navire faisant route". Thèse de doct. Toulouse, ISAE, 2018.
- [42] Mohammed TAHAR. "Modélisation et commande d'un drone à quatre hélices". Thèse de doct. Université Mohamed Boudiaf des Sciences et de la Technologie-Mohamed Boudiaf ..., 2013.
- [43] A TAYEBI et S MCGILVRAY. "Attitude stabilization of a four-rotor aerial robot". In : *2004 43rd IEEE conference on decision and control (CDC)(IEEE Cat. No. 04CH37601)*. T. 2. Ieee. 2004, p. 1216-1221.

-
- [44] Nguyen Khoi TRAN, Eitan BULKA et Meyer NAHON. “Quadrotor control in a wind field”. In : *2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*. IEEE. 2015, p. 320-328.
- [45] Tri TRAN et QP HA. “Dependable control systems with Internet of Things”. In : *ISA transactions* 59 (2015), p. 303-313.
- [46] Peter Colin YOUNG et JC WILLEMS. “An approach to the linear multivariable servomechanism problem”. In : *International journal of control* 15.5 (1972), p. 961-979.
- [47] Maryam YOUSEF et Farkhund IQBAL. “Drone forensics: A case study on a DJI Mavic Air”. In : *2019 IEEE/ACS 16th International Conference on Computer Systems and Applications (AICCSA)*. IEEE. 2019, p. 1-3.
- [48] Kenza ZAZOUN et Ahmed LALLAL. “Détection de feux de forêts par drone en mission planifiée.” Thèse de doct. Université Mouloud Mammeri, 2020.

RÉSUMÉ

Les drones jouent un rôle essentiel dans la surveillance et la protection des environnements faune. Le principe consiste à collecter des données en temps réel avec nos drones afin d'effectuer des missions 24h/24, 7j/7. Notre projet de fin d'étude présente une comparaison basée sur la simulation entre les deux contrôleurs, le Proportionnel Intégral Dérivé (PID), un contrôleur classique et le Régulateur Quadratique Linéaire (LQR), un contrôleur optimal, pour un modèle quadrirotor linéarisé. Pour simplifier un modèle dynamique autrement compliqué d'un quadrirotor, nous dérivons un modèle mathématique linéaire en utilisant les lois de Euler et en appliquant les principes de base de la physique. Ces algorithmes de contrôle PID et LQR optimisent deux principales grandeurs qui doivent être optimisées : la consommation d'énergie et la vitesse de réponse. L'idée derrière consiste à trouver un compromis entre deux critères qui sont souvent contradictoires afin d'atteindre une certaine stabilité de notre système. Cette propriété de stabilité garantit la robustesse sous la variation des paramètres d'entrées afin de vérifier si le système fonctionne dans des conditions anormales. Les deux contrôleurs sont simulés dans Simulink dans les mêmes conditions initiales et montrent une réponse satisfaisante.

Mots Clés : Commande, Drone, Simulation, PID, LQR, Simulink.

ABSTRACT

Drones play an essential role in monitoring and protecting wildlife environments. The principle consists of collecting data in real time with our drones in order to carry out missions 24 hours a day, 7 days a week. Our graduation project presents a simulation-based comparison between the two controllers, the Proportional Integral Derivative (PID), a classical controller, and the Linear Quadratic Regulator (LQR), an optimal controller, for a linearized quadrotor model. To simplify an otherwise complicated dynamic model of a quadcopter, we derive a linear mathematical model using Euler's laws and applying basic principles of physics. These PID and LQR control algorithms optimize two main quantities that must be optimized: energy consumption and response speed. The idea behind is to find a compromise between two criteria that are often contradictory in order to achieve a certain stability of our system. This stability property guarantees robustness under the variation of input parameters in order to verify whether the system operates under anomalous conditions. The two controllers are simulated in Simulink in the same initial conditions and show a satisfactory answer.

Key Words : Command, Drone, Simulation, PID, LQR, Simulink

الملخص:

تلعب الطائرات بدون طيار دورًا حيويًا في حماية ومراقبة بيئة. يتمثل المبدأ في جمع البيانات في الوقت الفعلي باستخدام الطائرات بدون طيار من أجل تنفيذ المهام على مدار 24 ساعة في اليوم و 7 أيام في الأسبوع.

يقدم مشروع نهاية الدراسة لدينا مقارنة بناءً على المحاكاة بين جهازي التحكم ، المشتق التكاملي النسبي (PID)، المتحكم التريبي الخطي (LQR) ،وحدة تحكم مثالية لطراز الطائرات بدون طيار الخطي. لتبسيط نموذج ديناميكي معقد من الطائرات بدون طيار ، نشق نموذجًا رياضيًا خطيًا باستخدام قوانين (Euler) وتطبيق المبادئ الأساسية للفيزياء. هذه الخوارزميات تحكم PID و LQR وهما كميتين رئيسيتين تحتاجان إلى التحسين في استهلاك الطاقة وسرعة الاستجابة. لفكرة وراء ذلك هي إيجاد حل وسط بين معيارين غالبًا ما يكونان متناقضين من أجل تحقيقهما لكي يصل لنظامنا استقرار معين. تضمن خاصية الاستقرار هذه المتانة تحت تباين معالم الإدخال للتحقق مما إذا كان النظام يعمل ظروف غير طبيعية.

تمت محاكاة وحدتي التحكم في Simulink تحت نفس الظروف الأولية وإظهار إجابة مرضية.

الكلمات المفتاحية: التحكم ، الطائرة بدون طيار ، المحاكاة ، PID ، LQR ، Simulink.

