

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

UNIVERSITE DE M'SILA

FACULTE DE TECHNOLOGIE

DEPARTEMENT DE GENIE ELECTRIQUE



DOMAINE : SCIENCES ET TECHNOLOGIE

FILIERE : GENIE ELECTRIQUE

OPTION : AUTOMATIQUE ET SYSTEMES

**MEMOIRE DE FIN D'ETUDES EN VUE DE L'OBTENTION DU
DIPLOME DE MASTER EN GENIE ELECTRIQUE
SPECIALITE : AUTOMATIQUE**

Présenté par :

- ✓ AICHE Aissa
- ✓ AICHE Mahyeddin

THEME

**Réalisation et commande d'une plateforme
volante à quatre rotors**

Soutenu devant le jury composé de :

Université Mohamed Boudiaf - M'sila

Président

Université Mohamed Boudiaf - M'sila

Examineur

Dr GHLLAB Mohamed Zinelaabidine Université Mohamed Boudiaf - M'sila Encadreur

Pr ZEGHLACHE Samir Université Mohamed Boudiaf - M'sila Co-Encadreur

Année universitaire : 2020 / 2021

Remerciements

Ma gratitude doit d'abord être exprimée envers le bon Dieu « الله » le tout puissant, qui m'a donné la sagesse, la patience, le courage et la volonté pour qu'on puisse terminer ce travail

Je tiens à remercier tous ceux qui ont contribué de près ou de loin, à la réalisation de ce travail, en Particulier Mr GHLLAB

Mes sincères remerciements S'adressent aussi aux membres de jury d'avoir accepté de juger mon travail.

je remercie aussi tous les enseignants, sans exception, car c'est grâce à eux que je suis arrivé à faire ce travail.

Sans oublier toute la famille mon père, ma mère, mes frères et sœurs et mes amis.

Dédicace

Je dédie ce modeste travail à mes chers parents, merci pour tous les sacrifices consentis afin de me permettre d'être ce que je suis ; Je leur exprime humblement ma profonde gratitude et mon attachement éternel.

À toute la grande famille AICHE, surtout : Ilyes

Nos remerciements vont enfin à Dr. Zeghlache Samir et

Mr Taibbay Fateh pour son aide et à toute personne qui a contribué de près ou de loin à l'élaboration de ce modeste travail.

ET à tout mes chères amies

À toute la promotion 2020 de la spécialité automatique et systèmes.

SOMMAIRE

Sommaire

Introduction générale	1
<u>CHAPITE I : Réalisation et modélisation dquadrirotor.</u>	
I.1 Introduction	3
I.2 Description générale du quadrirotor	3
I.2.1 Principe de vol d'un quadrirotor	4
I.2.2 Mouvement vertical	5
I.2.3 Mouvement de roulis	6
I.2.4 Mouvement de tangage	7
I.2.4 Mouvement de lacet.....	7
I.2.4 Mouvements de translation	8
I.3 Les composants du quadrirotor	8
I.3.1 Le Châssis (Frame)	9
I.3.2 Les moteurs sans balais (Brushless).....	9
I.3.3 Les variateurs de vitesse électronique (ESC)	10
I.3.4 Les hélices	11
I.3.5 L'Alimentation électrique (batterie)	11
I.3.5 .1 Caractéristiques électriques des batteries LiPo.....	12
I.3.6 Les Capteurs	12
I.3.7 La Radio-commande (RC)	13
I.3.7.1 Caractéristiques de la radiocommande RC.....	14
I.3.8 Le récepteur T8FB	15
I.3.8.1 Caractéristiques	15
I.3.9 Le Contrôleur.....	15
I.4 réalisation de quadrirotor	16
I.5 Organigramme de programmation du quadrirotor.....	19
I.6 Organigramme du programme de commande.....	21
I.7 Modèle dynamique du quadrirotor.....	23

I.7.1	angles d'Euler	24
I.7.2	Vitesses angulaires	26
I.7.3	Vitesses linéaires	26
I.7.4	Effets physiques agissant sur le quadrotor	27
I.7.5	Les forces agissantes	27
I.7.6	Moments	28
I.7.7	Effets gyroscopiques	29
I.7.8	Moment gyroscopique des hélices	29
	I. 7.8.1 Moment gyroscopique dû aux mouvements du quadrotor.....	29
I.7.9	Développement du Modèle mathématique selon Newton-Euler.....	29
I.7.10	Dynamique de translation	31
I.7.11	Dynamique de rotation.....	32
I.7.12	Contraintes non holonomes.....	33
I.7.13	Représentation d'état du système.....	34
I.8	Paramètres du quadrotor	35
I.9	Conclusion	37

CHAPITE II : Commande classique type PID d'un quadrirotor

II.1	introduction.....	38
II.2	Description de la commande PID	38
	II.2.1 Application d'un régulateur PID à un quadrirotor	39
	II.2.2 Schéma de régulation et paramètres de régulateurs	39
II.3	Schéma bloc de commande PID avec le système d'une Simulink une Matlab	40

II.3.1	Schémas blocs de commande PID pour un quadrirotor	41
II.3.2	Résultats de simulation PID (X, Y, Z) et le commande U	43
II.3.3	Résultats de simulation PID d'un angles (ϕ, θ et ψ).....	44
II.4	Teste de robustesse	44
II.5	Les résultats de simulation Teste robustesse commande PID	45
II.6	conclusion.....	45

CHAPITE III : Commande intelligente basée sur la logique floue d'un quadrirotor

III.1	introduction.....	46
III.2	Théorie de la logique floue.....	46
III.3	Les ensembles flous	46
III.4	Caractéristiques d'un sous-ensemble flou	47
III.5	Opérations de base	48
III.6	Notion de règle linguistique	48
III.7	Les différents systèmes d'inférence floue	49
III.8	Conception d'un commande flou	49
III.9	Caractéristiques d'un système d'inférence flou	51
III.10	Application de la commande floue avec structure PID	51
III.11	Fonctions d'appartenance.....	52
III.12	Table des règles floues.....	53
III.13	Méthode d'inférence.....	54
III.14	Méthode de défuzification	54
III.15	Schéma bloc de commande par commande floues	54
III.16	Résultats des simulations angles (ϕ, θ et ψ) et Z et la commande U	56
III.17	la Résultats des simulations Teste robustesse commande logique floue	57

III.18 Conclusion57

CHAPITE IV : Commande PID-Flou Adaptative
(PIDFA) d'un quadrirotor

IV.1 Introduction 58
IV.2 Commande adaptative 58
IV.3 Développement d'une commande hybride intelligent PID-Flou..... 59
IV.4 Détermination des gains du régulateur PID..... 60
IV.5 Fonctions d'appartenance 61
IV.6 Règles de décision (Table de décision) 62
IV.7 Résultats des simulations 63
IV.8 la Résultats des simulations Teste robustesse commande PIDAF 64
IV.9 Etude comparative (PIDFA, Flou et PID) 65
IV.10 Conclusion..... 66

Conclusion générale 67

Résumé68

LISTE DES FIGURES

Liste des figures

Figure I.1 : Structure générale d'un quadrirotor.....	3
Figure I.2 : Mouvements du quadrirotor	5
Figure I.3 : Illustrations du mouvement vertical	6
Figure I.4 : Illustration du mouvement de roulis	6
Figure I.5 : Illustration du mouvement de tangage	7
Figure I.6 : Illustration du mouvement de lacet	8
Figure I.7 : Illustration du mouvement de translation	8
Figure I.8 : Le Châssis (Frame).....	9
Figure I.9: Motor brushless 1400KV	9
Figure I.10 : Fonctionnement de l'onduleur et du moteur brushless.	10
Figure I.11 : variateur de vitesse électronique	10
Figure I.12 : Les hélices Carbone (10.2cm, 23g).....	11
Figure I.13 : Batteries LiPo 330mah 11.1v 35C°	11
Figure I.14 : Module (MPU-6055) accéléromètre et gyroscope utilisé.....	13
Figure I.15 : La Radio-commande (RC) Radio Link	14
Figure I.16 : Récepteur R8EF	15
Figure I.17 : Arduino UNO	16
Figure I.18 : Installation du moteur avec châssis et ESC 30A	16
Figure I.19 : Schéma globale de branchement	17
Figure I.20 : teste de branchement des pieces	17
Figure I.21 : circuit imprimé PCB	18
Figure I.22 : Etapes de programmation	19
Figure I.23 : Organigramme de programmation	20
Figure I.24 : Organigramme du programme de commande	21
Figure I.25 : Structure générale de la quadrirotor réalisé	22
Figure I.26 : Tests et mise en marche du drone réalisé	22
Figure I.27 : La structure du quadrotor et des systèmes de coordonnées relatives	24

LISTE DES FIGURES

Figure I.28 : Par métrisation de l'orientation du quadrirotor dans l'espace	25
Figure II.1 : Schéma fonctionnel de la commande PID.....	38
Figure II.2 : Schéma de régulation PID.....	39
Figure II.3 : Schéma bloc de la commande PID avec le système de quadrirotor.....	40
Figure II.4 : schéma bloc de la commande PID _Z	41
Figure II.5 : schéma bloc de la commande PID _Y	41
Figure II.6 : schéma bloc de la commande PID _X	41
Figure II.7 : schéma bloc de la commande PID _thêta.....	42
Figure II.8 : schéma bloc de la commande PID _phi.....	42
Figure II.9 : schéma bloc de la commande PID _psi.....	42
Figure II.10 : Résultats des commandes U1, U2, U3 et U4.....	43
Figure II.11 : Résultats des positions (x, y, z).....	43
Figure II.12 : Résultats de la commande PID avec une consigne.....	44
Figure II.13 : Teste de robustesse pour commande PID	45
Figure III.1 : Fonctions d'appartenance (a) logique binaire (b) logique floue.....	47
Figure III.2 : Types de fonctions d'appartenance.....	47
Figure III.3 : Caractéristiques d'un sous-ensemble floue.....	48
Figure III.4 : Architecture interne d'un contrôleur floue.....	50
Figure III.5 : Structure de base d'un contrôleur floue.....	52
Figure III.6 : Fonctions d'appartenance pour les variables d'entrées/sorties e, Δe et u.....	53
Figure III.7 : La surface de régulateur floue	53
Figure III.8 : Schéma bloc de la commande floue _Z.....	54
Figure III.9 : Schéma bloc de la commande floue _phi.....	55
Figure III.10 : Schéma bloc de la commande floue _thêta.....	55
Figure III.11 : Schéma bloc de la commande floue _psi.....	55
Figure III.12 : Résultats de la commande floue avec une consigne	56
Figure III.13 : Résultats des commandes U1, U2, U3 et U4.....	56
Figure III.14 : Teste de robustesse commande logique floue	57
Figure IV.1 : Structure de base d'une commande adaptative.....	59

LISTE DES FIGURES

Figure IV.2 : Schéma fonctionnel de la commande PIDFA pour le quadrirotor.....	60
Figure IV.3 : fonctions d'appartenance des entrées e et d et des sorties $k'p$ et $k'd$	61
Figure IV.4 : fonctions d'appartenance des entrées e et d et des sorties $k'p$, et $k'd$	62
Figure IV.5 Résultats de la commande PIDAF avec une consigne	63
Figure IV.6 : Résultats des commandes U_1 , U_2 , U_3 et U_4	64
Figure IV.7 : Teste de robustesse commande PIDAF.....	64
Figure IV.8 : Trajectoire globale du Quadrirotor _ 3D.....	65

LISTE DES TABLEAUX

Liste des tableaux

Tableau (I.1) : Pourcentage de charge d'une batterie Li-Po	12
Tableau (I.2) : Paramètres physiques du modèle du quadrotor	36
Tableau (II.1) : Paramètres de PID	40
Tableau (III.1) Tableau de décision de Mac Vicar-Whelan (7x7=49 règles)	54
Tableau (IV.1) Ta Règles d'inférence pour les gains k_i	62
Tableau (IV.2) Règles d'inférence pour les gains k_d	62
Tableau (IV.3) Règles d'inférence pour les gains k_p	63
Tableau (IV.4) la Résultats de l'erreur quadratique	66
Tableau (IV.5) la Résultats de l'énergie.....	66

ABREVIATIONS ET SYMBOLES

Abréviations et symboles

$R(\phi, \theta, \psi)$: Matrice de rotation totale $B(X, Y, Z) \rightarrow E(X, Y, Z)$

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).

FT : La somme totale des forces créées par chaque rotor (N)

$F1$: Force de poussée créée par le rotor 1 (N)

$F2$: Force de poussée créée par le rotor 2 (N)

$F3$: Force de poussée créée par le rotor 3 (N)

$F4$: Force de poussée créée par le rotor 4 (N)

$F\eta$: Forces de translations appliquées au robot volant (N)

Γ_i : Moments angulaires du robot volant autour de x , y , et z ($N \cdot m$)

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 ($kg \cdot m^2$)

I_{yy} : Inertie selon l'axe ($kg \cdot m^2$)

I_{zz} : Inertie selon l'axe ($kg \cdot m^2$)

J_r : Moment d'inertie du moteur ($kg \cdot m^2$)

$U1$: 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)

ζ : vecteur de position

INTRODUCTION GENERALE

Introduction générale

La nature curieuse de l'homme l'a poussée toujours à explorer son entourage ; terre, mer et ciel. Effectivement il a pu inventer des voitures, des trains, des bateaux, des navires et aussi des avions. En effet, un avion est un engin capable de se déplacer en l'air grâce à des propulseurs. Grâce aux progrès de l'électronique à la fois, la capacité de traitement et de la miniaturisation, des avions de petite taille sans pilote appeler drones ont vu le jour. Le Drone ou UAV (Unmanned Aerial Vehicle), en anglais, désigne un aéronef sans pilote, ni passagers à bord quel que soit sa taille, sa forme, sa fonction et ses caractéristiques. Il utilise les forces aérodynamiques pour produire un vol vertical. Il peut être piloté à distance, autonome ou semi autonome [1] [2]. Les drones ont fait preuve d'un bon usage dans plusieurs domaines tels que l'exploration, le combat et la cartographie. Son dernier usage est la diffusion de message d'interdiction de sortir et la surveillance du respect de confinement pendant l'épidémie qui a frappé le monde en 2020. Quadrotor, est un drone multi-rotors soulevé et propulsé par quatre moteurs situés aux extrémités d'une croix généralement en fibre de carbone, pour cela, on le désigne par X4. Ces quatre rotors lui procurent la force verticale (portance), responsable du décollage de l'engin.

Afin de contrôler un quadrotor en position et en orientation, un système de commande doit être mis en place. Ce dernier n'est qu'un un algorithme mathématique qui calcule de quelle façon il faut agir sur le quadrotor afin de maintenir la mesure égale à la consigne. En fait, ces commandes ont pour objet d'assurer la poursuite des trajectoires désirées suivant les trois axes (X, Y, Z) et l'angle du lacet ψ , ainsi la stratégie de commande adoptée est basée sur la décomposition du système d'origine en deux sous-systèmes : le premier concerne la commande en position tandis que le deuxième est celui de la commande en orientation.

Les commandes existant dans la littérature concernant les quadrirotor peuvent être devisées en deux grandes familles à savoir les commandes linéaires et les commandes non linéaires. Dans le domaine d'automatique, on trouve plusieurs types de commande ayant pour but de contrôler les sorties des systèmes (linéaires ou non linéaires) et de les amener vers les sorties désirées. De plus, l'utilisation des commandes modernes et intelligentes est plus que nécessaire. Un certain nombre de ces commandes ont été déjà appliquées au système de vol vertical aéronef telles que la commande adaptative, la commande floue, les réseaux de neurones... Les travaux publiés dans la littérature ont montré l'efficacité de ces méthodes et particulièrement pour les systèmes complexes [3] [4] [5] [6] [7].

Dans cet axe que ce situe notre mémoire intitulé réalisation et commande d'une plateforme volante a quatre rotors. Ce travail, composé de quatre chapitres, est organisée de la manière suivante :

Le premier chapitre nous exposons le quadrirotor réalisé en pratique. Nous présentons pour cela, les différents composants utilisés. Les étapes de construction ainsi que les résultats obtenus en pratique. intitulé modélisation dynamique du quadrotor porte sur la modélisation mathématique de la dynamique du quadrotor en se basant sur les équations de mouvement de Newton.

INTRODUCTION GENERALE

Dans Le deuxième chapitre intitulé résultats et discussions, présente et discute les résultats obtenus après l'application d'un la commande PID,

Dans Le troisième chapitre intitulé résultats et discussions, présente et discute les résultats obtenus après l'application d'un commande par logique floue

Dans Le quatrième chapitre intitulé résultats et discussions, la commande adaptation des gains par logique floue les résultats obtenus en pratique.

Nous terminons ainsi ce mémoire par une conclusion générale avec des perspectives.

CHAPITRE I

Réalisation et modélisation du quadrirotor

Chapitre I

Réalisation et modélisation du quadrirotor

I.1 Introduction

Dans ce chapitre, nous intéressons à la conception, la réalisation et la modélisation dynamiques d'un quadrirotor et sa commande via une carte Arduino. Nous allons présenter également tous les éléments indispensables à la réalisation pratique de ce système et son implémentation dans la carte de commande.

I.2 Description générale du quadrirotor

Un quadrirotor est un robot mobile aérien à quatre rotors défini dans l'espace par 6 DDL [8] [9]. Ces 4 rotors sont généralement placés aux extrémités d'une croix, et l'électronique de contrôle est habituellement placée au centre de la croix. Afin d'éviter à l'appareil de tourner sur lui-même sur son axe de lacet, il est nécessaire que deux hélices tournent dans un sens, et les deux autres dans l'autre sens. Pour pouvoir diriger l'appareil, il est nécessaire que chaque couple d'hélice tournant dans le même sens soit placé aux extrémités opposées d'une branche de la croix.

Le fonctionnement d'un quadrirotor est assez particulier. En faisant varier astucieusement la puissance des moteurs, il est possible de le faire monter/descendre, de l'incliner à gauche/droite (roulis) ou en avant/arrière (tangage) ou encore de le faire pivoter sur lui-même (lacet) [10], le quadrirotor a six degrés de libertés, trois mouvements de rotation et trois mouvements de translation, ces six degrés doivent être commandés à l'aide de quatre déclencheurs seulement donc c'est un système sous actionné (le nombre des entrées inférieure au nombre des sorties).



Figure I.1 Structure générale d'un quadrirotor

I.2.1 Principe de vol d'un quadrirotor

Dans les hélicoptères classiques, quand le rotor principal tourne, il produit un couple réactif qui inciterait le corps de l'hélicoptère à tourner dans la direction opposée si ce couple n'est pas contrarié. Ceci est habituellement fait en ajoutant un rotor de queue qui produit une poussée dans une direction latérale. Cependant, ce rotor avec son alimentation électrique associée ne fait aucune contribution à la poussée. Par contre, en cas de quadrirotor, le rotor droit et le rotor gauche tournent dans le sens des aiguilles d'une montre et dans la direction opposée les rotors avant et arrière, ceci neutralise effectivement le couple réactif non désiré et permet au véhicule de planer sans tourner hors de la commande. D'ailleurs, différemment aux hélicoptères classiques, toute l'énergie dépensée pour contrecarrer le mouvement de rotation contribue à la force de poussée [11].

Les mouvements de base de quadrirotor sont réalisés en variant la vitesse de chaque rotor changeant de ce fait la poussée produite. Le quadrirotor incline vers la direction du rotor plus lent, qui tient compte alors de la translation le long de cet axe. Par conséquent, comme à un hélicoptère classique, les mouvements sont couplés, signifiant que le quadrirotor ne peut pas réaliser la translation sans roulement ou tangage, ce qui signifie qu'un changement de la vitesse d'un rotor se traduit dans un mouvement en au moins trois degrés de liberté. Par exemple, augmentant la vitesse de propulseur gauche aura comme conséquence un mouvement de roulis (le quadrirotor incline vers le rotor plus lent, vers la droite), un mouvement de lacet (l'équilibre entre les rotors qui tourne dans le sens des aiguilles d'une montre et les rotors qui tourne dans le sens inverse est perturbé ayant pour résultat un mouvement de rotation horizontal), et une translation (le mouvement de roulis incline l'armature et avec lui, l'orientation de la force de poussée). Cet accouplement est la raison pour laquelle nous pouvons commander les six degrés de liberté de quadrirotor avec seulement quatre commandes (le couple appliqué par les moteurs sur chaque propulseur). Le quadrirotor a cinq mouvements principaux (figure I.2):

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

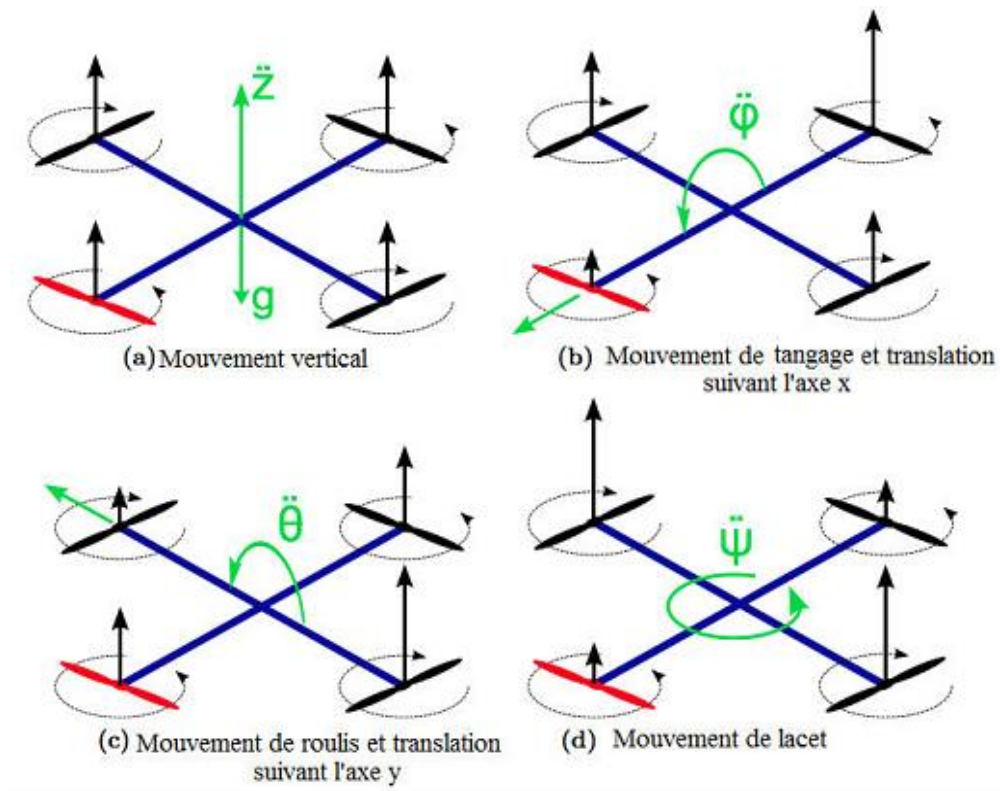


Figure I.2 Mouvements du quadrirotor

I.2.2 Mouvement vertical

Afin de prendre, la force de portance devrait seulement être le long de l'axe z avec une grandeur exactement opposée à la force de pesanteur[12]. D'ailleurs, la force de portance créée par chaque rotor doit être égale pour empêcher le véhicule de renverser plus. Par conséquent, la poussée produite par chaque rotor doit être identique.

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

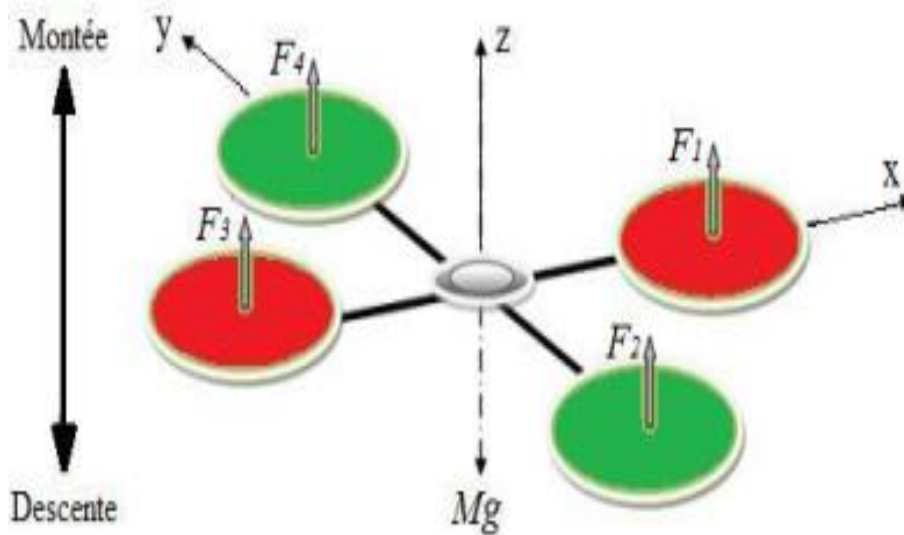


Figure I.3 lustrations du mouvement vertical

I.2.3 Mouvement de roulis

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

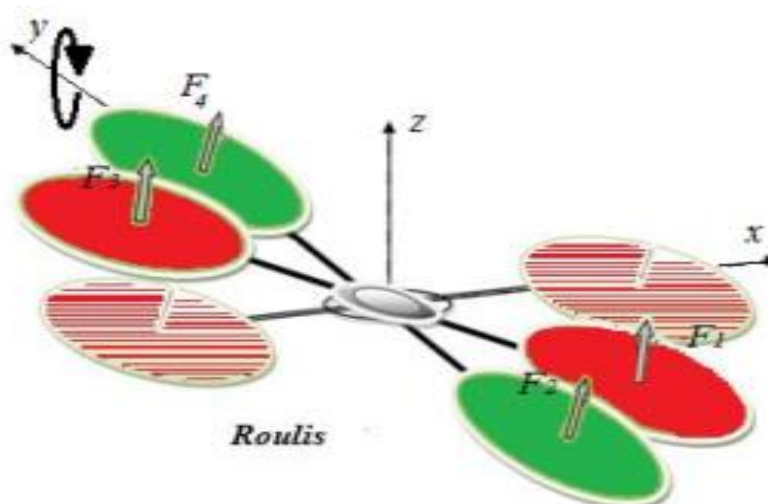


Figure I.4 Illustration du mouvement de roulis

I.2.4 Mouvement de tangage

La figure I.5 montre comment un mouvement de tangage est obtenu. Dans ce cas, on applique un couple autour de l'axe y , c'est-à-dire en appliquant une différence de poussée entre le rotor 1 et le rotor 3. Ce mouvement (rotation autour z) est couplé avec un mouvement de translation selon l'axe x .

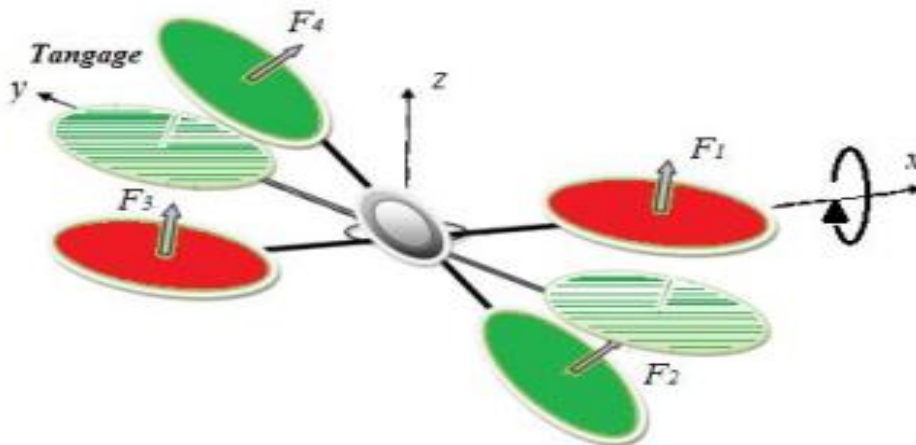


Figure I.5 Illustration du mouvement de tangage.

I.2.5 Mouvement de lacet

La figure I.6 montre comment le mouvement de lacet est obtenu. Dans ce cas, nous voulons appliquer un couple autour de l'axe z , qui est fait en appliquant une différence de vitesse entre les rotors $\{1,3\}$ et $\{2,4\}$. Ce mouvement n'est pas un résultat direct de la poussée produit par les propulseurs mais par les couples réactifs produits par la rotation des rotors. La direction de la force de poussée ne décale pas pendant le mouvement, mais l'augmentation de la force de portance dans une paire de rotors doit être égale à la diminution des autres paires pour s'assurer que toute la force de poussée demeure même.

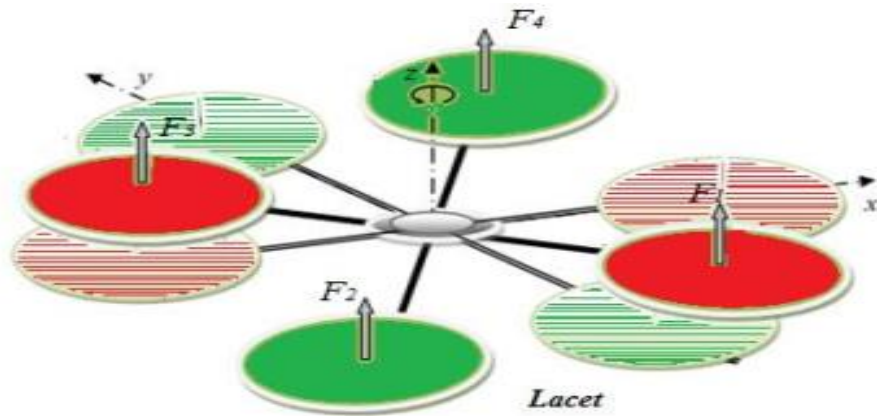


Figure I.6 Illustration du mouvement de lacet

I.2.6 Mouvements de translation

La figure I.7 montre comment la translation horizontale est réalisée. Dans ce cas, nous voulons appliquer une force le long de x ou de y qui est fait en inclinant le corps (par le tangage ou le roulement) et en augmentant tout la poussée produite pour garder l'importance du composant de z de la poussée égale à la force de pesanteur.

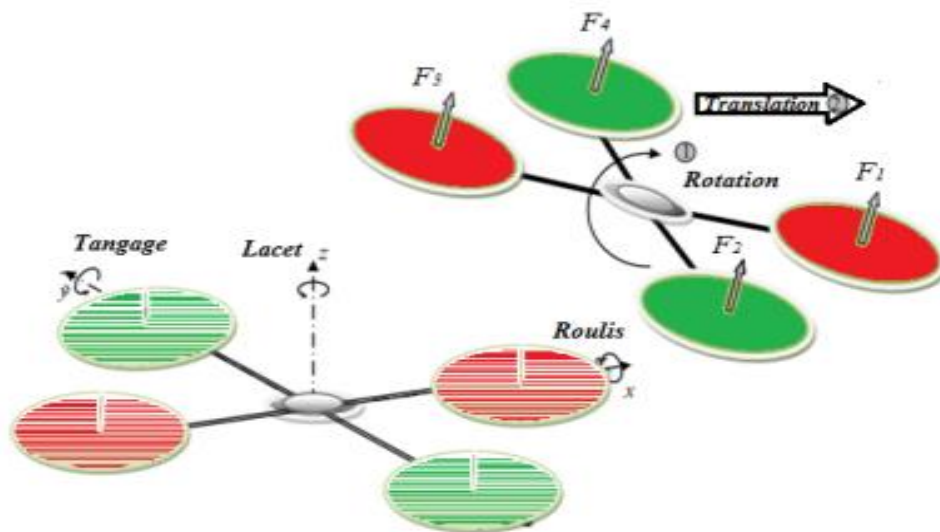


Figure I.7 Illustration du mouvement de translation.

I.3 Les composants d'un quadrirotor

On va donner et définir tout éléments d'un drone, les rôles qu'ils vont jouer dans la dynamique de ces systèmes d'appareil, leurs caractéristiques respectifs et les choix de combinaison possibles entre eux.

I.3.1 Le Châssis (Frame)

Le châssis est la structure du drone sur lequel on peut monter les différents composants du drone. Le Quad-copter est doté de quatre bras, chacun d'eux est connecté à un moteur. La face avant du drone est généralement placée entre deux bras (configuration en x), mais peut aussi se trouver le long d'un bras (configuration en X).

Le type de matériaux de construction d'un châssis est important, car le poids et la rigidité du châssis est un facteur très important. Dans ce travail, nous avons utilisé un châssis fabriqué en aluminium à la longueur de 30 cm avec un poids léger d'environ 200g seulement figure I.8.



Figure I.8 Le Châssis (Frame)

I.3.2 Les moteurs sans balais (Brushless)

Un moteur à balais fait tourner la bobine à l'intérieur d'un boîtier doté d'aimants fixes montés sur le pourtour extérieur du boîtier. Les moteurs sans balais font l'inverse ; les bobines sont fixées soit à l'extérieure soit à l'intérieur du boîtier tandis que les aimants tournent, Le rendement de ces moteurs est nettement supérieur à celui d'un moteur avec charbons [13][14].



Figure I.9: Motor brushless 1400KV

Chaque moteur a un Coefficient de vélocité « K_v » qui correspond au nombre de tour /min.

$$K_v = \text{Rpm} / U \quad (\text{IV.1})$$

Où K_v est le coefficient de vélocité ; **Rpm** : nombre de tour/min ; U : Tension appliquée.

Dans notre travail nous avons utilisé 4 moteurs de 1400 kV. Pour un fonctionnement correct de notre drone, il faut que deux moteurs tournent dans un sens et les deux autres tournent dans l'autre sens.

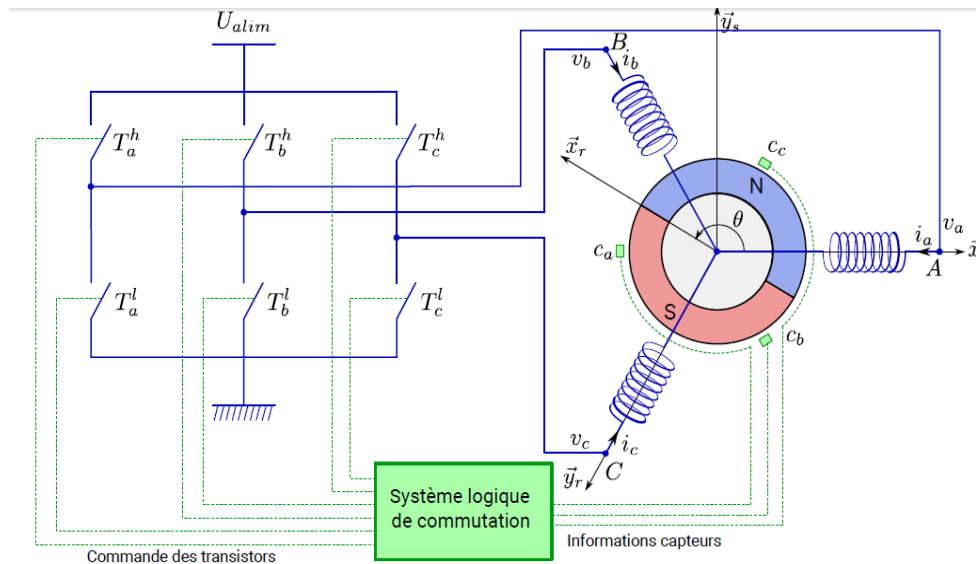


Figure I.10 Fonctionnement de l'onduleur et du moteur brushless

I.3.3 Les variateurs de vitesse électronique (ESC)

Ce sont de petites cartes électroniques qui permettant de commander la vitesse des moteurs brushless. ESC est l'acronyme de « Électronique Speed Contrôler », traduit en Français par « Contrôleur de Vitesse Électronique ». Ils ont pour fonction de transformer les tensions d'entrées en signaux électriques, ils gèrent le flux de courant maximal absorbé par les moteurs toute en préservant la tension adéquate. Le nombre de ESC est équivalent au nombre de moteurs car chaque ESC doit être branché entre le moteur et la batterie Figure I.11 [15].

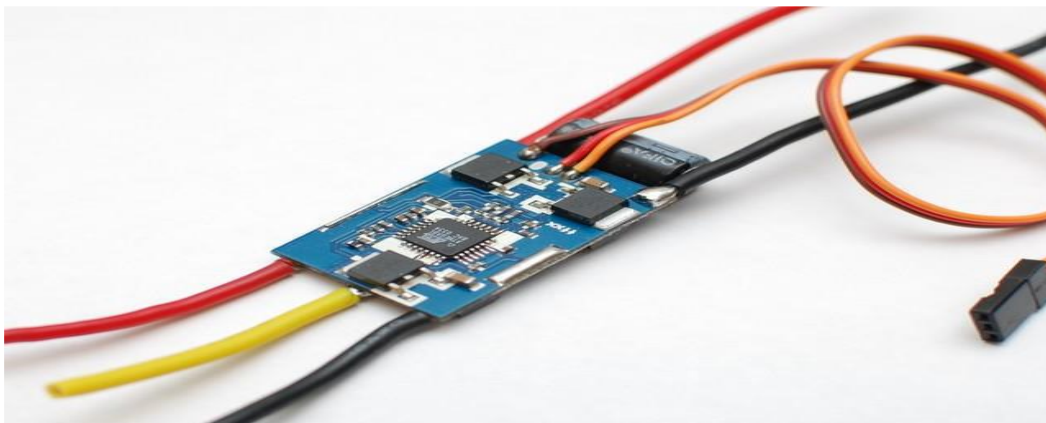


Figure I.11 Variateur de vitesse électronique

I.3.4 Les hélices

L'hélice d'un drone EST formée de deux pales. Elle est disposée autour d'un axe qui lorsqu'il se met à tourner permet au drone de décoller figure I.12



Figure I.12 Les hélices Carbone (10.2cm, 23g)

I.3.5 L'Alimentation électrique (batterie)

Les batteries utilisées sur un quadricoptère sont essentiellement des « Lithium Polymère » (Li-Po). Elles sont issues d'une technologie qui permet d'avoir un très bon rapport *poids/puissance*. Un élément Li-Po (1S) fournit une tension de 3,7v. Sur un drone, on utilise en général des batteries à 3 ou 4 éléments (3S ou 4S). L'intensité est aussi un critère de choix. Un chargeur spécifique est à prévoir ainsi que des règles de sécurité très strictes car ces batteries peuvent exploser en cas de mauvaise manipulation. A noter que ces batteries doivent être stockées, en cas de non utilisation, à des températures relativement basses de l'ordre de 5°C [16].



Figure I.13 Batteries LiPo 330mah 11.1v 35C°

I.3.5.1 Caractéristiques électriques des batteries LiPo

La tension nominale d'un élément LiPo est de 3.7 V. (C'est la tension à vide d'un élément chargé à 50%).

- ❖ **La capacité** : elle s'exprime en Ah (Ampère x heure). Une batterie de 1500 mAh à la capacité de débiter 1.5 A pendant 1 h ou 15 A pendant 6 mn.
- ❖ **Le facteur de décharge** : une batterie 1500 mAh de 20 C a une intensité maximale de décharge de 20 fois sa capacité soit $20 \times 1.5 \text{ A} = 30 \text{ A}$.
- ❖ **Tension minimale de décharge** : les batteries Li-Po ne doivent jamais être déchargées en-dessous de 2,5 V par élément. La valeur recommandée si vous voulez faire durer vos batteries est de 3.3 V par élément et personnellement je m'arrête à 3.6V.
- ❖ **Tension de charge maximale** : les batteries Li-Po ne doivent jamais être chargées au-dessus de 4.2 V par élément. Il est obligatoire d'utiliser un "égaliseur" dans le circuit de charge (circuit de balance).
- ❖ **Tension de stockage recommandée** : Pour prolonger la durée de vie des batteries Li-Po, il vaut mieux les stocker au froid et seulement à 3.7 V par cellule.

Pour évaluer le pourcentage de charge d'une batterie Li-Po en fonction du nombre de cellules (éléments) il suffit de mesurer sa tension à vide et de se référer au tableau suivant :

	1 él	2 él	3 él	4 él	5 él
0%	3,00V	6,00V	9,00V	12,00V	15,00V
5%	3,30V	6,60V	9,90V	13,20V	16,50V
10%	3,60V	7,20V	10,80V	14,40V	18,00V
20%	3,70V	7,40V	11,10V	14,80V	18,50V
30%	3,75V	7,50V	11,25V	15,00V	18,75V
40%	3,79V	7,58V	11,37V	15,16V	18,95V
50%	3,83V	7,66V	11,49V	15,32V	19,15V
60%	3,87V	7,74V	11,61V	15,48V	19,35V
70%	3,92V	7,84V	11,76V	15,68V	19,60V
80%	3,97V	7,94V	11,91V	15,88V	19,85V
90%	4,10V	8,20V	12,30V	16,40V	20,50V
100%	4,20V	8,40V	12,60V	16,80V	21,00V

Tableau I.1 Pourcentage de charge d'une batterie Li-Po

I.3.6 Les Capteurs

Pour assurer la stabilité et la robustesse du drone durant ses vols, il est essentiel de recourir au calcul des vitesses linéaires et des vitesses angulaires ainsi que les positions angulaires. Ces grandeurs physiques sont mesurées à l'aide d'un accéléromètre et un gyroscope. Dans notre cas ces capteurs sont inclus dans un seul module (MPU-6055), c'est la partie acquisitions des données du drone.

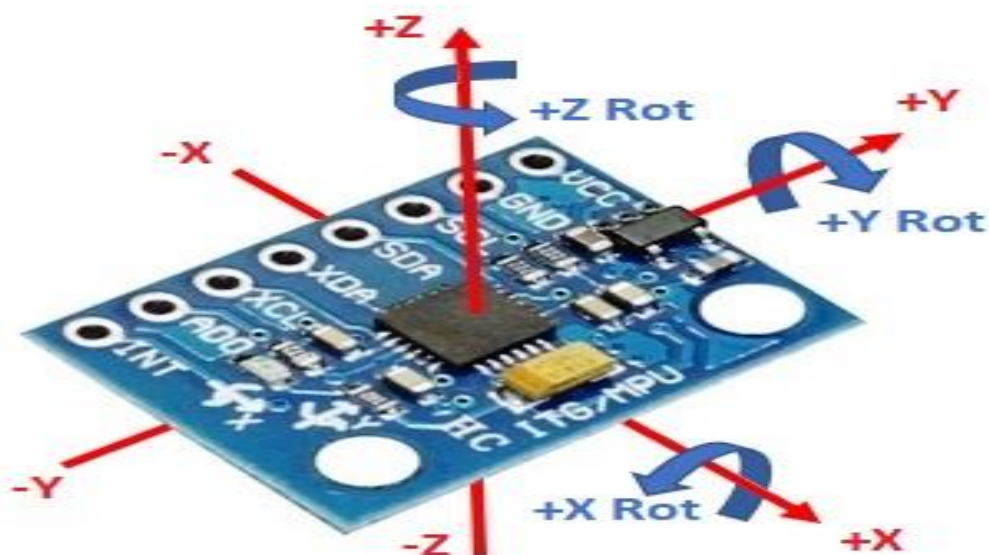


Figure I.14 Module (MPU-6055) accéléromètre et gyroscope utilisé

I.3.7 La Radio-commande (RC)

Pour piloter le quadricoptère, il faut un émetteur radio pour le pilote et un récepteur dans le drone. Il existe plusieurs technologies pour les radio-commande : les radios *FM* en 41MHz de moins en moins utilisées et les radios en 2.4GHz , souvent programmables pour s'adapter à chaque appareil radio-commandé. Une radio-commande doit idéalement comporter 6 voies pour piloter un quadricoptère. Ces 8 voies se répartissent comme suit :

4 voies sur les manettes et 2 voies sur des interrupteurs pour actionner certaines fonctions. Il existe deux modes de configuration des manettes, le premier mode dans lequel les gaz sont à droite et le deuxième mode où les gaz sont à gauche. Certaines radios fonctionnent dans les deux sens, c'est-à-dire qu'elles peuvent envoyer des ordres à l'émetteur mais aussi recevoir des informations. Sur la plus part des récepteurs il est possible de choisir la répartition des commandes (lacet, roulis et tangage) sur les sticks de droite et de gauche. Il existe en tout 4 modes, les plus utilisés sont le 1 et le 2. Pour le pilotage de quadricoptère, le mode 2 est le plus adapté car toute l'assiette est contrôlée par une même manche (ce qui se rapproche le plus d'un vrai hélico). [17] .



Figure I.15 La Radio-commande (RC) Radio Link

I.3.7.1 Caractéristiques de la radiocommande RC

Radio "fs-i6" 6 voies, 2.40-2.48 GHz

- ❖ Bande passante: 500kHz
- ❖ Puissance RF: moins de 20dBm
- ❖ Système 2.4ghz : afhds 2a et afhds
- ❖ Type de code: GFSK
- ❖ Sensibilité: 1024
- ❖ Avertissement de basse tension : moins de 4.2 V
- ❖ Port dsc: ps2 - sortie: ppm
- ❖ Port du chargeur: aucune
- ❖ Longueur: 26mm * 2 (double antenna)
- ❖ poids de l'émetteur : 392g
- ❖ Poids du paquet : 676g
- ❖ Émetteur taille : 174 x 89 x 190 mm
- ❖ Taille de la boîte : 23.5 x 21.2 x 10.6 cm
- ❖ Puissance: 6v 1.5aa * 4
- ❖ Mode d'affichage : STN type positif translatif, 128 * 64 dot matrix va73 * 39mm, rétro-éclairage Blanc.
- ❖ Mises à jour : oui
- ❖ Couleur : noir
- ❖ Certificat: ce0678. FCC
- ❖ Plage de contrôle : 2400m

I.3.8 Le récepteur T8FB

Ce récepteur T dispose de six (6) voies et fonctionnera parfaitement avec les radiocommandes RADOLINK comme les FS-i4, FS-i6, FS-i10 ...etc. Il a une portée de plus de 2400 mètres grâce à ses deux antennes, il reste très compact et ses connecteurs permettent une installation propre. Le FS-iA6B fonctionne en PWM, PPM ET iBus.



Figure I.16 Récepteur R8EF

I.3.8.1 Caractéristiques

- ❖ Taille: 41,5 * 21,5 * 11,5 mm (1,63 " * 0,85 " * 0,45 ")
- ❖ Poids: 7 g (0, 25oz.)
- ❖ Nombre de canaux : 8 canaux
- ❖ Signaux : SBUS/PPM&PWM
- ❖ Tension de fonctionnement : 3 ~ 12 V
- ❖ Courant de fonctionnement : 38-45mA@5V
- ❖ Précision de section : 4096, 0,25us par section
- ❖ Distance de contrôle : 2000 mètres (1,24 miles) dans les airs (portée maximale testée dans des zones dégagées sans interférences et pouvant varier en fonction
- ❖ Émetteur compatible : T8S/T8FB/RC6GS V2/RC4GS V2/RC6GS/RC4GS

I.3.9 Le Contrôleur

Le contrôleur est le cerveau du drone qui va récupérer les informations via les capteurs, faire le calcul nécessaire et donner des commandes aux moteurs afin de pouvoir piloter le drone. C'est lui qui va stabiliser le système et effectuer également différentes tâches plus ou moins complexes comme suivre un plan de vol, atterrir automatiquement, etc. Il existe de nombreux contrôleurs cependant dans notre travail nous avons utilisé un contrôleur PID implémenté dans une carte Arduino UNO (Figure III .10). Cette carte est choisie pour sa disponibilité, son prix qui très faible (par rapport à ces équivalents), sa vitesse de calcul et de traitement assez suffisante et aussi pour le nombre d'entrée et sortie qui permet relier les liaisons de modules nécessaires. Le traitement de fusion de données des différents capteurs est traité par un programme développé en langage C de programmation du processeur ATMEGA intégré sur ARDUINO.



Figure I.17 Arduino UNO

I.4 Réalisation de quadrirotor

Lors de la réalisation de notre drone quadrirotor, nous avons suivie plusieurs étapes que nous résumons comme suit:

Au début, nous avons accroché les moteurs aux extrémités de chaque bras puis nous les avons reliés aux variateurs de vitesse ESC. Pour cela, nous devons veiller à ce que deux moteurs tournent dans un sens horaire et deux autres tournent dans le sens contraire. Si après branchement il s'avère qu'un des moteurs tourne dans le mauvais sens, il suffit d'inverser deux des trois fils le reliant à son ESC Figure I .18

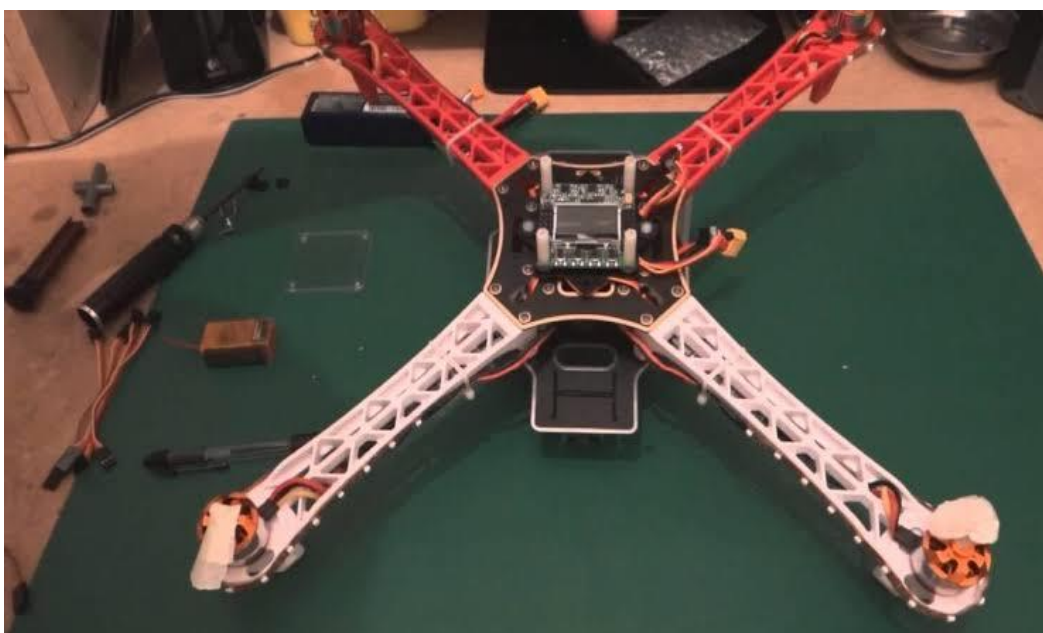


Figure I.18 Installation du moteur avec châssis et ESC 30A

La Figure I.19, montre le schéma global de branchement de l'alimentation (batterie), des capteurs et des ESC avec la carte Arduino.

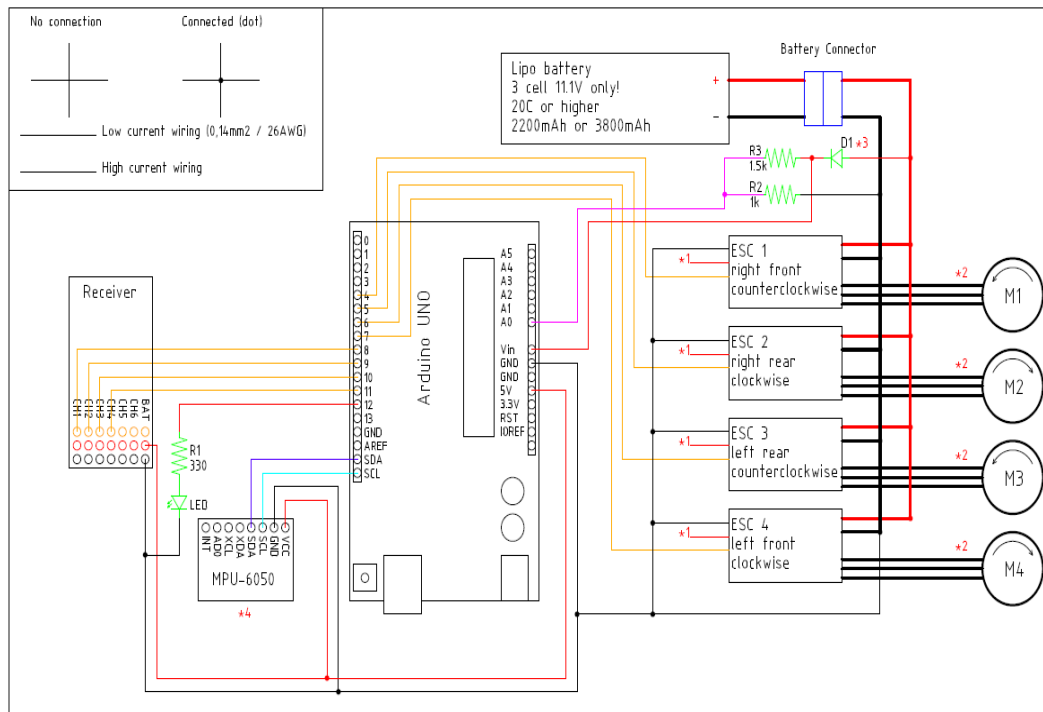


Figure I.19 Schéma globale de branchement

L'étape suivante consisté à connecter les composants de la carte Arduino et attacher le tout au centre du châssis (en particulier le gyroscope) pour obtenir la plus grande précision possible Figure I .20.

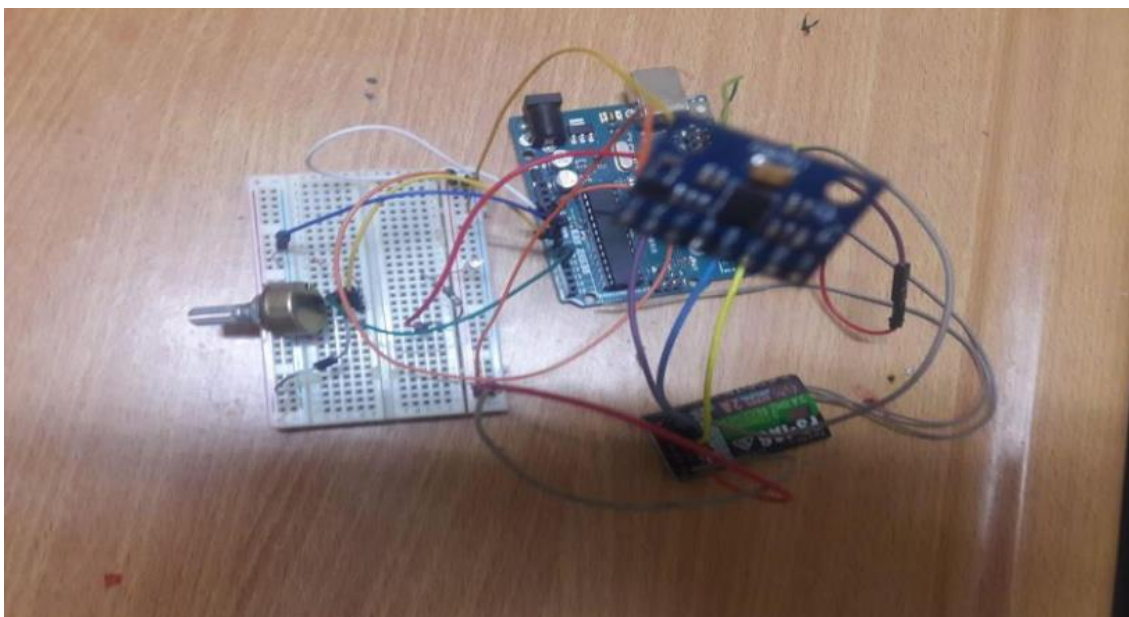


Figure I.20 Teste de branchement des pièces

Afin de simplifier le circuit utilisé pour connecter les éléments de base, nous utilisons le circuit imprimé PCB Figure I .21.

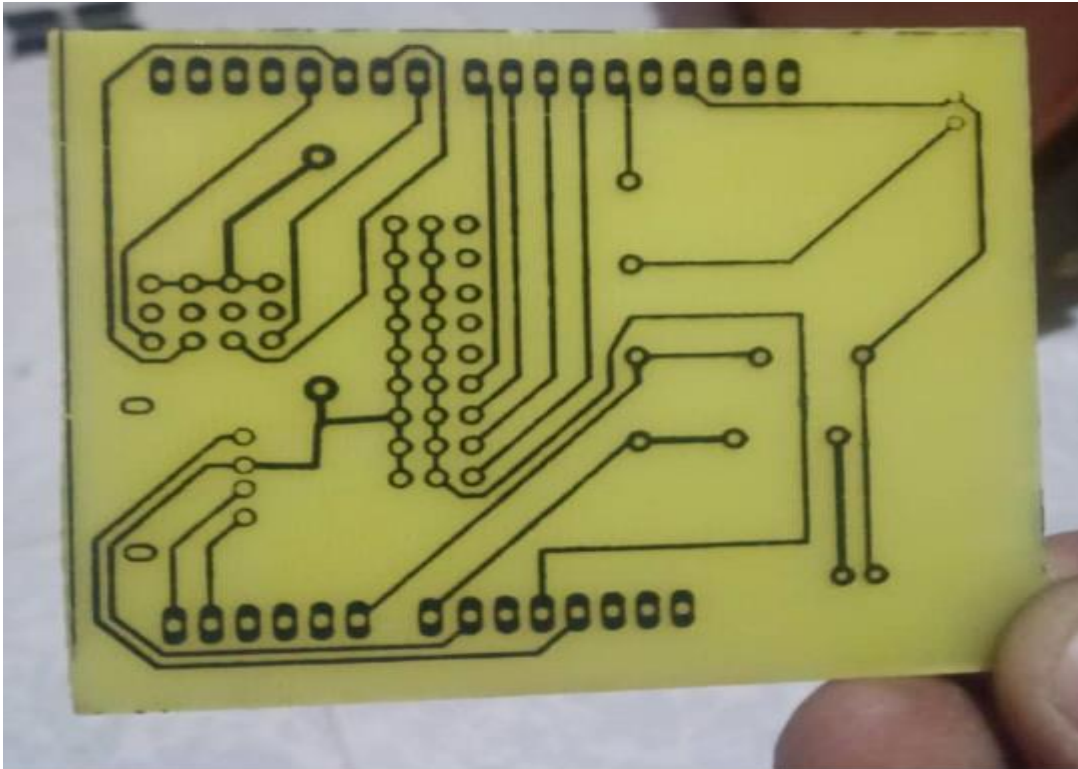


Figure I .21 Circuit imprimé PCB

- ❖ À noter que les ESC disposent de fils d'alimentation de 5V et de GND (la masse) qui servent à alimenter la carte programmable. La carte gyroscope et le récepteur sont alimentés grâce à l'alimentation 5V de la carte Arduino et enfin nous alimentons tous les ESC par la batterie Li-Po.
- ❖ Le circuit diode protégera le port USB de l'ordinateur lorsque l'Arduino est connecté avec ce dernier. Ce circuit a une fonction de sécurité importante et il ne peut être exclu.
- ❖ La LED s'allume lorsque la tension de la batterie est faible et la vitesse de rotation du moteur augmente pour compenser la tension de la batterie chute pendant le vol
- ❖ La phase de programmation : l'utilisation de la carte Arduino est relativement simple au début on doit connecter la carte à l'ordinateur qui contient le programme (via le câble USB, en général), puis on lance l'interface de développement « Arduino IDE » (outils logiciel qui permet de programmer la carte) puis on code le programme et enfin, on le charge sur la carte grâce au bouton téléviser. Alors notre programme transféré et prêt à être exécuté.
- ❖ Dans notre travail, il y a 3 programmes en parallèle pour obtenir un résultat efficace, nous schématisons cette partie par le schéma ci-dessous Figure I.22.

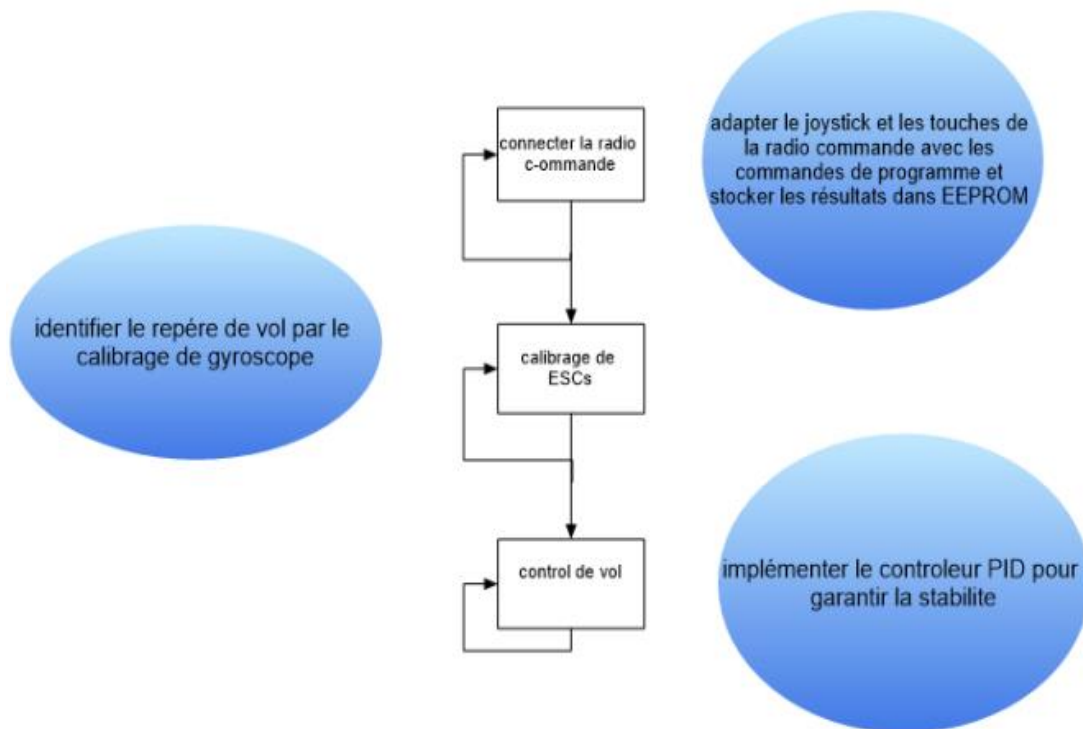


Figure I .22 Etapes de programmation

I.5 Organigramme de programmation du quadrirotor

Notre programme se fait par «Arduino», l'interface de programmation Arduino se compose d'au moins deux parties :

Void setup : quiet chargée de l'initialisation soft et hard tel que : les déclarations, des modes des broches (entrée /sorties), initialisationMpu6050, les déclarations et Tx reliés aux deux modules HC-12 et GPS, etc..., et elle ne sera exécuté qu'une seule fois.

Void loop : c'est la partie de fonctionnement, elle sera exécutée en boucle fermée pour effectuer des tâches bien déterminées afin de gérer le système à travers les broches d'entées/sorties du module arduino (lire l'état du système à travers les broches programmées en entée, et selon ses donnée les algorithmes programmés d'avance rendent les résultats à travers les broches programmées en sortie).

Cet organigramme Figure I .23 présente les grandes lignes de fonctionnement du programme du quadrirotor :

- ❖ Il commence par l'initialisation du système (soft et hard)
- ❖ Test si le signal de commande est présent, si c'est le cas allumer le flash light (indicateur de présence du signal RC), activer le flag signal (rendre ture)
- ❖ Sélectionner les données reçues de la commande (throttle, pitch, roll, yaw)

- ❖ Test le signal de départ (throttle reçue = 0, pitch =0 et flag 'demar' = false) dans ce cas démarrer les moteurs en régime ralenti et aussi le reste du système, déverrouiller la commande et utiliser immédiatement les données reçues par le récepteur)
- ❖ Ajouter les valeurs calculées par le régulateur PID
- ❖ Envoyer les informations du drone à l'afficheur de commande.
- ❖ Si le signal RC est perdu exécuter la procédure de sécurité.
- ❖ Sino continuer
- ❖ Si la commande d'arrêt moteurs (th = 0, roll =0, demar = ture) rendre le flag 'demar = false'' et arrêter les moteurs et le système et retour à la réception des données.
- ❖ Sinon continuer à mettre à jour les données selon les valeurs reçues et poursuivre le fonctionnement de l'appareil.

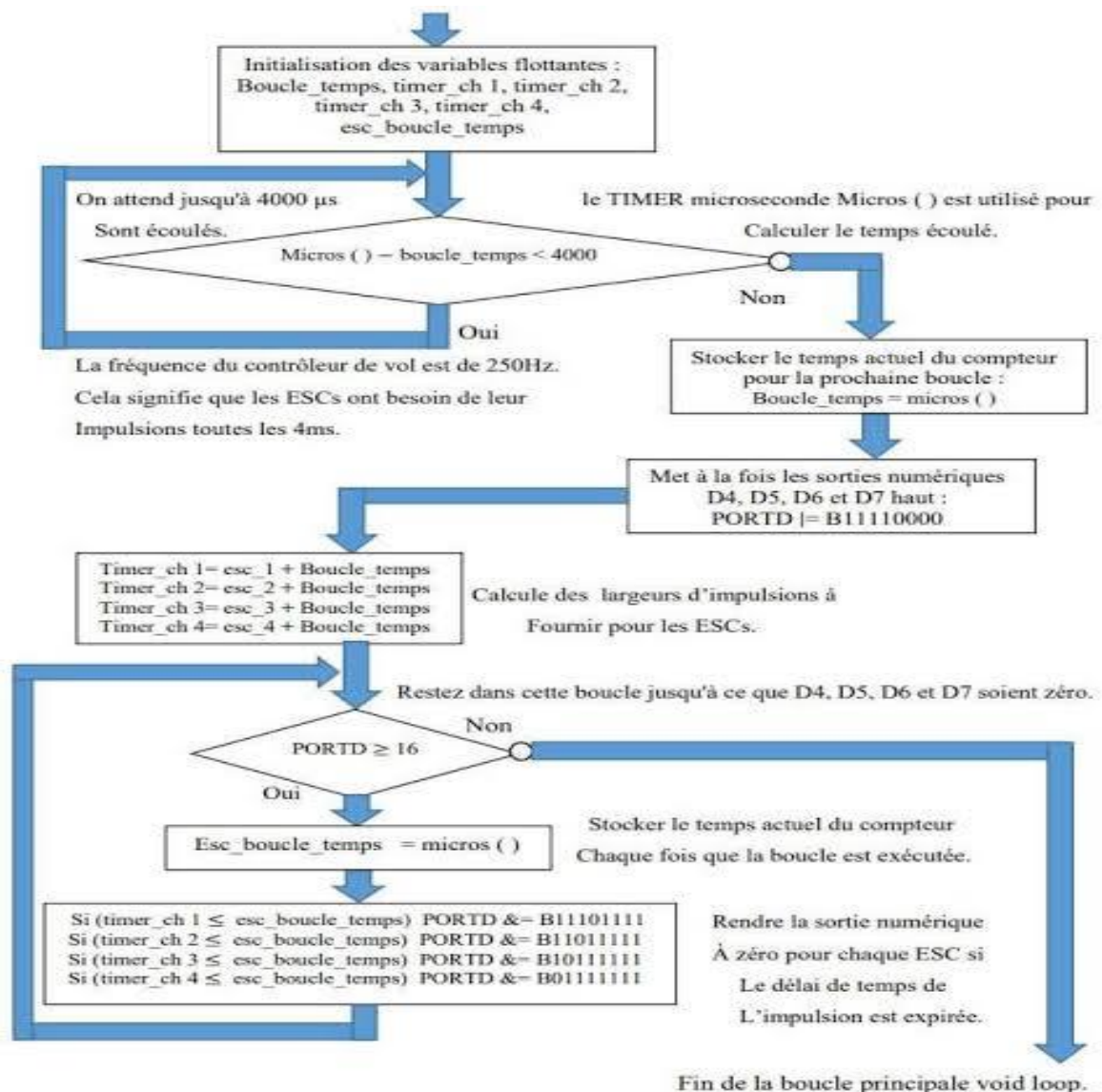


Figure I .23 Organigramme de programmation

I.6 Organigramme du programme de commande

Le programme de commande est conçu pour gérer la commande et afficher les informations nécessaires pour mieux contrôler le drone, donc il doit être compatible avec celui du drone. Son fonctionnement est comme suit :

- ❖ Lire les données de commandes à travers les broches analogiques désignées
- ❖ Réduire les intervalles des données
- ❖ Convertir les types de données du numérique vers string.
- ❖ Construire la trame de données à transmettre.
- ❖ Envoi des données.
- ❖ S'il n'y a pas de données à recevoir : calculer le niveau de batterie et afficher les informations
- ❖ Si oui, chercher l'octet (byte Start)
- ❖ Si le bytes apparus, procéder à l'ajout des bytes aux données reçues jusqu'à atteindre le byte de fin de trame.
- ❖ Selections des données.
- ❖ Conversion du type des données vers le type numérique.
- ❖ Calculer le niveau de la batterie.
- ❖ Afficher les information.
- ❖ Retour au début.

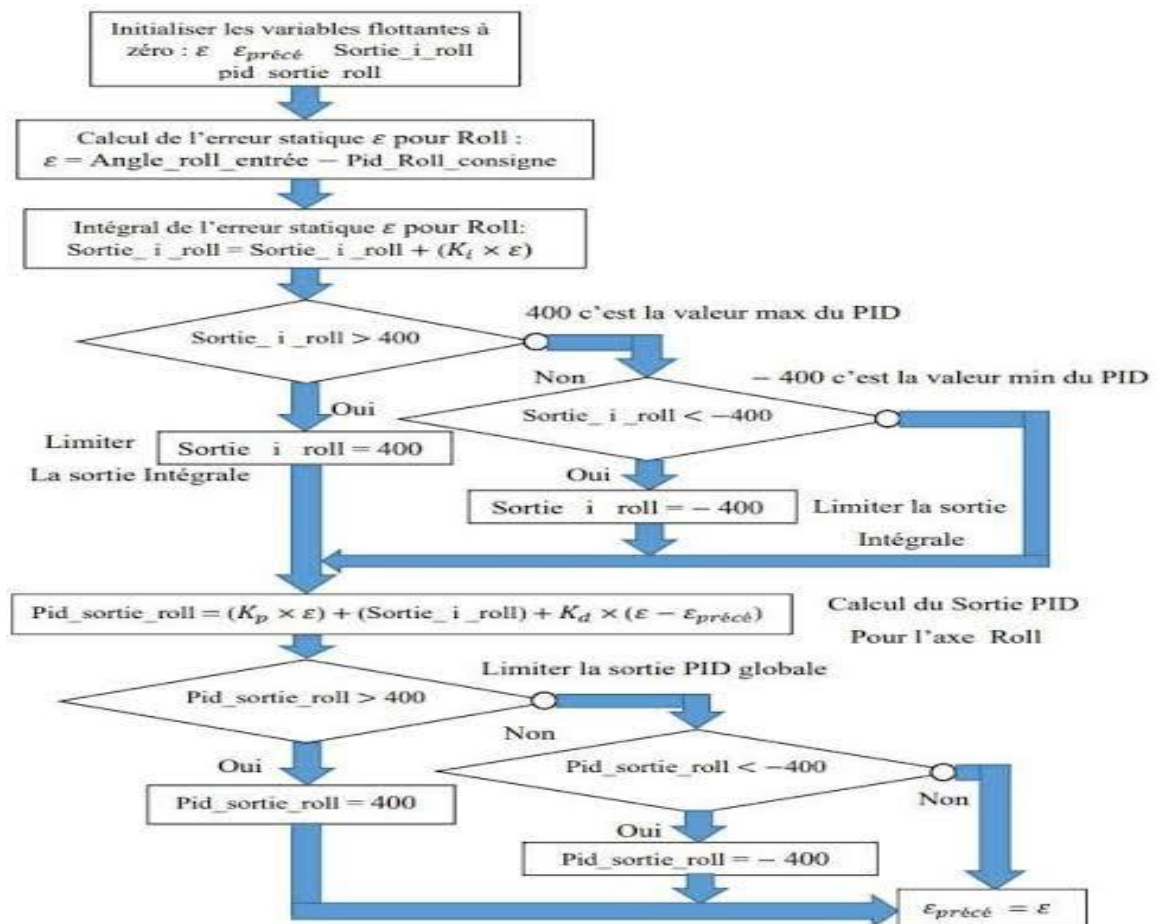


Figure I.24 Organigramme du programme de commande



Figure I .25 Structure générale de la quadrirotor réalisé



Figure I .26 Tests et mise en marche du drone réalisé

I.7 Modèle dynamique du quadrirotor

Les quadrirotor sont des systèmes mécaniques assez complexes. Leurs mouvements sont régis par plusieurs effets que ce soit mécaniques ou aérodynamiques. Le modèle du quadrotor 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 puisque la dynamique du système est fortement non linéaire et pleinement couplée. Afin de pouvoir comprendre au mieux le modèle dynamique développé ci-dessous, voila les différentes hypothèses de travail :

- ✓ La structure du quadrirotor est supposée rigide et symétrique, ce qui induit que la matrice d'inertie sera supposée diagonale,
- ✓ Les hélices sont supposées rigides pour pouvoir négliger l'effet de leur de formation lors de la rotation.
- ✓ Le Centre de masse et l'origine du repère lié à la structure coïncident.

Les forces de portance et de traînée sont proportionnelles aux carrés de la vitesse de rotation des rotors, ce qui est une approximation très proche du comportement aérodynamique.

Pour décrire la position et l'orientation du quadrotor, nous avons recours à deux repères. Le premier est nommé le repère inertiel. Il s'agit d'un référentiel $R_i = \{O_i, i_i, j_i, k_i\}$ orthogonal fixe de type galiléen, dans le sens que celui-ci n'accélère pas et ne tourne pas par rapport à un observateur. On utilise souvent le repère (« North, East, Down »), l'axe i_i pointe vers le nord, l'axe j_i pointe vers l'est et k_i pointe vers le centre de la Terre. Nous considérerons ici que la surface de la Terre est plate, donc i_i et j_i sont parallèles au sol et k_i est perpendiculaire au sol. Le second repère est absolument nécessaire pour décrire l'orientation du quadrotor. En effet, ce référentiel est lié au châssis du quadrotor Celui-ci est identifié par $R_b = \{O_b, b_i, j_b, k_b\}$ On suppose que l'origine coïncide avec le centre de gravité du quadrotor, b_i pointe vers l'avant, j_b pointe vers le bras droit et k_b pointe vers le bas du quadrotor.

Pour évaluer le modèle mathématique du quadrirotor on utilise deux repères, un repère fixe lié à la terre R^b et un autre mobile R^m . 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 suivants :

$$T = \begin{vmatrix} R & \zeta \\ 0 & 1 \end{vmatrix} \quad (\text{I. 1})$$

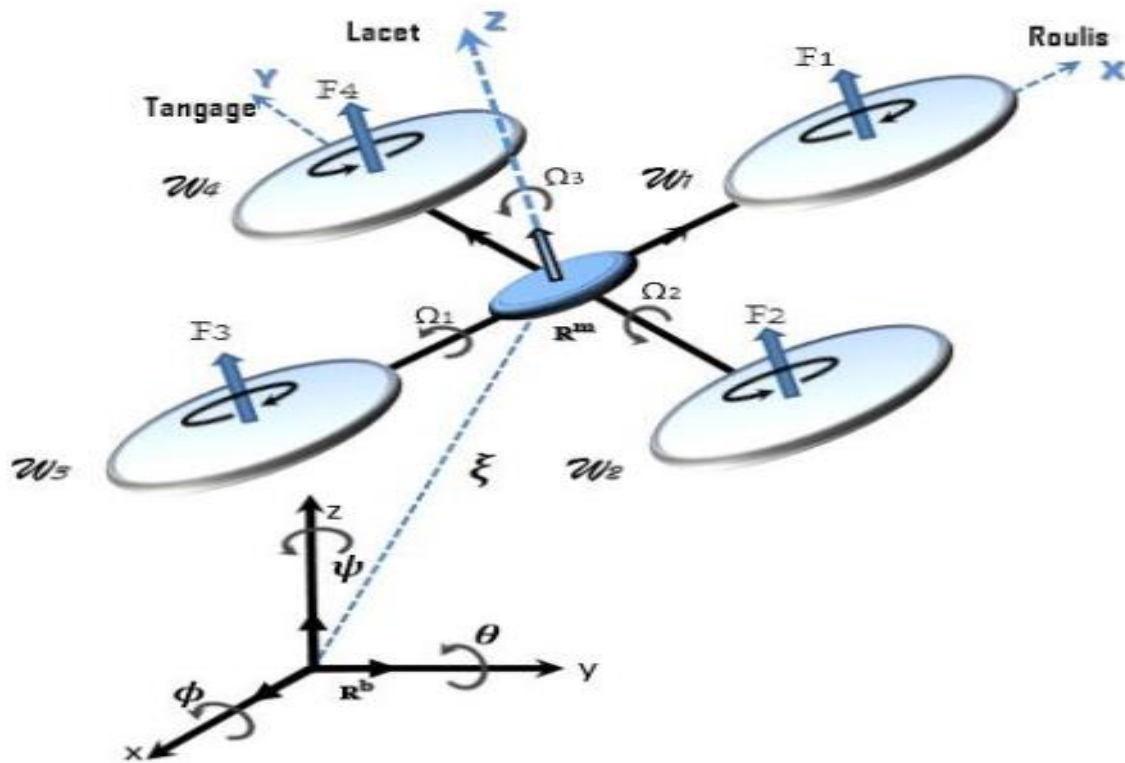


Figure I.27 La structure du quadrotor et des systèmes de coordonnées relatives

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

I.7.1 Angles d'Euler

Au début le repère mobile est coïncide avec le repère fixe, après le repère mobile fait un mouvement de rotation autour de l'axe x d'un angle de roulis $(-\frac{\pi}{2} < \phi < \frac{\pi}{2})$ suivi d'une rotation autour de l'axe y d'un angle de tangage $(-\frac{\pi}{2} < \theta < \frac{\pi}{2})$ suivi d'une rotation autour de l'axe z d'angle de lacet $(-\pi < \psi < \pi)$ Donc on a la formule de la matrice de rotation R :

$$R = Rot_z(\psi) * Rot_y(\theta) * Rot_x(\phi) \tag{I.2}$$

$$R = \begin{bmatrix} C\psi & -S\psi & 0 \\ S\psi & C\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C\theta & 0 & S\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -S\theta & 0 & C\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & C\phi & -S\phi \\ 0 & S\phi & C\phi \end{bmatrix} \tag{I.3}$$

$$R = \begin{bmatrix} C\psi C\theta & S\phi S\theta C\psi - S\psi C\phi & C\phi S\theta C\psi + S\phi S\psi \\ S\psi C\theta & S\phi S\theta S\psi + C\phi C\theta & C\phi S\theta S\psi - S\phi C\psi \\ -S\theta & S\phi C\theta & C\phi C\theta \end{bmatrix} \quad (I.4)$$

Avec : $S \equiv \sin$ et $C \equiv \cos$.

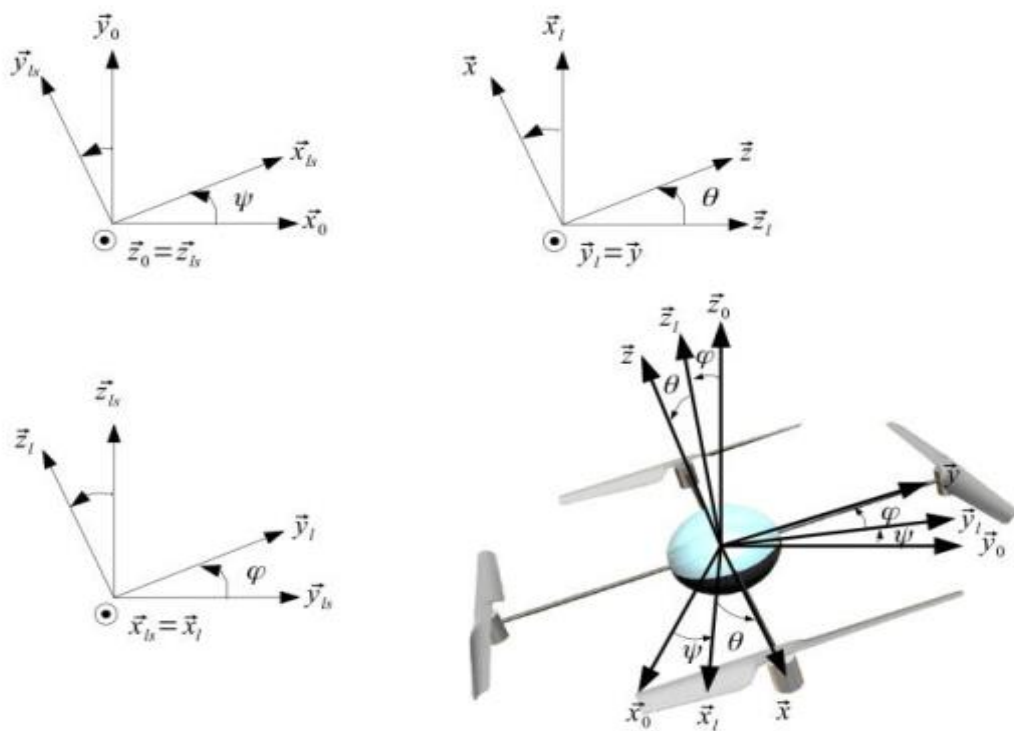


Figure I.28 Par métrisation de l'orientation du quadrirotor dans l'espace.

I.7.2 Vitesses angulaires

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

$$\Omega = \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + Rot_x(\phi)^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + (Rot_y(\theta)Rot_x(\phi))^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (I.5)$$

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

$$\Omega = \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ C\phi \dot{\theta} \\ -S\phi \dot{\theta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\dot{\psi}S\theta \\ \dot{\psi}S\phi C\theta \\ \dot{\psi}C\phi C\theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} - \dot{\psi}S\theta \\ C\phi \dot{\theta} + \dot{\psi}S\phi C\theta \\ -S\phi \dot{\theta} + \dot{\psi}C\phi C\theta \end{bmatrix} \quad (I.6)$$

$$\Omega = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -S\theta \\ 0 & C\phi & S\phi C\theta \\ 0 & -S\phi & C\phi C\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (I.7)$$

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

$$C\phi = C\theta = C\psi = 1 \quad \text{ET} \quad S\phi = S\theta = S\psi = 0$$

Donc la vitesse angulaire sera :

$$\Omega = [\dot{\phi} \quad \dot{\theta} \quad \dot{\psi}]^T \quad (I.8)$$

I.7.3 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 :

$$v = \begin{bmatrix} v_x^b \\ v_y^b \\ v_z^b \end{bmatrix} = R * \begin{bmatrix} v_x^m \\ v_y^m \\ v_z^m \end{bmatrix} \quad (\text{I.9})$$

I.7.4 Effets physiques agissant sur le quadrotor

Pour notre cas, on va considérer uniquement les forces et les moments appliqués au quadrotor 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 quadrotor. 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 [18] [19].

I.7.5 Les forces agissantes

Les forces agissant sur le système sont :

❖ La force de pesanteur

Qui est donnée par la loi suivante :

$$P = m \times g \quad (\text{I.10})$$

Où : m est la masse totale de quadrotor et g , la gravité.

❖ Les forces de poussée :

Ces forces sont provoquées par la rotation des moteurs, elles sont perpendiculaires au plan des hélices, et proportionnelles au carré de la vitesse de rotation des moteurs :

$$F_i = b\omega_i^2 \quad (\text{I.11})$$

Avec : i le nombre des moteurs ; il varie de 1 jusqu'à 4, b le coefficient de portance qui dépend de la forme et du nombre des pales ainsi que de la densité de l'air et ω_i la vitesse de rotation du rotor en question.

❖ Les forces de traînée

La traînée est la force qui s'oppose au mouvement d'un corps dans un fluide et agit comme un frottement. En d'autres termes c'est est le couplage entre une force de pression et la force de frottement visqueux. Donc, il existe deux forces de traînée agissant sur le système à savoir :

❖ **La traînée dans les hélices**

Elle agit 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 :

$$T_h = d\omega_i^2 \quad (\text{I.12})$$

Avec : d est le coefficient de drag qui dépend de la confection de l'hélice.

❖ **La traînée selon les axes (x, y, z) :** elle est due au mouvement du quadrotor

$$F_t = K_{ft}V \quad (\text{I.13})$$

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

I.7.6 Moments

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

a) Moments dus aux forces de poussée

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

$$M_x = l(F_4 - F_2) = lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) \quad (\text{I.14})$$

Avec : l la longueur du bras entre le rotor et le centre de gravité du quadrotor.

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

$$M_y = l(F_3 - F_1) = lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) \quad (\text{I.15})$$

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

$$M_z = d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \quad (\text{I.16})$$

❖ **Moment résultant des frottements aérodynamiques :**
il est donné par la relation suivante :

$$M_a = K_{fa}\Omega^2 \quad (\text{I.17})$$

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

I.7.7 Effets gyroscopiques

L'effet gyroscopique est la difficulté de modifier la position ou l'orientation du plan de rotation d'une masse tournante, il est tiré du mode de fonctionnement du gyroscope, appareil de contrôle de mouvement utilisé dans l'aviation. Ce mot d'origine grec est composé de gyro qui signifie rotation et scope qui a le sens d'observer.

Physiquement, l'effet gyroscopique est une conséquence directe de l'énergie cinétique de rotation, cette grandeur étant proportionnelle à la masse, au carré de son rayon et au carré de sa vitesse de rotation. Pour mieux comprendre, on peut comparer l'énergie cinétique d'une masse en rotation avec l'énergie cinétique d'une masse en translation et la difficulté de modifier l'orientation du plan de rotation avec la difficulté d'arrêter une masse en mouvement. Dans notre cas il y a deux moments gyroscopiques, le premier est le moment gyroscopique des hélices, l'autre est le moment gyroscopique dû aux mouvements du quadrotor.

I.7.8 Moment gyroscopique des hélices

Il est décrit comme suit :

$$M_{gh} = \sum_{i=1}^4 \Omega \wedge J_r \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ (-1)^{i+1} + \omega_i \end{bmatrix} \quad (\text{I.18})$$

Avec : J_r est l'inertie des rotors.

I.7.8.1 Moment gyroscopique dû aux mouvements du quadrotor

Il est donné par la relation suivante :

$$M_{gm} = \Omega \wedge J\Omega \quad (\text{I.19})$$

I.7.9 Développement du Modèle mathématique selon Newton-Euler

Après avoir décrit les différentes équations, on peut maintenant développer le modèle mathématique selon la formulation de Newton-Euler, les équations ainsi obtenues sont présentées sous la forme suivante :

$$\begin{cases} \dot{\xi} = V \\ m\ddot{\xi} = F_f + F_t + F_g \\ \dot{R} = RS(\Omega) \\ J\dot{\Omega} = -\Omega \wedge J\Omega + M_f - M_a - M_{gh} \end{cases} \quad (\text{I.20})$$

Avec :

ξ : est le vecteur de position du quadrotor $\xi = [x \ y \ z]^T$.

m : la masse totale du quadrotor.

Ω : la vitesse angulaire exprimée dans le repère fixe.

R : la matrice de rotation.

\wedge : le produit vectoriel.

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

$$J = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (\text{I.21})$$

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

$$S(\Omega) = \begin{bmatrix} 0 & -\Omega_3 & \Omega_2 \\ \Omega_3 & 0 & -\Omega_1 \\ -\Omega_2 & \Omega_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{I.22})$$

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

$$F_f = R \times \left[0 \quad 0 \quad \sum_{i=1}^4 F_i \right]^T \quad (\text{I.23})$$

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

$$F_t = \begin{bmatrix} -K_{ftx} & 0 & 0 \\ 0 & -K_{fity} & 0 \\ 0 & 0 & -K_{ftz} \end{bmatrix} \ddot{\xi} \quad (\text{I.24})$$

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

F_g : est la force de pesanteur, elle est donnée par :

$$F_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (\text{I.25})$$

M_f : est le moment provoqué par les forces de poussée et de traînée.

$$M_f = \begin{bmatrix} l(F_4 - F_2) \\ l(F_3 - F_1) \\ d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (\text{I.26})$$

M_a : est le moment résultant des frottements aérodynamiques, il est donné par :

$$M_a = \begin{bmatrix} K_{fax} \dot{\phi}^2 \\ K_{fay} \dot{\theta}^2 \\ K_{faz} \dot{\psi}^2 \end{bmatrix} \quad (\text{I.27})$$

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

I.7.10 Dynamique de translation

On a :

$$m\ddot{\xi} = F_f + F_t + F_g \quad (\text{I.28})$$

En remplaçant chaque force par son expression, on obtient :

$$m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C\phi C\psi S\theta + S\phi S\Psi \\ C\phi S\theta S\psi + S\phi C\psi \\ C\phi C\theta \end{bmatrix} \sum_{i=1}^4 F_i - \begin{bmatrix} K_{ftx}\dot{x} \\ K_{fity}\dot{y} \\ K_{ftz}\dot{z} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \quad (\text{I.29})$$

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

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{1}{m} (C\phi C\psi S\theta + S\phi S\Psi) (\sum_{i=1}^4 F_i) - \frac{K_{ftx}}{m} \dot{x} \\ \ddot{y} = \frac{1}{m} (C\phi S\theta S\psi + S\phi C\psi) (\sum_{i=1}^4 F_i) - \frac{K_{fity}}{m} \dot{y} \\ \ddot{z} = \frac{1}{m} (C\phi C\theta) (\sum_{i=1}^4 F_i) - \frac{K_{ftz}}{m} \dot{z} - g \end{cases} \quad (\text{I.30})$$

I.7.11 Dynamique de rotation

On a :

$$J\dot{\Omega} = -\Omega \wedge J\Omega + M_f - M_a - M_{gh} \quad (\text{I.31})$$

En remplaçant chaque force par son expression, on obtient :

$$\begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \wedge \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} l(F_4 - F_2) \\ l(F_3 - F_1) \\ d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} K_{fax}\dot{\phi}^2 \\ K_{fay}\dot{\theta}^2 \\ K_{faz}\dot{\psi}^2 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} J_r \bar{\Omega}_r \dot{\theta} \\ -J_r \bar{\Omega}_r \dot{\phi} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (\text{I.32})$$

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

$$\begin{cases} I_{xx}\ddot{\phi} = -\dot{\theta}\dot{\psi}(I_z - I_y) + lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) - K_{fax}\dot{\phi}^2 - J_r\bar{\Omega}_r\dot{\theta} \\ I_{yy}\ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi}(I_z - I_x) + lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) - K_{fay}\dot{\theta}^2 + J_r\bar{\Omega}_r\dot{\phi} \\ I_{zz}\ddot{\psi} = -\dot{\phi}\dot{\theta}(I_y - I_x) + d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) - K_{faz}\dot{\psi}^2 \end{cases} \quad (\text{I.33})$$

Avec :

$$\bar{\Omega}_r = (\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4) \quad (\text{I.34})$$

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

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \frac{(I_y - I_z)}{I_x} \dot{\theta}\dot{\psi} - \frac{J_r}{I_x} \bar{\Omega}_r \dot{\theta} - \frac{K_{fax}}{I_x} \dot{\phi}^2 + \frac{l}{I_x} U_2 \\ \ddot{\theta} = \frac{(I_z - I_x)}{I_y} \dot{\phi}\dot{\psi} + \frac{J_r}{I_y} \bar{\Omega}_r \dot{\phi} - \frac{K_{fay}}{I_y} \dot{\theta}^2 + \frac{l}{I_y} U_3 \\ \ddot{\psi} = \frac{(I_x - I_y)}{I_z} \dot{\theta}\dot{\phi} - \frac{K_{faz}}{I_z} \dot{\psi}^2 + \frac{1}{I_z} U_4 \\ \ddot{x} = -\frac{K_{ftx}}{m} \dot{x} + \frac{1}{m} U_x U_1 \\ \ddot{y} = -\frac{K_{fty}}{m} \dot{y} + \frac{1}{m} U_y U_1 \\ \ddot{z} = -\frac{K_{ftz}}{m} \dot{z} - g + \frac{\cos(\phi)\cos(\theta)}{m} U_1 \end{cases} \quad (\text{I.35})$$

Avec :

$$\begin{cases} U_x = (C\phi C\psi S\theta + S\phi S\psi) \\ U_y = (C\phi S\theta S\psi - S\phi C\psi) \end{cases} \quad (\text{I.36})$$

À signaler que U_1, U_2, U_3 et U_4 sont les entrées de commande du système et qui s'écrivent en fonction des vitesses angulaires des quatre rotors comme suit :

I.7.12 Contraintes non holonomes

Le développement des contraintes non holonomes pour notre système est d'une importance majeure car elles permettent d'explicitier le couplage entre les différents états du système et imposent le respect des lois de la physique.

A partir des équations de la dynamique de translation (I.7) on peut extraire les expressions des contraintes non holonomes :

$$\tan \theta = \frac{\left(\dot{x} - \frac{K_{ftx}}{m}\dot{x}\right)\cos \psi + \left(\dot{y} - \frac{K_{fity}}{m}\dot{y}\right)\sin \psi}{\ddot{z} + g - \frac{K_{ftz}}{m}\ddot{z}}$$

$$\sin \phi = \frac{-\left(\dot{x} - \frac{K_{ftx}}{m}\dot{x}\right)\sin \psi + \left(\dot{y} - \frac{K_{fity}}{m}\dot{y}\right)\cos \psi}{\sqrt{\left(\dot{x} - \frac{K_{ftx}}{m}\dot{x}\right)^2 + \left(\dot{y} - \frac{K_{fity}}{m}\dot{y}\right)^2 + \left(\ddot{z} + g - \frac{K_{ftz}}{m}\ddot{z}\right)^2}}$$
(I.38)

I.7.13 Représentation d'état du système

Le modèle (I.12) développé précédemment peut être réécrit dans l'espace d'état sous la forme

$\dot{x} = F(x) + G(x, U)$ En considérant que $X = [x_1 \dots x_{12}]^T$ comme vecteur d'état du système.

Soit :

$$X = [\phi \quad \dot{\phi} \quad \theta \quad \dot{\theta} \quad \psi \quad \dot{\psi} \quad x \quad \dot{x} \quad y \quad \dot{y} \quad z \quad \dot{z}]^T$$

$$= [x_1 x_2 x_3 x_4 x_5 x_6 x_7 x_8 x_9 x_{10} x_{11} x_{12}]^T$$
(I.39)

De (I.35) et (I.39) on obtient la représentation d'état suivante :

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = a_1 x_4 x_6 + a_2 x_2^2 + a_3 x_4 \bar{\Omega}_r + b_1 U_2 \\ \dot{x}_3 = x_4 \\ \dot{x}_4 = a_4 x_2 x_6 + a_5 x_4^2 + a_6 x_2 \bar{\Omega}_r + b_2 U_3 \\ \dot{x}_5 = x_6 \\ \dot{x}_6 = a_7 x_2 x_4 + a_8 x_6^2 + b_3 U_4 \\ \dot{x}_7 = x_8 \\ \dot{x}_8 = a_9 x_8 + \frac{U_1}{m} (\cos x_1 \cos x_5 \sin x_3 + \sin x_1 \sin x_5) \\ \dot{x}_9 = x_{10} \\ \dot{x}_{10} = a_{10} x_{10} + \frac{U_1}{m} (\cos x_1 \sin x_3 \sin x_5 - \sin x_1 \cos x_5) \\ \dot{x}_{11} = x_{12} \\ \dot{x}_{12} = a_{11} x_{12} + \frac{\cos x_1 \cos x_3}{m} U_1 - g \end{cases}$$
(II.40)

Avec :

$$\begin{cases} Ux = \cos x_1 \cos x_5 \sin x_3 + \sin x_1 \sin x_5 \\ Uy = \cos x_1 \sin x_3 \sin x_5 - \sin x_1 \cos x_5 \end{cases}$$
(I.41)

$$(I.42)$$

$$\begin{cases} a_1 = \frac{(I_y - I_z)}{I_x}, a_2 = -\frac{K_{f_{ax}}}{I_x}, a_3 = -\frac{J_r}{I_x} \\ a_4 = \frac{(I_z - I_x)}{I_y}, a_5 = -\frac{K_{f_{ay}}}{I_y}, a_6 = \frac{J_r}{I_y} \\ a_7 = \frac{(I_x - I_y)}{I_z}, a_8 = -\frac{K_{f_{az}}}{I_z} \\ a_9 = -\frac{K_{f_{tx}}}{m}, a_{10} = -\frac{K_{f_{ty}}}{m}, a_{11} = -\frac{K_{f_{tz}}}{m} \\ b_1 = \frac{l}{I_x}, b_2 = \frac{l}{I_y}, b_3 = \frac{1}{I_z} \end{cases}$$

I.8 Paramètres du quadrotor

Les paramètres physiques utilisés au cours des différentes simulations sont reportés dans le Tableau I.2

Parameters	Designations	Valeurs
K_p	Coefficient de portance	$2.9842 \times 10^{-5} \text{N.m / rad / s}$
K_d	Coefficient de trainee	$3.2320 \times 10^{-7} \text{N.m / rad / s}$
m	Masse du quadrotor	1.184kg

d	Distance entre le centre de masse du système et l'axe de rotation des moteurs	0.19m
J	Matrice d'inertie du quadrotor	diag(3.8;3.8288;7.6566) $\times 10^{-3}$ N.m/ rad / s ²
Kfa	Coefficients des frottements Aérodynamiques	diag(5.5670;5.5670;6.3540) $\times 10^{-4}$ N /m/ s
Kft	Coefficients des forces de traînées selon (X, Y, Z)	diag (5.5670 ; 5.5670 ; 6.3540) $\times 10^{-3}$ N /m/ s
Jr	L'inertie du rotor	2.8385 $\times 10^{-5}$ N.m / rad / s ²
Ke	Constant du couple électrique	0.0216
Cs	Frottement sec	5.3826 $\times 10^{-3}$
Kr	Constant du couple de charge	3.4629 $\times 10^{-7}$

Tableau I.2 Paramètres physiques du modèle du quadrotor

Remarque :

Les conditions initiales dans toutes les simulations effectuées ont été prises égales à zéro que ce soit pour les dépassements (X, Y, Z) ou les angles d'orientation (ψ, ϕ et θ).

I.9 Conclusion

Dans ce chapitre nous avons pris comme objectifs d'effectuer la réalisation de notre quadrotor, ainsi nous avons présenté tous les composants nécessaires à cette réalisation. Ensuite, nous avons développé le modèle mathématique et écrit les équations des mouvements qui caractérisent la mécanique de leurs vols, nous avons aussi effectué une simulation sous Matlab Simulink en implémentant un correcteur classique.

CHAPITRE II

Commande classique

type PID d'un

quadrirotor

Chapitre II

Commande classique type PID d'un quadrirotor

II. 1 Introduction

Dans ce chapitre, nous allons introduire des rappels théoriques sur le contrôleur classique PID et l'application de la commande PID pour note de système quadrirotor, ainsi des résultats de simulation sont inclus dans ce chapitre pour illustrer les performances des stratégies de commande.

II.2 Description de la commande PID

Les régulateurs les plus utilisés dans les applications industrielles sont les correcteurs de type PID (proportionnelle, intégrale, dérivée), car ce correcteur possède une structure simple et que les exigences de performances ne sont pas élevées. La version classique de l'algorithme peut s'écrire sous la forme II.1 :

$$u_{PID}(t) = k_p e(t) + k_i \int_0^T e(t) dt + k_d \frac{de(t)}{dt} \quad (\text{II.1})$$

Où u est la variable de commande, e représente l'erreur définie par :

$$e(t) = y_d - y \quad (\text{II.2})$$

y_d Et y sont respectivement la valeur désirée de la sortie et la valeur réelle.

Le diagramme fonctionnel pour ce type de commande est représenté par la figure II.1

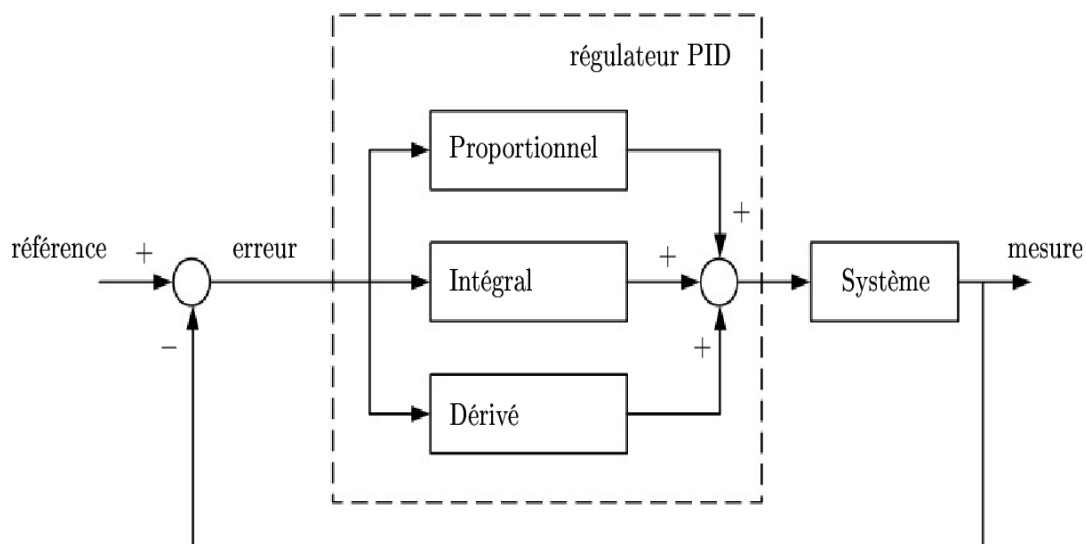


Figure II.1 Schéma fonctionnel de la commande PID

Les paramètres de la commande sont fixés durant l'opération du contrôle. Ces paramètres sont choisis d'une façon optimale par des méthodes connues telles que l'imposition des pôles, la méthode de Ziegler-Nichols qui est l'une des méthodes les plus utilisées pour déterminer les gains d'un régulateur à paramètre fixe. Cette méthode a été abordée dans de nombreuses recherches [20]. Ces correcteurs sont simples, mais leurs inconvénients sont : ils sont linéaires et ne peuvent pas contrôler les systèmes ayant des changements de paramètres et une grande non linéarité.

II.2.1 Application d'un régulateur PID à un quadrirotor

Pour la commande d'un simulateur quadrirotor, nous avons considéré un régulateur PID représenté par l'équation (II.1).

Le choix des paramètres du PID va nous permettre d'obtenir les réponses désirées.

Ce commande peut être adapté aux quadrirotor, il permet ainsi de les contrôler en position (X, Y, Z) et en rotation (ϕ , θ , ψ) par rapport à l'entrée de référence.

Dans ce qui suit on se fixe comme objectif de suivre l'évolution de X, Y, Z, ϕ , θ et ψ dans le temps par rapport aux trajectoires désirées.

II.2.2 Schéma de régulation et paramètres de régulateurs

La structure de régulation choisie se compose de deux boucles de régulation simples pour commander les variables Z et ψ et de deux doubles boucles servant à commander les positions X et Y à l'aide des angles θ et ϕ . Le schéma de cette régulation est montré sur la Figure II.2.

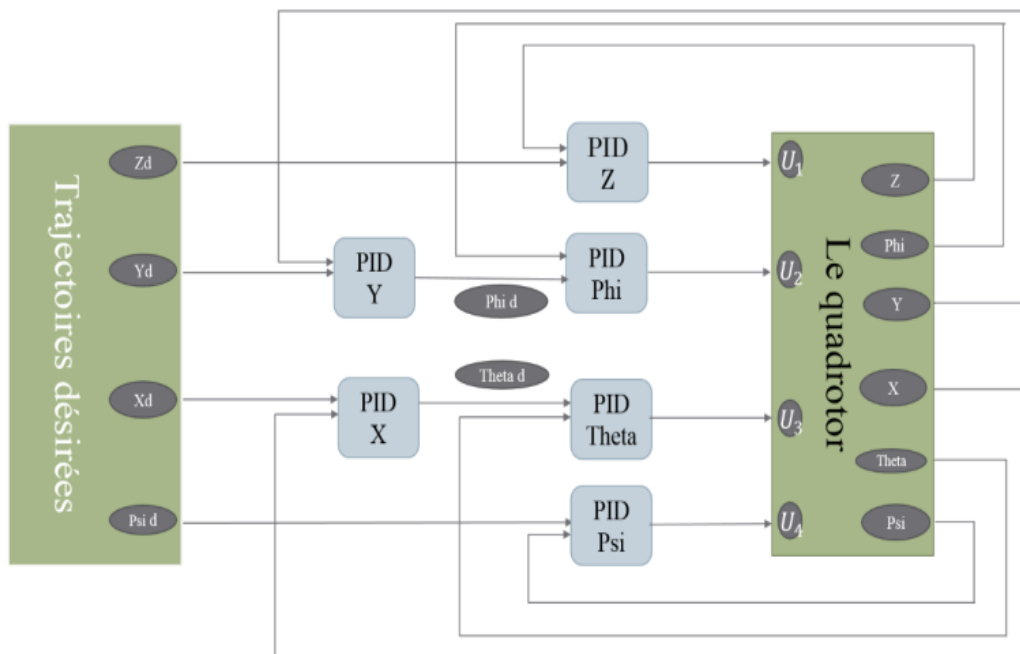


Figure II.2 Schéma de régulation PID

Donc, nous avons au total six régulateurs PID, ce qui fait 18 paramètres (K_p , K_i , K_d) à définir. On les a déterminés par la méthode d'erreur d'essai (trial errors en anglais). Les valeurs ainsi trouvées sont résumées dans le Tableau II.1

PID	Gains		
	K_p	K_i	K_d
PID X	0.35	0.25	0.35
PID Y	0.35	0.25	1
PID Z	5.88	0	5.05
PID Thêta	4.5	0	0
PID Phi	4.5	0	0
PID Psi	10	0	0

Tableau II.1 Paramètres de la commande PID

II.3 Schéma bloc de commande PID avec le système d'une Simulink une Matlab

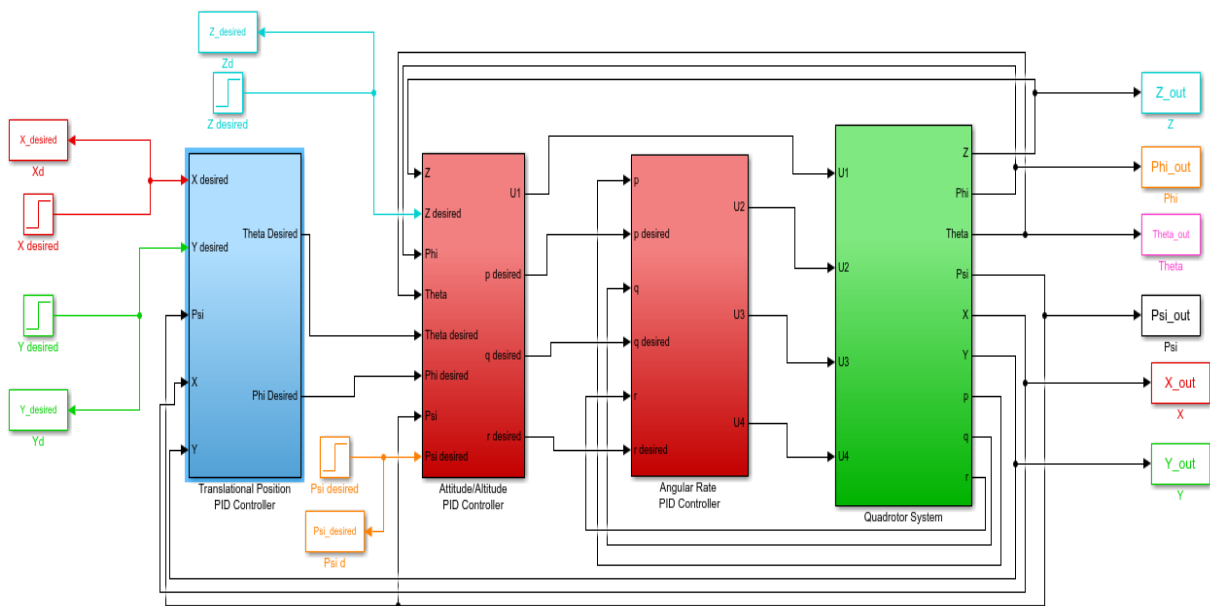


Figure II.3 Schéma bloc de la commande PID avec le système de quadrirotor

II.3.1 Schémas blocs de commande PID pour un quadrirotor

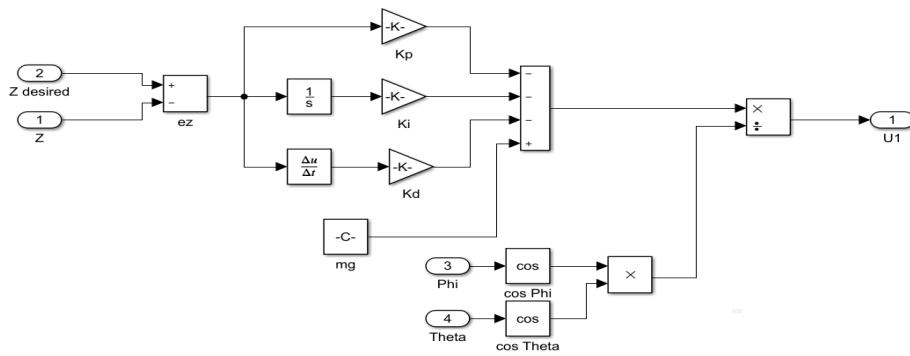


Figure II. 4 schéma bloc de la commande PID _Z

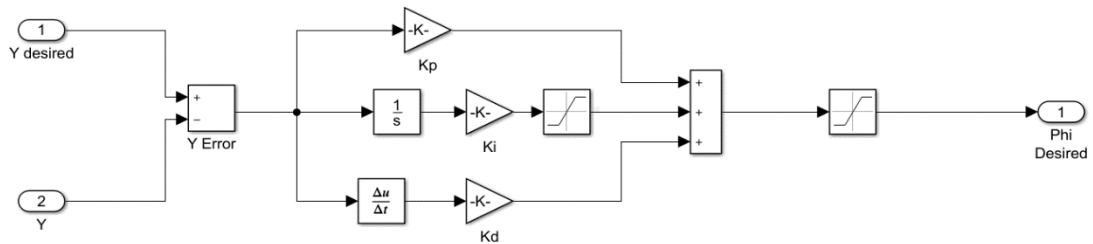


Figure II.5 schéma bloc de la commande PID _Y

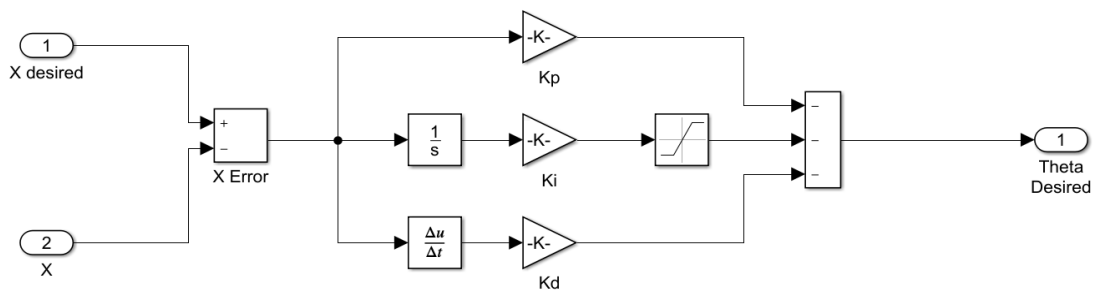


Figure II.6 schéma bloc de la commande PID _X

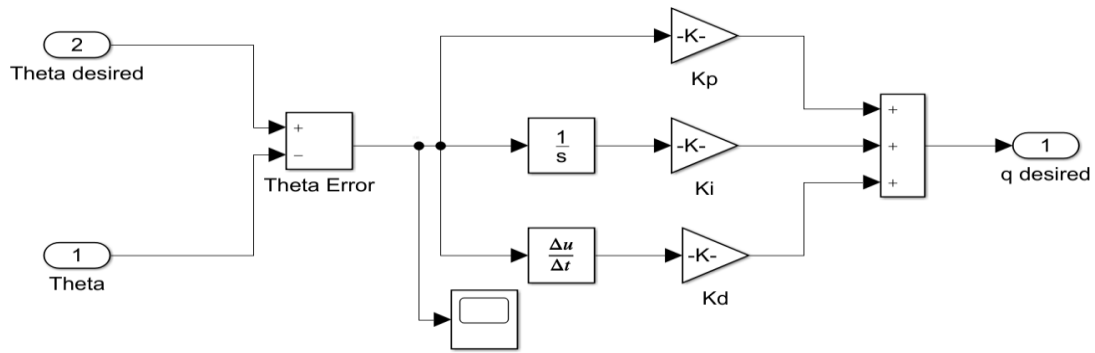


Figure II.7 schéma bloc de la commande PID _thêta

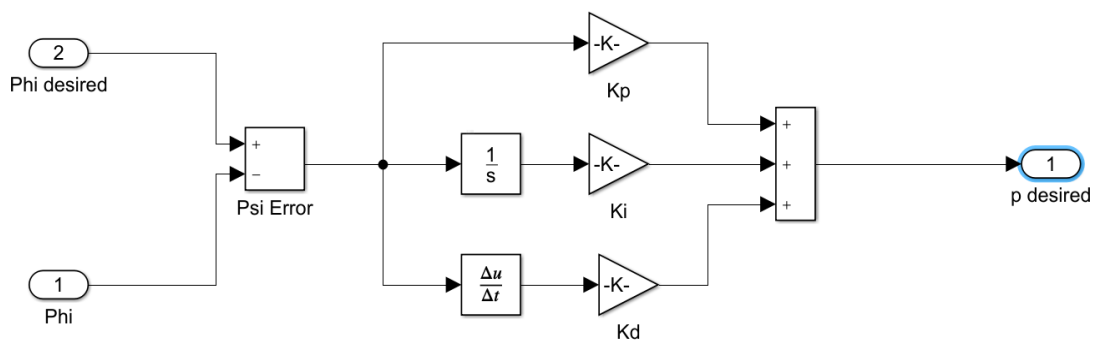


Figure II.8 schéma bloc de la commande PID _phi

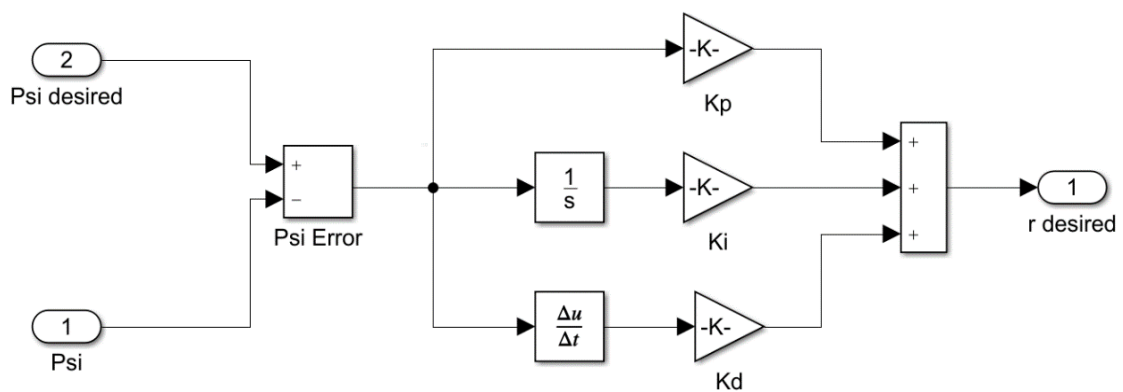


Figure II.9 schéma bloc de la commande PID _psi

II.3.2 Résultats de simulation PID (X, Y, Z) et le commande U

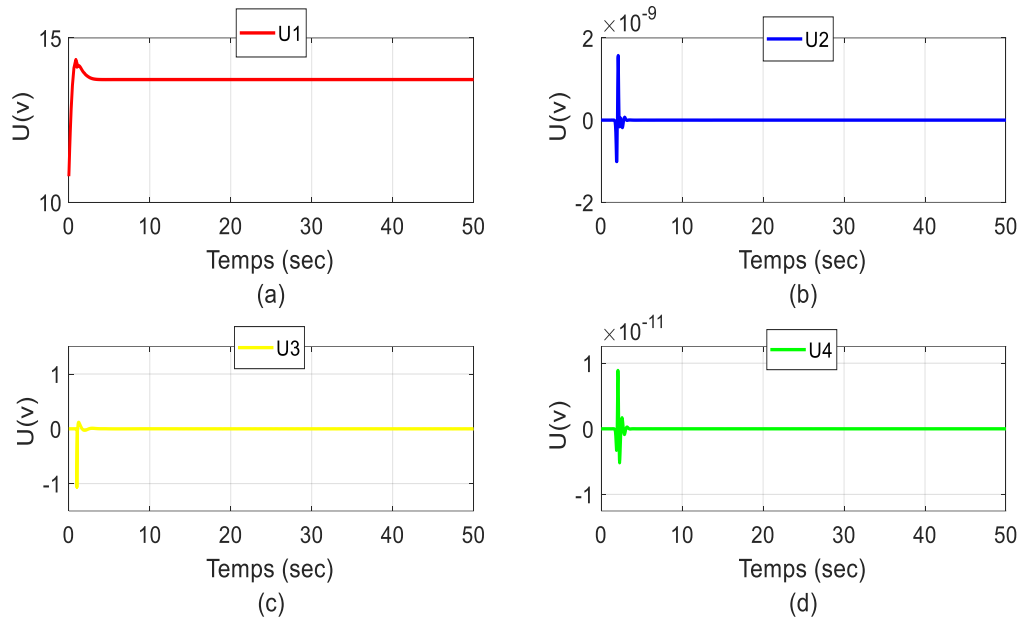


Figure II.10 Résultats des commandes U_1 , U_2 , U_3 et U_4

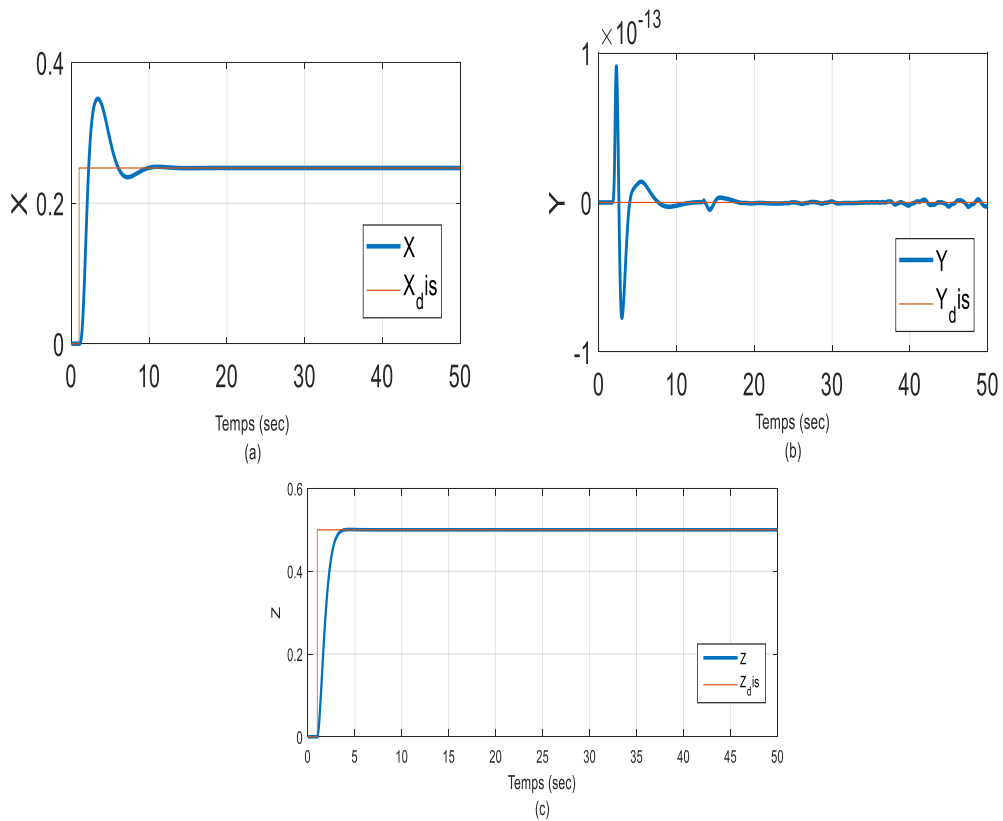


Figure II.11 Résultats des positions (x, y, z)

II.3.3 Résultats de simulation pour des angles (ϕ , θ et ψ)

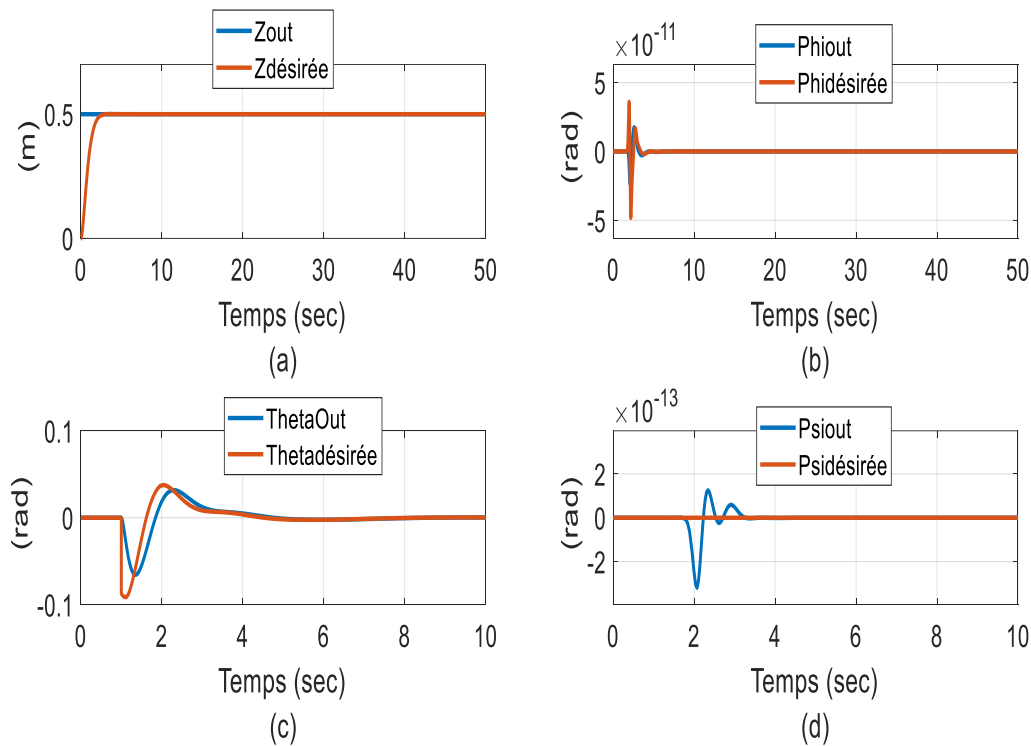


Figure II.12 Résultats de la commande PID avec une consigne

II.4 Teste de robustesse

La stabilité et les bonnes performances des systèmes multi variables en boucle fermée sont les priorités pour la commande robuste. Afin de connaître si une loi de commandes est robuste, des contraintes sur la stabilité et sur les performances sont introduites, ceci engendre la vérification de conditions, dites de robustesse sur la stabilité et sur les performances. Pour rappels, les considérations pour la synthèse de commandes robuste sont les suivantes [21] :

- ❖ poursuite des grandeurs de sorties
- ❖ rejet de l'effet des perturbations
- ❖ sensibilité aux incertitudes de modèles
- ❖ bonnes marges de stabilité
- ❖ sensibilité aux bruits de mesures

II.5 Les résultats de simulation Teste robustesse commande PID

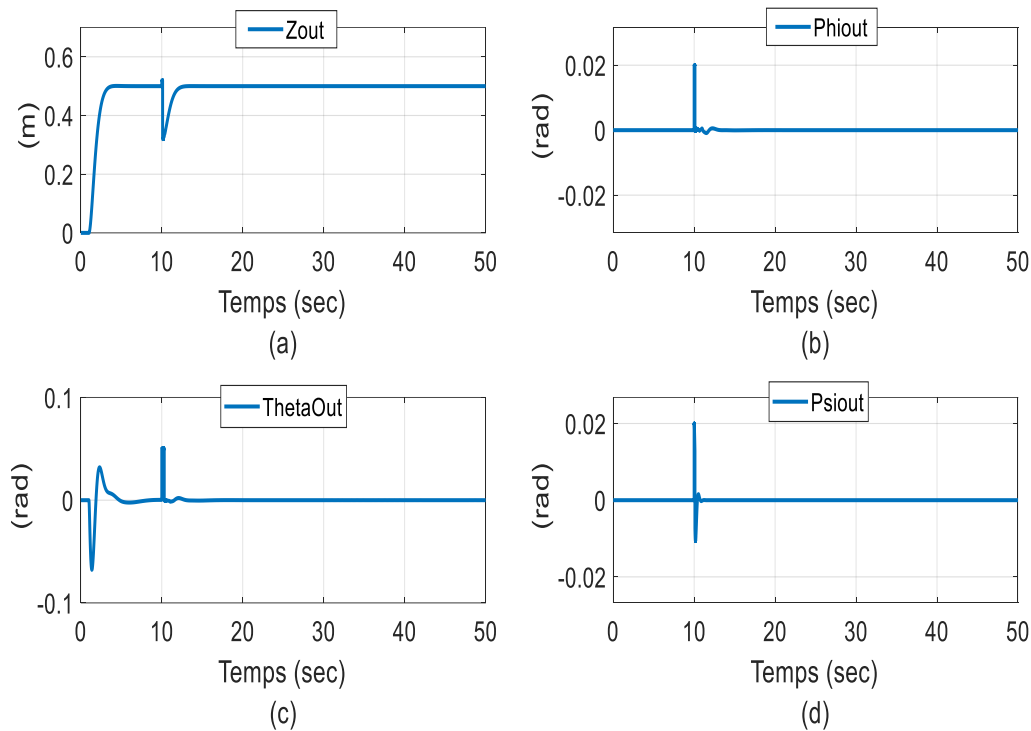


Figure II.13 Teste de robustesse pour commande PID

II .6 Conclusion

Dans ce chapitre nous avons donné une idée générale sur les régulateurs classiques type PID. En effet, nous avons effectué une régulation classique pour un système de quadrirotor en présence des perturbations externes. Les résultats de simulation montrent que la commande PID est robuste pour la stabilisation de quadrirotor. Ce régulateur bien qu'ayant des avantages, possède aussi des inconvénients, portent principalement sur l'effet des paramètres de réglage sur le comportement de la commande sur un système perturbé et dans un univers perturbé afin d'atteindre des objectifs optimaux.

CHAPITRE III

Commande intelligente basée sur la logique floue d'un quadrirotor

Chapitre III

Commande intelligente basée sur la logique floue d'un quadrirotor

III.1 Introduction

Dans ce chapitre, nous allons voir les concepts de la théorie de la logique floue, et aussi l'application de cette commande sur un système d'hélicoptère type quadrirotor. Des résultats de simulation de la commande de ce système seront présentés.

III.2 Théorie de la logique floue

La logique floue est de grande actualité aujourd'hui. En réalité elle existait déjà depuis longtemps et nous pouvons diviser son histoire de développement en trois étapes [22]. Ce sont les paradoxes logiques et les principes de l'incertitude d'Heisenberg qui ont conduit au développement de la « *logique à valeurs multiples* » ou « *logique floue* » dans les années 1920 et 1930. En 1937, le philosophe Max Black a appliqué la logique continue, qui se base sur l'échelle des valeurs vraies $\{0,1/2,1\}$, pour classer les éléments ou symboles. Les bases théoriques de la logique floue ont été établies en 1965 par le professeur Lotfi Zadeh dans son article « *Fuzzy Set* » [23]. A cette époque, la théorie de la logique floue n'a pas été prise au sérieux. En effet, les ordinateurs, avec leur fonctionnement exact par tout ou rien (1 ou 0), ont commencé à se répandre sur une grande échelle. Par contre, la logique floue permettait de traiter des variables non-exactes dont la valeur peut varier entre 1 et 0.

Initialement, cette théorie a été appliquée dans des domaines non-techniques, comme le commerce, la jurisprudence ou la médecine, dans le but de compléter les systèmes experts et afin de leur donner l'aptitude de prise de décision.

Dès 1975, on trouve les premières applications au niveau des systèmes de réglage. A partir de 1985 environ, ce sont les Japonais qui ont commencé à utiliser la logique floue dans des produits industriels pour résoudre des problèmes de réglage et de commande. Tout récemment, en Europe et en Amérique du nord, une intense activité de recherche a débuté afin d'introduire le principe du réglage par la logique floue [24] [25].

III.3 Les ensembles floues

En logique binaire, la fonction d'appartenance caractérisant l'appartenance d'un élément x , de l'univers de discours X à un ensemble classique A , prend uniquement les valeurs 0 et 1

$$\mu_A(x): X \rightarrow \{0,1\}$$

$$\begin{aligned} x \rightarrow \mu_A(x) &= 1 && \text{si } x \in A \\ \mu_A(x) &= 0 && \text{sinon} \end{aligned} \quad (\text{III.1})$$

Un sous ensemble floue peut être vu comme une généralisation du concept d'ensemble classique. Dans la théorie des sous ensembles flous, les valeurs de la fonction d'appartenance $\mu_A(x)$ sont comprises dans l'intervalle $[0,1]$.

$$X \rightarrow [0,1]$$

$$x \rightarrow \mu_A(x)$$

Un ensemble flou A est défini par l'ensemble de paires ordonnées $(\mu_A(x), x)$

Tel que :

$$A = \{(\mu_A(x), x) / x \in X\} \tag{III.2}$$

La figure II.14 présente la différence qui existe entre la logique binaire et la logique floue où une variable ne peut prendre que 0 ou 1 dans le cas de la logique binaire, par contre dans la logique floue, une variable peut prendre une infinité de valeurs, mais qui sont comprises dans l'intervalle [0 1] :

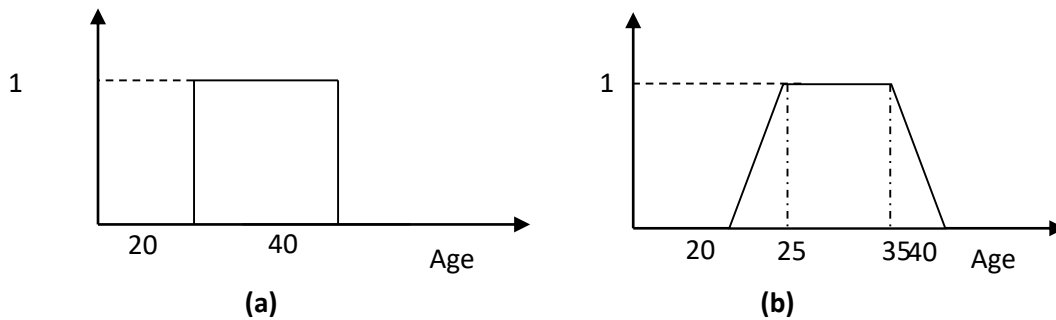


Figure III.1 Fonctions d'appartenance (a) logique binaire (b) logique floue

III.4 Caractéristiques d'un sous-ensemble floue

Les fonctions d'appartenance utilisées pour les sous-ensembles flous possèdent quatre caractéristiques [24].

- ❖ **Le type** : elles peuvent être par exemple triangulaires, trapézoïdales, gaussiennes, sigmoïdes ou des singletons.

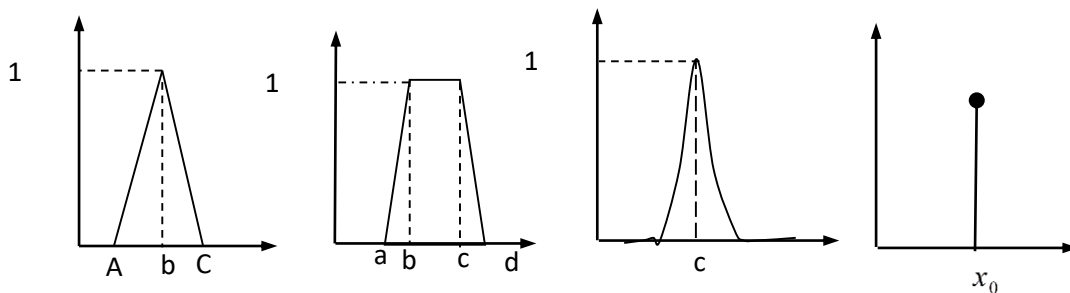


Figure III.2 Types de fonctions d'appartenance.

- ❖ **Le noyau** : c'est la valeur qui satisfait entièrement la propriété décrite par A. Quand le noyau est réduit à un point, celui-ci est appelé valeur modale. Il est donné par :

$$N(A) = \{x \in X / \mu_A(x) = 1\} \tag{III.4}$$

- ❖ **Le support** : la propriété est vérifiée, au moins partiellement. Il est donné par :

$$S(A) = \{x \in X / \mu_A(x) > 1\} \quad (\text{III.5})$$

❖ **La hauteur** : c'est la valeur maximale de la fonction d'appartenance qui est généralement égale à un.

$$H(A) = \max_{x \in X} (\mu_A(x)) \quad (\text{III.6})$$

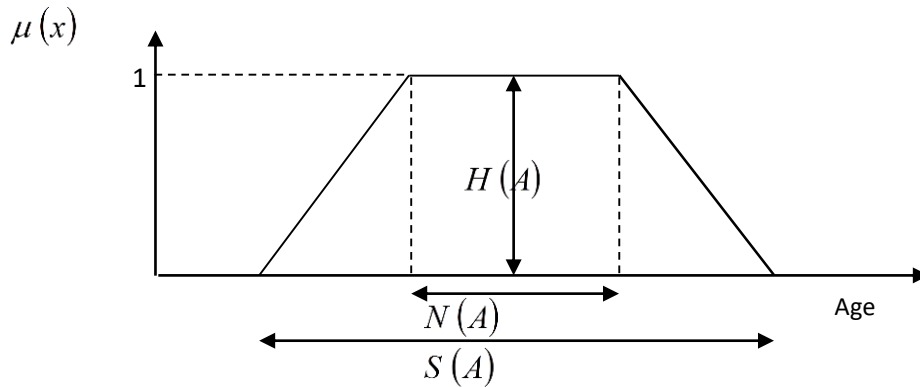


Figure III.3 Caractéristiques d'un sous-ensemble floue.

III.5 Opérations de base

La logique floue est donc une logique de gestion de ces ensembles flous qui utilise les opérateurs qui se définissent comme suit :

Soient A et B deux sous-ensembles flous définis sur le même ensemble, ayant respectivement μ_A et μ_B comme fonctions d'appartenance.

❖ **Egalité** : A et B sont égaux si et seulement si :

$$\forall x \in X, \mu_A(x) = \mu_B(x) \quad (\text{III.7})$$

❖ **Inclusion** : A est inclus dans B si et seulement si :

$$\forall x \in X, \mu_A(x) \leq \mu_B(x) \quad (\text{III.8})$$

❖ **Intersection** :

Il existe plusieurs définitions, mais la plus utilisée est celle donnée par Zadeh :

$$\forall x \in X, \mu_{A \cap B}(x) = \min(\mu_A(x), \mu_B(x)) \quad (\text{III.9})$$

❖ **Union** : La plus utilisée est l'opérateur max :

$$\forall x \in X, \mu_{A \cup B}(x) = \max(\mu_A(x), \mu_B(x)) \quad (\text{III.10})$$

❖ **Complément** : Le complément de A , noté \bar{A} , est défini par :

$$\forall x \in X, \mu_{\bar{A}}(x) = 1 - \mu_A(x) \quad (\text{III.11})$$

III.6 Notion de règle linguistique

Les systèmes basés sur la logique floue utilisent généralement la connaissance humaine sous forme de règles du type **(Si...Alors...)** La prémisse de la règle (l'antécédent) est

constituée des conditions qu'il faut satisfaire afin de réaliser la conclusion de la règle (la conséquence).

III.7 Les différents systèmes d'inférence floue

Le système d'inférence floue est composé de la base des règles, de la base de données (les paramètres des fonctions d'appartenance) et du raisonnement floue. Il existe deux types de systèmes d'inférence floue :

❖ Type Mamdani

C'est un modèle linguistique qui permet une description linguistique du système par une base de règles floues pour modéliser les relations Entrée/sortie. Il utilise l'opérateur minimum pour la conjonction, l'implication et le maximum pour l'agrégation des règles floues [25].

❖ Type Takagi-Sugeno

Ce modèle possède la particularité de ne pas avoir une conclusion floue mais plutôt une fonction des entrées. La règle R_i pour un vecteur d'entrée x de dimension n est de la forme.

$$R_i: \text{Si } x_1 \text{ est } X_1^i \text{ et ... et Si } x_n \text{ est } X_n^i \text{ alors } y^i = G_i(x)$$

Si $G_i(x)$ est linéaire d'ordre un, elle sera de la forme :

$$G_i(x) = \sum_{j=1}^n a_j^i x_j + b^i \quad (\text{III.12})$$

III.8 Conception d'un commande floue

La conception d'une commande classique (par exemple un PID) préconise la connaissance précise du modèle du système à contrôler. Les valeurs d'entrée doivent être mesurées avec exactitude afin d'éviter les erreurs, contrairement au commande floue qui ne demande aucune de ces deux spécifications.

La connaissance du modèle mathématique du processus n'est pas nécessaire. C'est l'expérience des opérateurs du procédé ou les connaissances des experts, qui sont prises en compte pour établir la commande floue. Les algorithmes de réglage conventionnels sont alors remplacés par une série de règles linguistiques.

La commande par logique floue peut s'appliquer à tout domaine de la commande traditionnelle. De plus, elle peut opérer lorsque les procédés à commander sont mal connus ou difficiles à décrire précisément, ou lorsque les variables sont évaluées subjectivement et exprimées en langage naturel et non numériquement. Elle est simple à réaliser, flexible et donc facilement adaptable aux conditions de fonctionnement du processus. Les règles sont faciles à comprendre et à modifier puisqu'elles sont exprimées par des termes du langage naturel [26]. L'architecture interne d'un commande floue est représentée par la figure III.4. Un commande floue est composé de trois blocs :

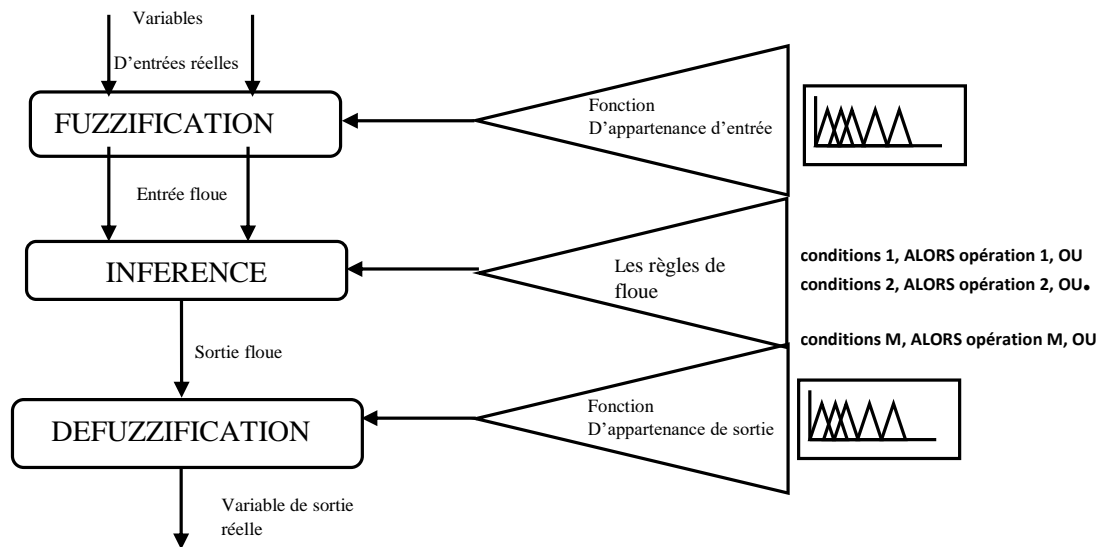


Figure III.4 Architecture interne d'un contrôleur flou.

❖ Fuzzification

Habituellement, les données observées sont physiques (réelles), leur traitement est basé sur la logique floue d'où la nécessité d'un bloc de fuzzification. La fuzzification représente donc le passage de grandeurs réelles en valeurs floues et cela, en déterminant les différents univers de discours correspondant aux domaines de variation des variables d'entrée et sortie. Ensuite, on définit pour chacune des variables, ses sous-ensembles flous ainsi que leurs fonctions d'appartenance associées.

❖ Inférence

Dans ce bloc, les valeurs des variables linguistiques d'entrée et sortie sont liées par une table de règles qui doivent tenir compte du comportement statique et dynamique du système à contrôler. C'est un mécanisme de décision qui, en manipulant les règles floues, établit une décision. Il existe plusieurs méthodes d'inférence : *Maximum-Minimum*, *Max-Produit*, *Somme-Produit*. Le nom de la méthode désigne les opérateurs utilisés respectivement pour l'agrégation des règles floues et l'implication floue.

❖ Défuzzification

Elle consiste à définir précisément quelle doit être l'action sur le processus. En effet, le procédé ne peut pas interpréter des ordres linguistiques fournis par les méthodes d'inférences. L'opération de défuzzification permet de calculer à partir de la fonction d'appartenance résultante, la valeur réelle de la variable de sortie à appliquer au processus. Il existe plusieurs méthodes de défuzzification : méthode du maxima, méthode du centre de gravité, méthode de la moyenne des maxima. Il est toutefois reconnu que la méthode de centre de gravité donne les meilleurs résultats.

Notons que des blocs de normalisation et de dé-normalisation sont ajoutés respectivement en entrée et en sortie du commande floue afin qu'il soit transportable et adaptable même avec des paramètres différents.

III.9 Caractéristiques d'un système d'inférence floue

Il existe deux caractéristiques principales d'un SIF structurelles et paramétriques :

a. Caractéristiques structurelles

Elles spécifient tous les éléments du SIF qui influent sur sa structure.

Ces éléments sont constitués par :

1. Définition des variables d'entrée et sortie
2. Le type de fonction d'appartenance utilisé (triangle, trapèze, sigmoïde...etc.) pour chaque terme linguistique.
3. Le nombre de termes linguistiques pour chaque variable.
4. Le nombre optimal de règles.
5. Les variables participant à ces règles, et
6. Les opérateurs de conjonction, de disjonction et d'implication...etc.

b. Caractéristiques paramétriques

Une fois la structure du SIF choisie, le problème ensuite sera le placement optimal des fonctions d'appartenance d'entrées et de sorties ou des singletons de sorties. Les caractéristiques paramétriques se situent au plus bas niveau de spécification d'un SIF. Elles représentent en fait l'aspect purement numérique du système flou et définissent les sous-ensembles qui le constituent :

1. Les paramètres des fonctions d'appartenance des variables d'entrée (point modal, base, écart type...).
2. Les paramètres des fonctions d'appartenance des variables de sortie, ou les paramètres de la fonction pour les SIF de type Takagi-Sugeno.

III.10 Application de la commande floue avec structure PID

Nous allons remplacer le régulateur PID classique par un régulateur floue à deux entrées caractérisant ainsi l'erreur et sa variation et une sortie qui caractérise la commande floue proportionnelle dérivée qui doit être ajoutée à une commande intégrale conventionnelle pour construire un régulateur floue avec une structure PID. Une commande floue possède de nombreux paramètres de réglage (G_p , G_i , G_d et G_f) comme est indiqué sur la figure III.5 qui représentent des gains ou facteur d'échelle (effet global sur le comportement du système) [27]. La commande floue utilisée est de type Mamdani.

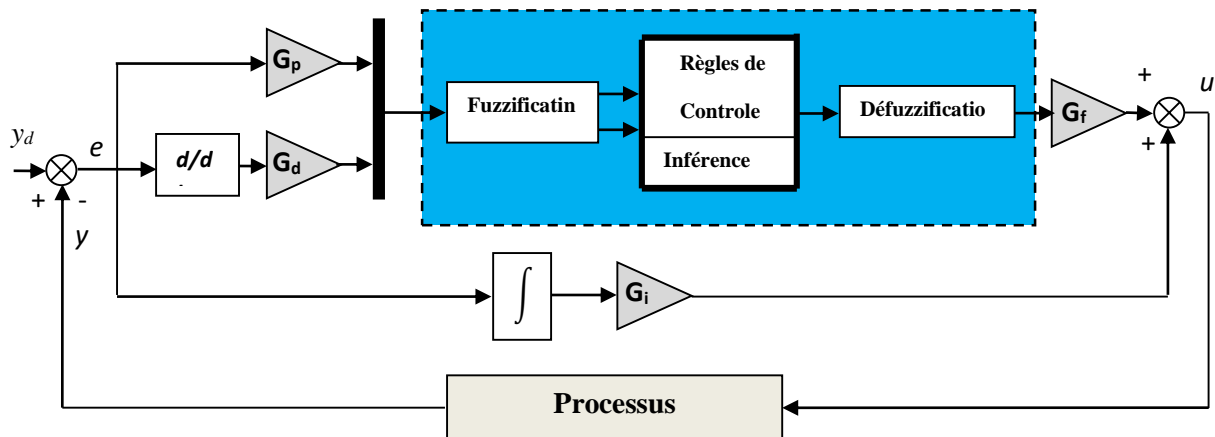


Figure III.5 Structure de base d'un contrôleur floue

III.11 Fonctions d'appartenance

a) Forme des fonctions d'appartenance

Pour le choix de la forme des fonctions d'appartenance, nous avons procédé par essai et observation. Les trois formes principales (triangulaires, trapézoïdales et gaussiennes) ont été essayées. Les résultats obtenus pour les formes trapézoïdales et triangulaires n'ont pas été assez satisfaisants. En revanche, le choix de formes gaussiennes s'est avéré le plus approprié.

b) Distribution des fonctions d'appartenance

Après plusieurs essais de diverses distributions, celle qui a donné lieu à plus de satisfaction est simplement la distribution uniforme ou équidistante avec des formes symétriques ce qui donne un chevauchement de 50 % entre les sous ensembles floue adjacents.

c) Nombre de classes ou sous-ensembles floues

Plusieurs combinaisons des nombres impairs (3, 5, 7, 9) pour les sous-ensembles floues représentant les trois variables du commande floue (e , Δe et u) ont été essayées. Les résultats étaient meilleurs en utilisant les sept sous-ensembles floues.

Nous choisissons les différents termes linguistiques des variables d'entrées et de sorties par : NG (négatif grand), NM (négatif moyen), NP (négatif petit), EZ (environ zéro), PP (positif petit), PM (positif moyen), PG (positif grand).

Les fonctions d'appartenance des trois variables e , Δe et u , sont illustrées par la figure III.18. On définit des fonctions d'appartenance de forme gaussienne pour l'erreur (e), variation d'erreur (Δe) et pour la commande (u).

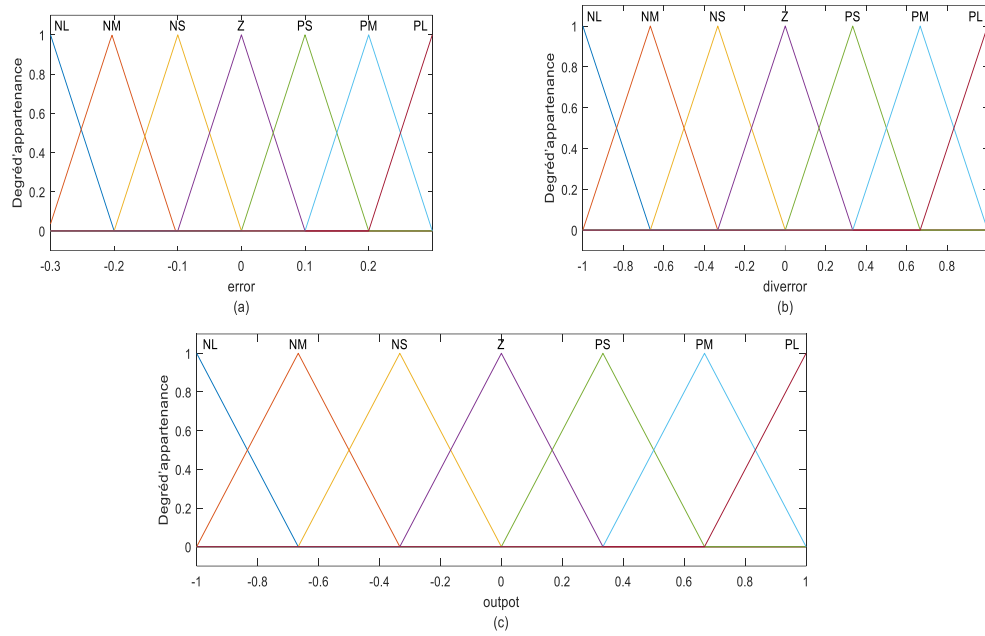


Figure III.6 Fonctions d'appartenance pour les variables d'entrées/sorties e , Δe et u .

La surface générée est illustrée dans la figure III.7

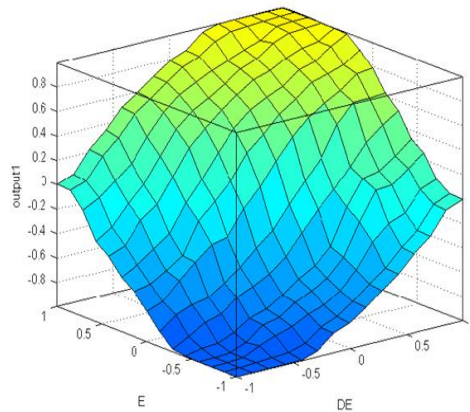


Figure III.7 La surface de régulateur floue

III.12 Tableau des règles floues

Le tableau de décision adoptée pour notre commande floue est universelle, celle de Mac Vicar-Whelan [28] illustrée par le tableau II.2. Elle est organisée sous forme d'une table diagonale symétrique de 49 règles décisionnelles composées par les paires situation/action de la forme : si e est A et Δe est B, alors u est C.

Δe e	NG	NM	NP	EZ	PP	PM	PG
NG	NG	NG	NG	NM	NM	NP	EZ
NM	NG	NG	NG	NP	NP	EZ	PP
NP	NG	NG	NM	EZ	EZ	PP	PM
EZ	NG	NP	NP	PP	PP	PM	PG
PP	NM	NP	EZ	PM	PM	PG	PG
PM	NP	EZ	PP	PG	PG	PG	PG
PG	EZ	PP	PM	PG	PG	PG	PG

Tableau III. 1 Tableau de décision de Mac Vicar-Whelan (7x7=49 règles) [28].

III.13 Méthode d'inférence

Pour ce qui est de la méthode d'inférence, notre choix s'est porté sur la méthode Max-Min de Zadeh.

II.14 Méthode de défuzzification

La méthode de défuzzification adoptée est celle qui est la plus utilisée en commande, à savoir la méthode du centre de gravité.

III.15 Schémas blocs de commande floue pour un quadrirotor

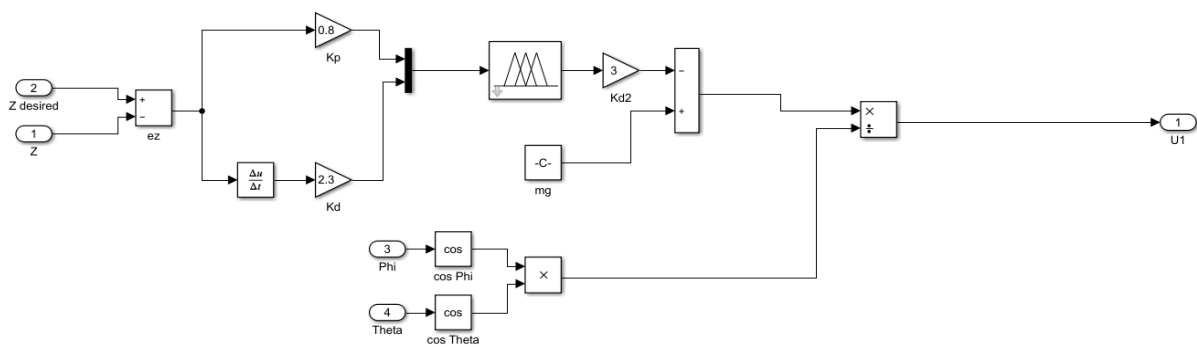


Figure III.8 Schéma bloc de la commande floue $_Z$

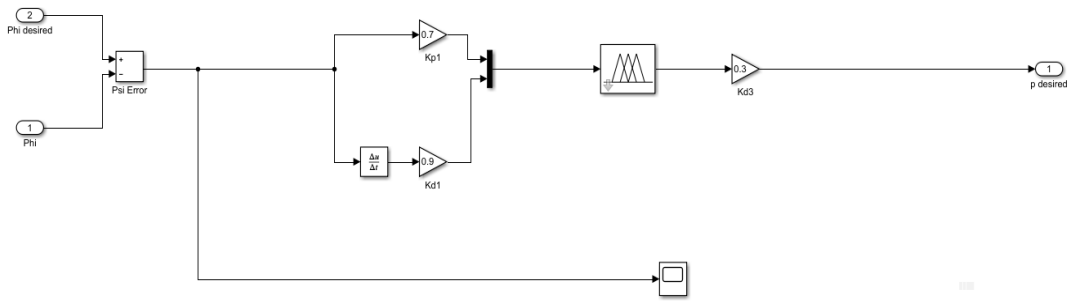


Figure III.9 Schéma bloc de la commande floue _phi

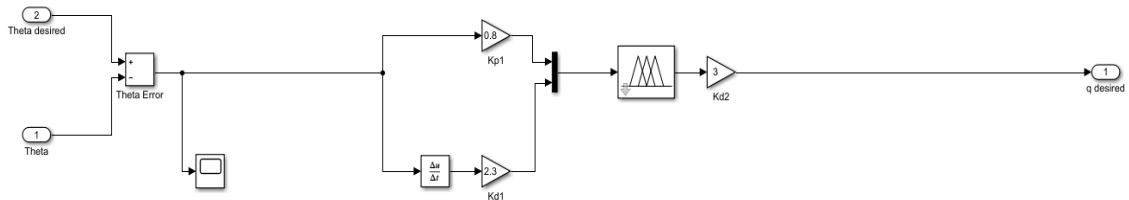


Figure III.10 Schéma bloc de la commande floue _thêta

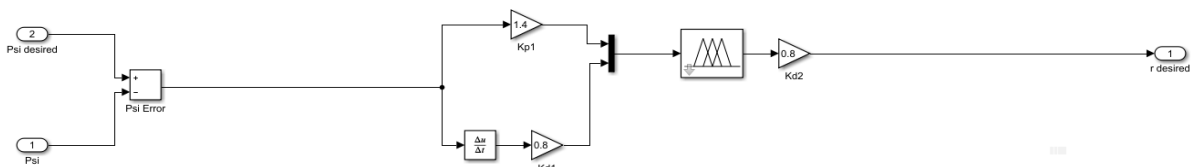


Figure III.11 Schéma bloc de la commande floue _psi

III.16 Les Résultats des simulations angles (ϕ , θ et ψ) et Z et la commande U

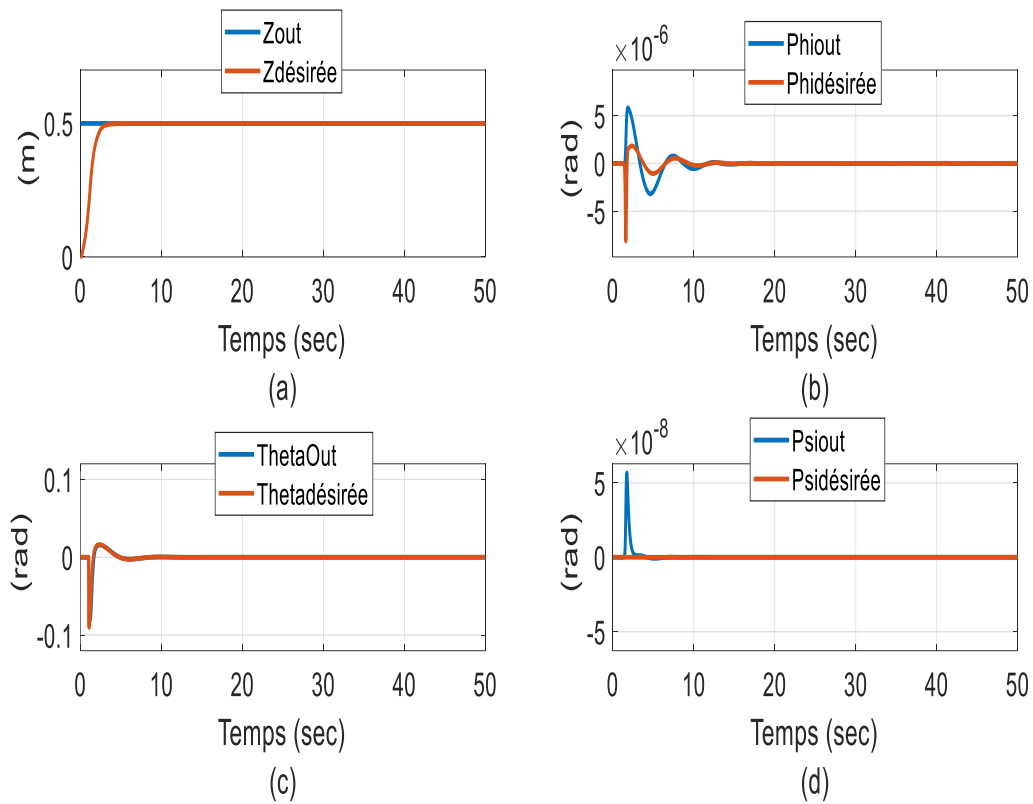


Figure III.12 Résultats de la commande floue avec une consigne

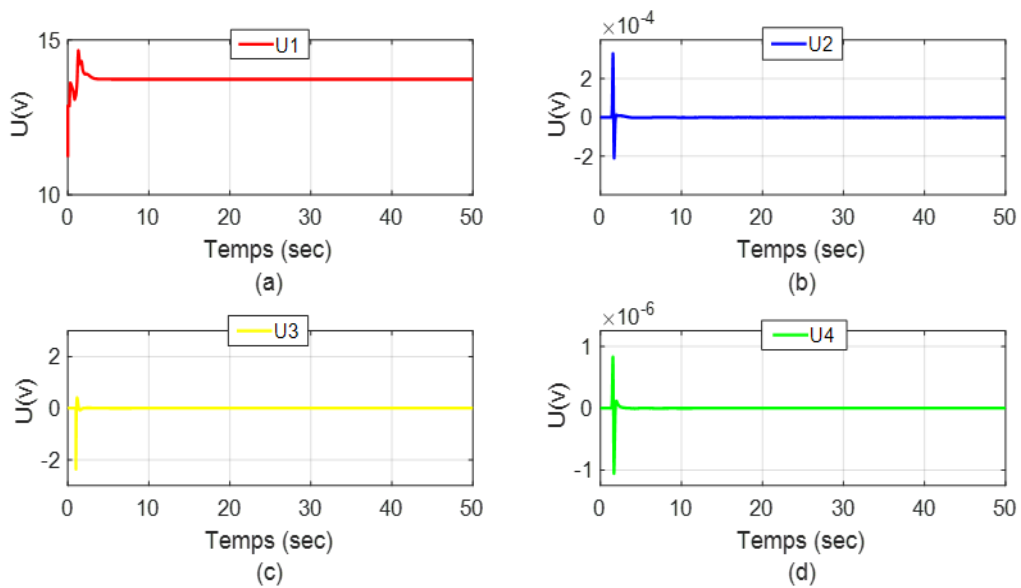


Figure III.13 Résultats des commandes U1, U2, U3 et U4

III.17 Les Résultats des simulations Teste robustesse commande logique floue

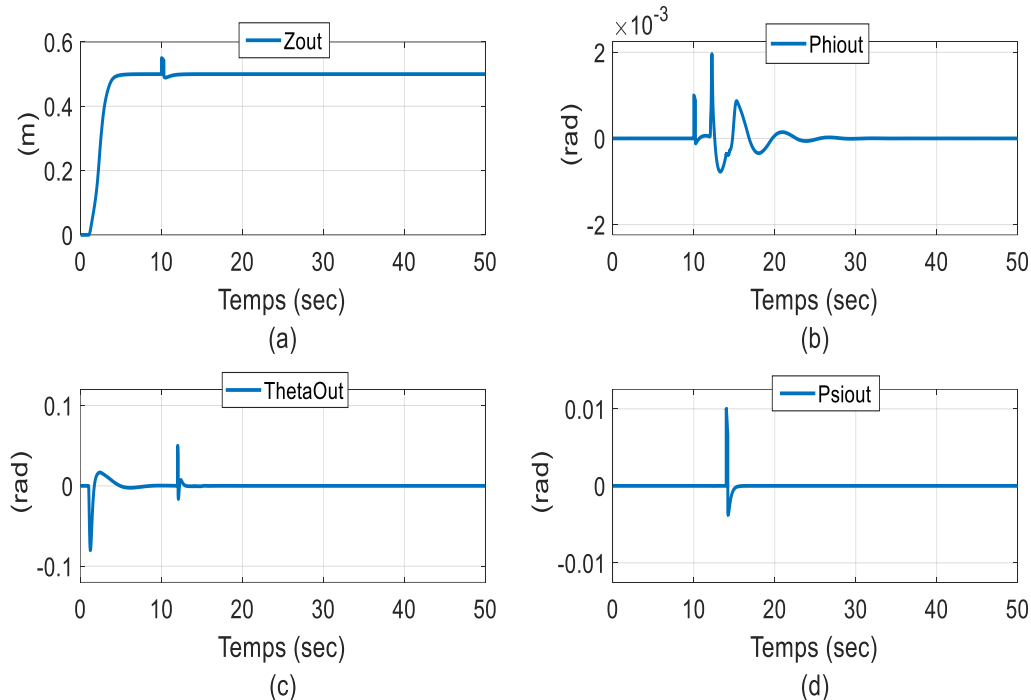


Figure III.14 Teste de robustesse commande floue

III.18 Conclusion

Dans ce chapitre nous avons vu les notions de base de commande floue, cette commande a l'avantage de ne pas avoir besoin le modèle mathématique pour la synthèse, elle se caractérise par la simplicité de synthèse de la loi de commande qui basé sur le raisonnement d'être humain. Les résultats de simulation montrent que la commande par logique floue synthétisée pour un quadrirotor est donne des très bons résultats au point de vue de la stabilisation, robustesse et un temps de réponse important.

CHAPITRE IV

Commande PID-Flou Adaptative (PIDAF) d'un quadrirotor

Chapitre IV

Commande PID-Flou Adaptative (PIDAF) d'un quadrirotor

IV.1 Introduction

Dans ce chapitre, nous allons améliorer les inconvénients du régulateur PID en adoptant des techniques de commande floue pour optimiser les paramètres du régulateur PID est appliquée sur le quadrirotor ainsi que des résultats de simulation et de robustesse seront présentés. Enfin nous terminons cette étude par une comparaison des différentes techniques de commandes existantes dans la littérature.

IV.2 Commande adaptative

La commande adaptative est une approche utilisée pour les systèmes ayant des paramètres incertains provenant des incertitudes dans les paramètres du système (incertitudes structurées) ou des simplifications dans la dynamique du système (incertitudes non structurées) ; elle est basée sur le concept d'estimation en ligne des paramètres pour l'ajustement d'une loi de commande.

Cette commande a été développée vers les débuts des années 1950, pour la conception des autopilotes assurant de hautes performances des avions travaillant avec une grande vitesse et de grandes altitudes [29] [30] [31]. Les automaticiens se sont vite aperçus en effet qu'une commande avec des paramètres fixes n'était pas toujours capable d'assurer les performances voulues, par exemple dans le cas où les paramètres du système varieraient avec le temps. En 1958, Whittaker, Yamron et Kezeront élaboré la règle du MIT basée sur l'algorithme du gradient afin de trouver la loi de d'adaptation du régulateur.

Deux approches existent, une commande adaptative indirecte, dite également commande adaptative explicite, dans laquelle les paramètres du système sont estimés en ligne pour le calcul des paramètres du commande et une approche directe, dite aussi approche implicite, qui repose sur l'estimation en ligne des paramètres de commande afin de les utiliser dans la paramétrisation du système, à travers une relation étroite liant les paramètres du commande et les paramètres du système. [32] Deux principaux schémas peuvent être cités pour la commande adaptative :

- ❖ La commande adaptative à modèle de référence
- ❖ La commande auto-ajustable.

Le principe d'un système de commande adaptative peut être illustré par la Figure IV.1

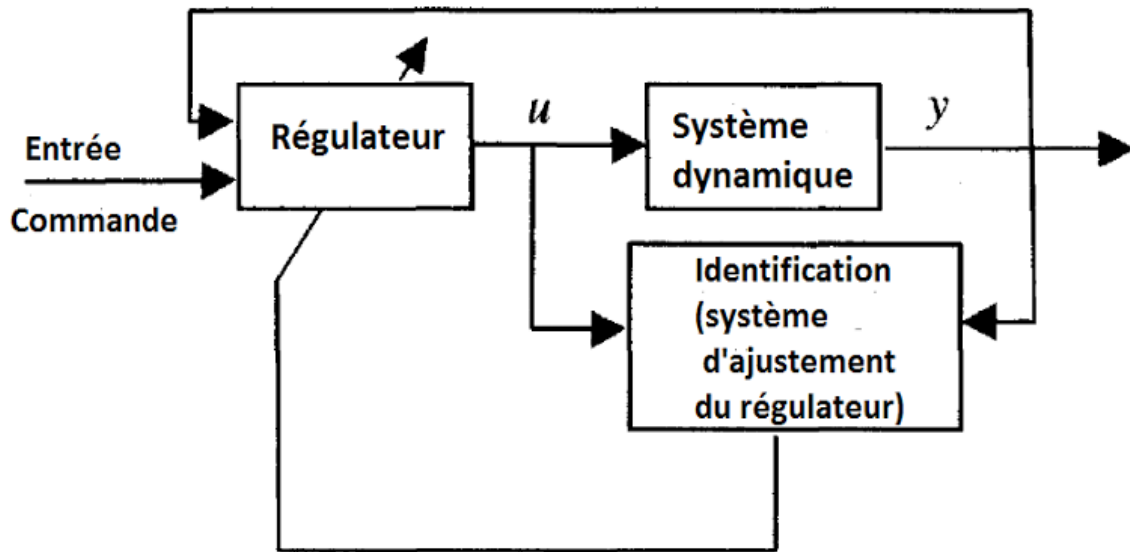


Figure IV.1 Structure de base d'une commande adaptative [33]

IV.3 Développement d'une commande hybride intelligent PID-Floue

Les contrôleurs PID classiques constituent un mécanisme de rétroaction de boucle de contrôle générique (contrôleur) largement utilisé dans les systèmes de contrôles industriels. Ils sont simples et faciles à utiliser. Mais l'un des principaux inconvénients de ces contrôleurs est qu'il n'existe aucun moyen sûr le choix des paramètres de contrôle qui garantissent de bonnes performances. Par conséquent, dans les applications réelles, ces gains doivent être ajustés pour conserver les performances requises. Pour remédier à ce problème, la commande floue est en conséquence utilisée pour déterminer les paramètres de contrôle (K_p , K_i et K_d) [34] [35].

La conception du commande PID adaptatif (PIDFA) à l'aide de la logique floue est étudiée, il est nécessaire de développer commande PID flous adaptatifs : un pour l'altitude (z) et l'autre pour angles (ϕ , θ et ψ) Ensuite, la logique floue est utilisée pour mettre à jour les paramètres de ces contrôleurs PID. La structure du système de commande PID flou adaptatif (PIDFA) est illustrée dans la Figure IV.2

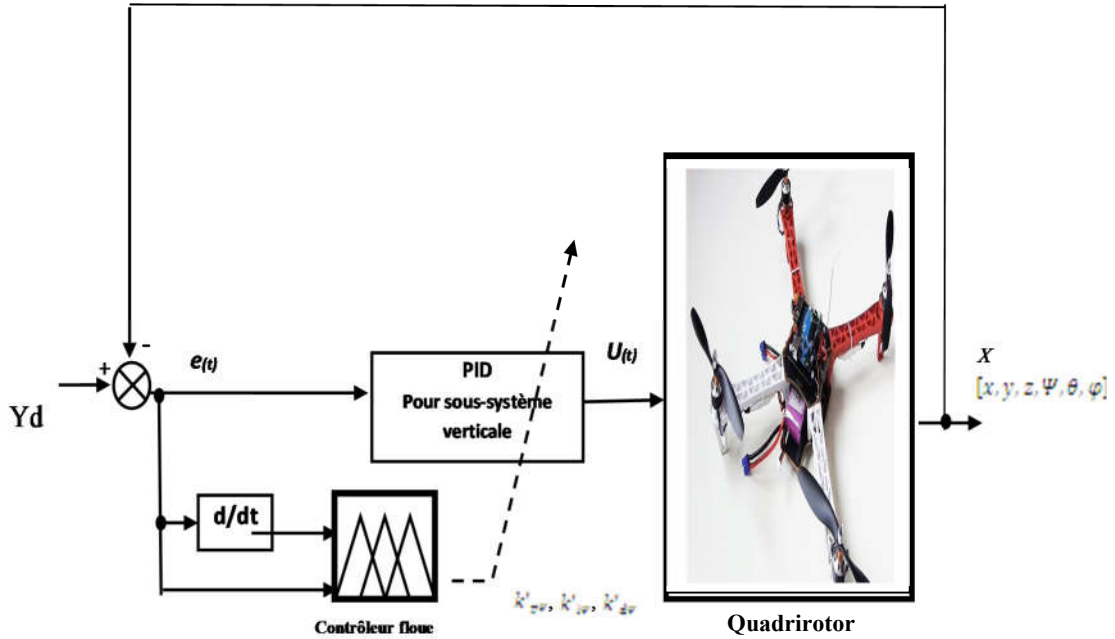


Figure IV.2 Schéma fonctionnel de la commande PIDFA pour le quadrirotor

IV.4 Détermination des gains du régulateur PID

Les paramètres du commande PID utilisés tels que k_p , k_i et k_d , sont normalisés, dans la plage comprise entre zéro et un, en utilisant les transformations linéaires suivantes [36] [37] :

$$\begin{cases} k'_p = (k_p - k_{pmin}) / (k_{pmax} - k_{pmin}) \\ k'_i = (k_i - k_{imin}) / (k_{imax} - k_{imin}) \\ k'_d = (k_d - k_{dmin}) / (k_{dmax} - k_{dmin}) \end{cases} \quad (IV.1)$$

Avec k_{pmin} , k_{pmax} , k_{imin} , k_{imax} et k_{dmin} , k_{dmax} sont les bornes des variations des gains obtenus par simulation. Les paramètres k_p , k_i et k_d sont déterminés par un ensemble de règles linguistiques de la structure du commande PIDFA, comme suit :

Si $e(k)$ est A_i , et $de(k)$ est B_i , alors k_p est C_i , k_i est D_i et k_d est E_i .

Où : A_i , B_i , C_i , D_i et E_i sont des ensembles flous correspondant à $e(k)$, $de(k)$, k_p , k_i et k_d , respectivement. L'application du contrôle PIDFA au système quadriroto correspond à l'adaptation des différents gains k_p , k_i et k_d pour les sous-systèmes la position X et l'angle théta.

Le schéma fonctionnel du PIDFA appliqué au système quadriroto est présenté dans la figure IV.2. Lorsque k'_p , k'_i et k'_d sont obtenus par un système d'inférence flou pour chaque sous-système position et angle, et sachant que les gains k_p , k_i et k_d du régulateur PID pour chaque sous-système sont déterminés par l'équation IV.2

$$\begin{cases} k_p = (k_{pmax} - k_{pjmin})k'_p + k_{pmin} \\ k_i = (k_{imax} - k_{ijmin})k'_i + k_{imin} \\ k_d = (k_{dmax} - k_{djmin})k'_d + k_{dmin} \end{cases} \quad (IV.2)$$

IV.5 Fonctions d'appartenance

Les fonctions d'appartenance pour les entrées e et de sont définies dans la plage $[-1, 1]$ et choisies pour être de formes identiques triangulaires, comme indiqué sur les Figure IV.3 et Figure IV.4 Les signaux sont quantifiés en sept niveaux représentés par un ensemble de variables linguistiques définies comme :

NB (Negative Big), NM (Negative Medium), NS (Negative Small), ZO (Zero), PS (Positive Small), PM (Positive Medium), PB (Positive Big).

Les fonctions d'appartenance des variables e , de etk_p , k_i et k_d sont illustrées par les figures IV.3 et IV.4.

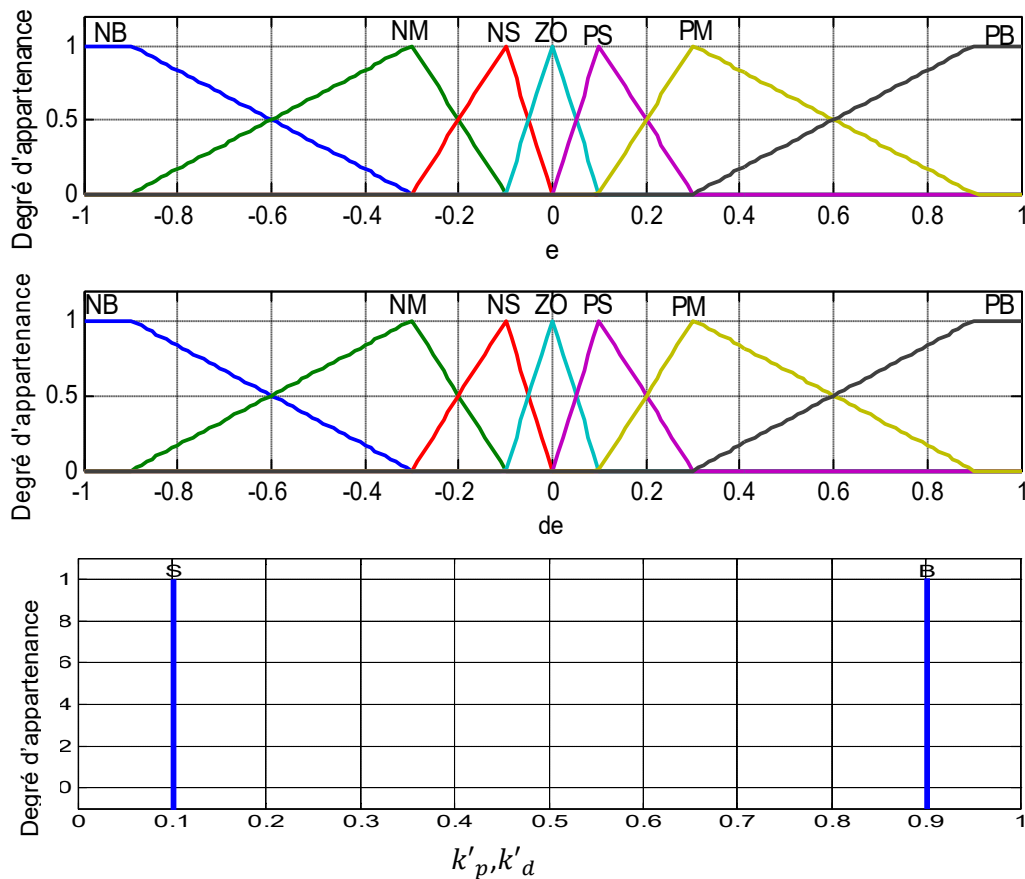


Figure IV.3 fonctions d'appartenance des entrées e et de et des sorties k'_p , et k'_d

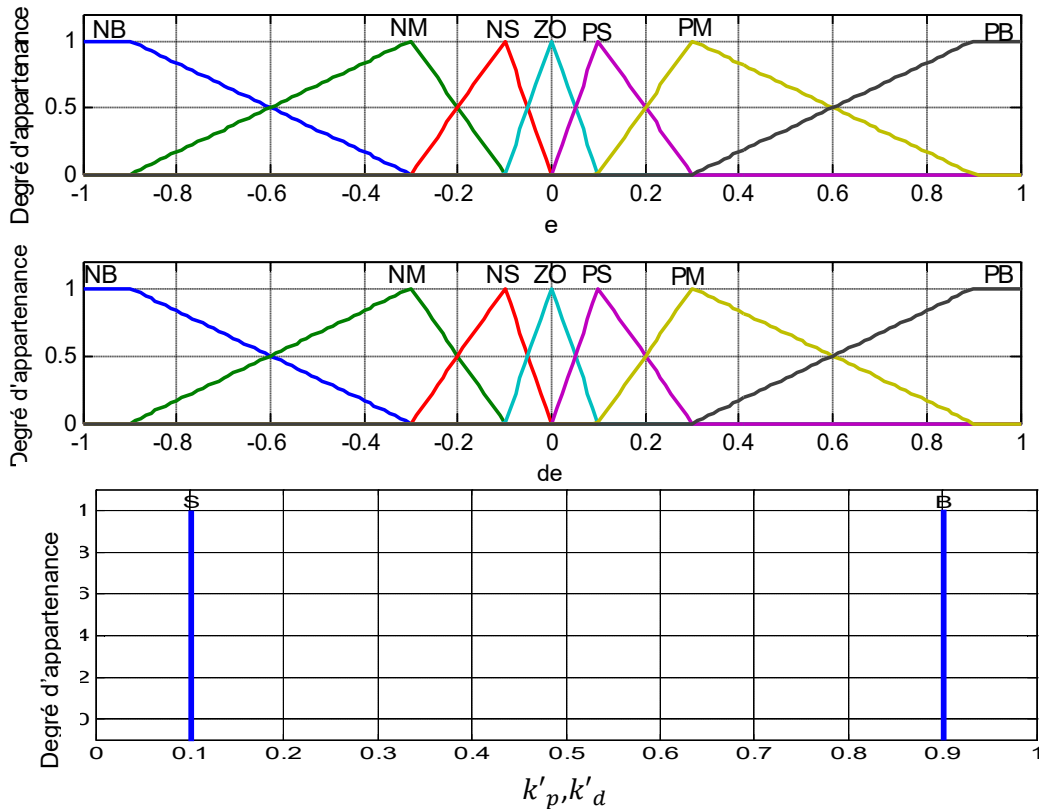


Figure IV.4 fonctions d'appartenance des entrees e et de et des sorties k'_p , et k'_d

IV.6 Règles de décision (Table de décision)

Les Tableaux IV.1, IV.2 et IV.3 présentent les règles d'inférences pour les k_p , k_i et k_d utilisés dans la commande IDFA [28]. Ils sont organisés sous forme de table diagonale de 49 règles décisionnelles composées par les paires situation/action de la forme :

Si $e(k)$ est A_i , et $\Delta e(k)$ est B_i , alors k'_p est C_i , k'_i est D_i et k'_d est E_i .

$\begin{matrix} de \\ e \end{matrix}$	NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB
NB	B	B	B	B	B	B	B
NM	M	M	B	B	B	M	M
NS	S	M	M	B	M	M	S
ZO	ZO	S	M	B	M	S	ZO
PS	S	M	M	B	M	M	S
PM	M	M	B	B	B	M	M
PB	B	B	B	B	B	B	B

Tableau IV.1 Règles d'inférence pour les gains k'_i .

$\begin{matrix} de \\ e \end{matrix}$	NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB
NB	B	B	B	B	B	B	B
NM	M	M	B	B	B	M	M
NS	S	M	M	B	M	M	S
ZO	ZO	S	M	B	M	S	ZO
PS	S	M	M	B	M	M	S
PM	M	M	B	B	B	M	M
PB	B	B	B	B	B	B	B

Tableau IV.2 Règles d'inférence pour les gains k'_d

de e	NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB
NB	B	B	B	B	B	B	B
NM	S	B	B	B	B	B	S
NS	S	S	B	B	B	S	S
ZO	S	S	S	B	S	S	S
PS	S	S	B	B	B	S	S
PM	S	B	B	B	B	B	S
PB	B	B	B	B	B	B	B

Tableau IV.3 Règles d'inférence pour les gains k'_p .

IV.7 Résultats des simulations

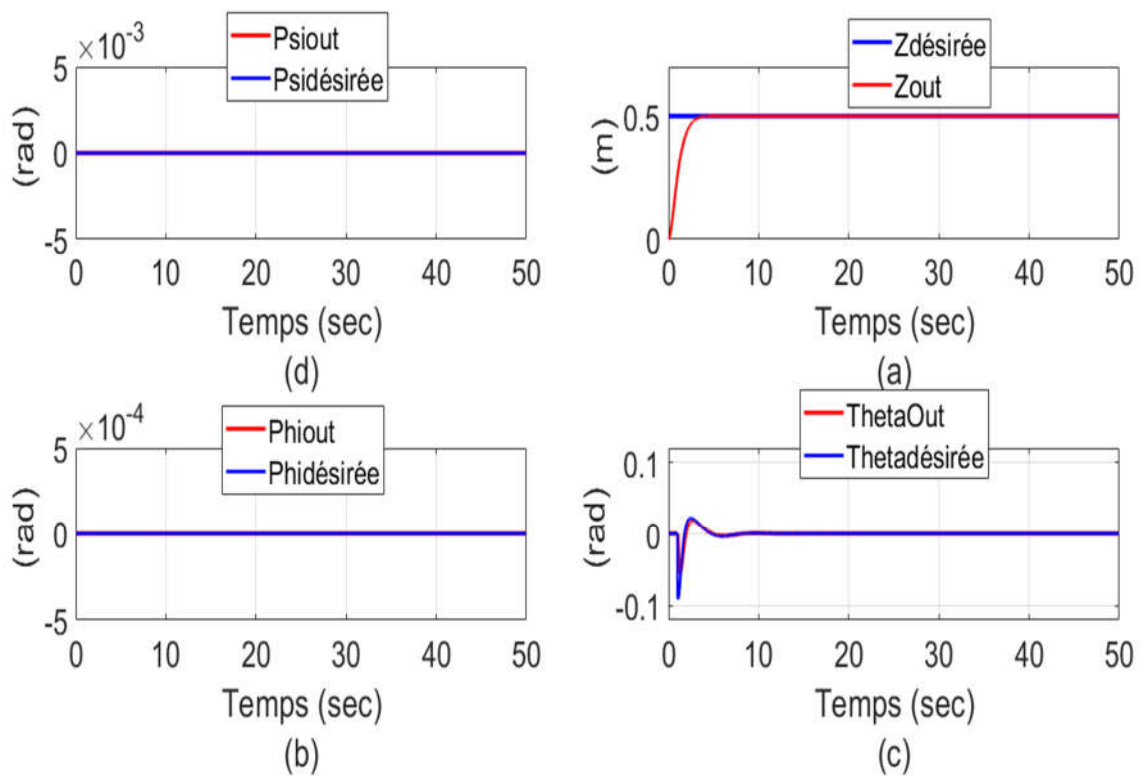


Figure IV.5 Résultats de la commande PIDAF avec une consigne

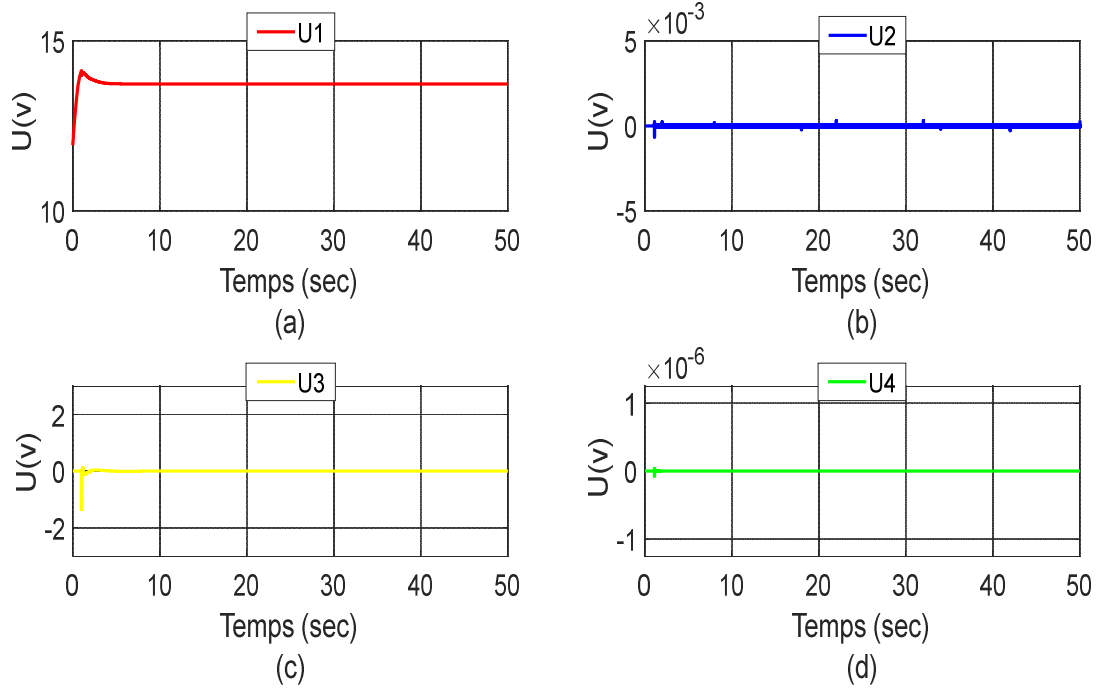


Figure IV.6 Résultats des commandes U_1 , U_2 , U_3 et U_4

IV.8 Les Résultats des simulations Teste robustesse commande PIDAF

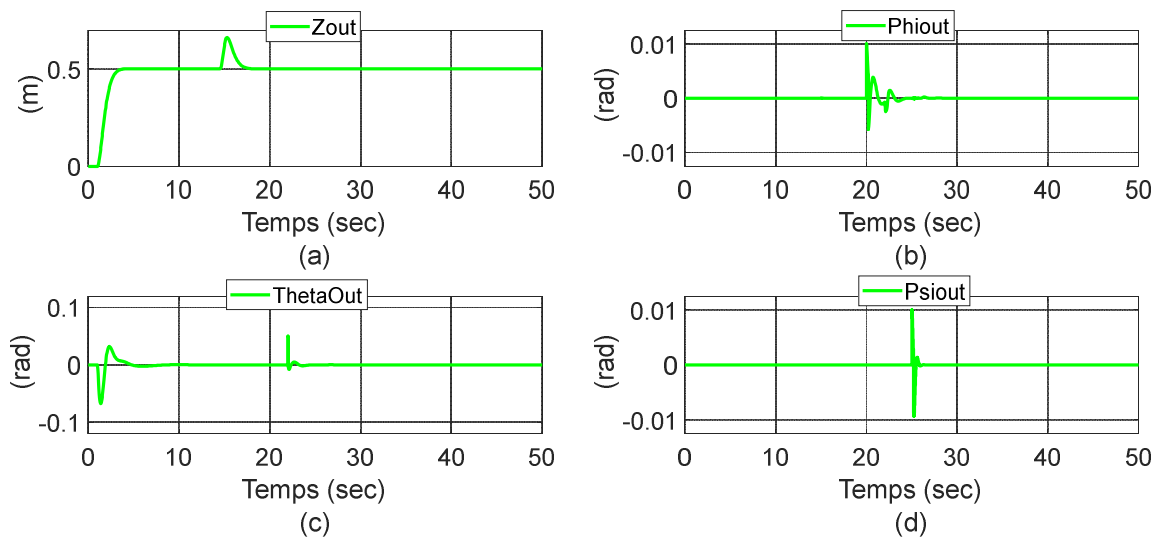


Figure IV.7 Teste de robustesse commande PIDAF

La Figure IV.8 présente le suivi de la trajectoire 3D (x, y, z)

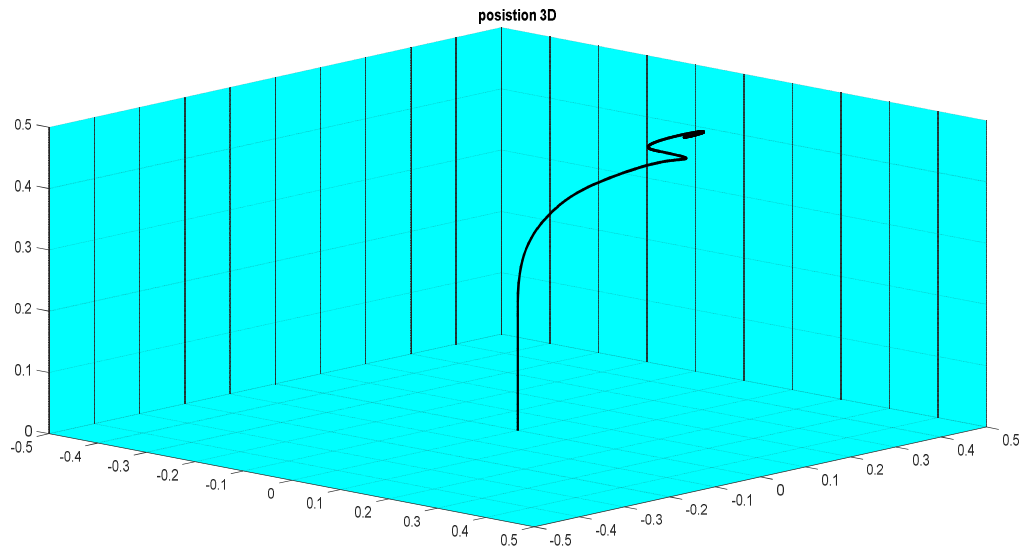


Figure IV.8 Trajectoire globale du Quadrirotor _ 3D

IV.9 Etude comparative (PIDFA, Flou et PID)

Pour comparer les trois commandes différentes donc nous calculons l'erreur des positions, des angles et l'énergie du commande de notre système de quadrirotor, tell que :

$$\text{Erreur quadratique} = \frac{1}{2} * \int_0^t |e(t)|^2 dt \quad (\text{II.1})$$

$$\text{L'énergie} = \frac{1}{2} * \int_0^t |u(t)|^2 dt \quad (\text{II.2})$$

COMMANDE \ l'erreur	ADPATIVE	LOGIQUE FLOUE	PID
Ez	2.6412	4.8992	4.2311
eThêta	0.0393	0.0534	0.0733
ePsi	1.1404e-29	2.2156e-16	9.5045 e-20
ePhi	3.9631e-25	7.2265e-12	1.4875e-14

Tableau IV.4 Les Résultats de l'erreur quadratique

COMMANDE \ l'énergie	ADPATIVE	LOGIQUE FLOUE	PID
Uz	4.6439e+04	5.0382e+04	22.8771
UThêta	0.7957	5.3369	1.8269
UPsi	1.1404 e-27	2.6255 e-14	2.2638 e-15
UPhi	8.0252 e-24	9.6386 e-11	1.6272 e-06

Tableau IV.5 Les Résultats de l'énergie

IV.10 Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons effectué une commande hybride intelligente constituée d'un contrôleur PID-Flou avec gain adaptative pour un système de quadrirotor en présence des perturbations externes, les résultats de simulations montrent que la commande (PIDFA) est très satisfaisante pour la stabilisation de notre système. En outre, l'étude comparative réalisée avec d'autres techniques de commandes développées dans la littérature a montré l'efficacité de l'approche du contrôleur PID-Flou avec gain adaptative (PIDFA).

CONCLUSION GENERALE

Conclusion générale

Le quadrirotor est un système complexe non linéaire, multi-variables, instable notamment en mode de vol quasi-stationnaire, et présente une dynamique fortement couplée, son asservissement nécessite l'emploi d'une technique de commande à la fois puissante et facile à implémenter telle que la commande PID. Notre objectif est le passage à la commande PIDFA qui permet d'améliorer les résultats obtenus par le régulateur classique PID surtout lors des grandes variations de consigne et de perturbations extérieures.

Les résultats obtenus ont montré le bon fonctionnement des lois de commande développées à travers les performances enregistrées, aussi bien pour des simulations effectuées sur le quadrirotor.

La commande PIDFA nous permet d'ajuster en temps réel les paramètres du régulateur PID à l'aide d'un superviseur flou qui conduit à de bonnes performances avec une robustesse contre les perturbations extérieures.

A l'issue des travaux réalisés, cette mémoire ouvre de nouvelles perspectives de recherche parmi lesquelles nous citons :

- Mise en œuvre expérimentale des lois de commande développées sur le d'autres types d'avions sans pilote.
- Généralisation de l'étude des lois de commande proposées pour le cas discret.
- Utilisation des algorithmes d'optimisation pour la détermination des différents paramètres de la loi de commande.

REFERENCES
BIBLIOGRAPHIQUE

References Bibliographies

- [1] D. Krijnen, C. Dekker, AR Drone 2.0 with Subsumption Architecture, In Artificial intelligence research seminar, 2014.
- [2] A. Cavoukian, Privacy and Drones: Unmanned Aerial Vehicles, Information and Privacy Commissioner of Ontario, Canada, 2012.
- [3] S. M. Ahmed, M. H. Shaheed, A. J. Chipperfield et M. O. Tokhi, “Non-linear Modelling of a Twin Rotor MIMO System Using Radial Basis Function Networks”, Proc. IEEE National Aerospace and Electronics Conference (NAECON2000), Dayton, Ohio, USA, 10-12 Oct., pp 313-320, 2000.
- [4] B. Kadmiry et D. Driankov, “A fuzzy Gain-Scheduler for the Attitude Control of an Unmanned Helicopter”, IEEE Transactions on Fuzzy Systems, vol. 12, no. 4, PP 502-515, August 2004.
- [5] S. M. Ahmed, A. J. Chipperfield et M. O. Tokhi, “Dynamic modeling of a two degree-of-freedom Twin Rotor Multi-Input Multi-output System”, Proc. IEEE United Kingdom Automatic Control Conference (UKACC2000), Cambridge, UK, 2000.
- [6] I. Z. Mat Darus, F. M. Aldebrez et M. O. Tokhi, “Parameteic Modelling of A Twin Rotor System Using Genetic Algorithms”, IEEE British Crown Copyright, PP 115-118, 2004.
- [7] J. P. Su, C.C. Wang, “Fuzzy Gain-Scheduled Integral Control and its Application To a Twin Rotor System”, International Journal of Fuzzy Systems, vol 2, no. 3, September. pp 205-219, 2000.
- [8] A. Tayebi, and S McGilvray Attitude stabilisation of a VTOL Quadrotor Aircraft, IEEE Transactions on Control Systems Technology, Vol. 14, No. 3, pp. 562-571, May 2006
- [9] A. Tayebi, and S. Mcgilvray Attitude stabilisation of a four rotor aerial robot, Proceedings of the 43rd IEEE Conference on Decision and Control, Atlantis, Paradise Island, Bahamas, December 2004.
- [10] V. Stefanovic, M. Marjanovic, M. Bajovic, Conceptual system designs civil UAV for typical aerial work applications, in: Proceedings of the 5th International Scientific Conference on Defensive Technologies, Belgrade, Serbia, 18–19 September, 2012.
- [11] J.M. McMichael, M.S. Francis, Micro air vehicles – toward a new generation of flight, USAF, DARPA TTO document, July, 1996.

BIBLIOGRAPHIE

- [12] Khatoon, S., Shahid, M., & Chaudhary, H.(2014). Dynamic modeling and stabilization of quadrotor using PID controller. Advances in Computing, Communications and Informatics (ICACCI, 2014 International Conference on (pp.746-750).IEEE.(2014 a, September).
- [13] G, Romeo, G, Frulla, and E, Cestino. "Design of high-altitude long-endurance solar-Powered unmanned air vehicle for multi-payload and operations". Proc. IMechE Vol. 221 Part G: J. Aerospace Engineering 2007.
- [14] <https://www.absolu-modelisme.com/les-moteurs-brushless>.
- [15] John K. Borchardt. "Unmanned aerial vehicles spur composites use". 2004 Elsevier.
- [16] HobbyLinna (2019) *Li-Po Battery 3S 11,1V 2200mAh 30C T-Connector*. <https://www.hobbylinna.fi/product/li-po-11-1v-2200mah-30c-deanair/VPLP020FD/> Accessed in June 2019.
- [17] <http://jsturm.de/wp/>
- [18] A. K. Cooke (2002). Helicopter test and evaluation. Black well and QinetiQ, Oxford, England.
- [19] Khatoon, S., Shahid, M., & Chaudhary, H.(2014). Dynamic modeling and stabilization of quadrotor using PID controller. Advances in Computing, Communications and Informatics (ICACCI, 2014 International Conference on (pp.746-750).IEEE. (2014, September).
- [20] Ziegler J.G., Nichols N.B, "Optimum settings for automatic controllers", ASME Trans, vol. 64, pp. 759-768, 1942.
- [21] K. Ogata, "Modern Control Engineering, Third Edition". Prentice Hall, 1997
- [22] B. Kosko, "Neural networks and fuzzy systems : A dynamical system approach to machine intelligence", Prentice-Hall, Englewood cliffs, N.J., 1991.
- [23] L. Zadeh, "Fuzzy set", Information and control, vol. 8, pp. 338-354, 1965.
- [24] E.H. Mamdani, "Application of Fuzzy Logic to Approximate Reasoning Using Linguistic Synthesis", IEEE Trans on Computers, vol. 26, No. 12, pp. 1182-1191, December 1977.
- [25] T. Takagi, M. Sugeno, "Fuzzy Identification of Systems and its Application to Modeling and Control", IEEE Trans on Systems, Man and Cybernetics, 15:116-132, 1985.
- [26] B. Bouchon-Meunier, "La logique floue et ses applications", Addison-Wesley, France, SA, 1995.
- [27] K. Laroussi, "Développement d'un superviseur flou appliqué à la commande d'un moteur à induction", Thèse de doctorat, Université M'hamed Bougara, Boumerdes, 2013.

BIBLIOGRAPHIE

- [28] P. J. MacVicar-Whelan, "Fuzzy sets for man machine interaction", International Journal of man-machine studies, N° 8, pp.687-697, 1976.
- [29] T.J. Koo and S. Sastry, "Output tracking control design of a helicopter model based on approximate linearization", Proceedings of the IEEE International Conference on Decision and Control, Florida, USA, pp. 3635-3640, 16-18 Dec 1998.
- [30] I. Kanellakopoulos, P.V. Kokotovic and A.S. Morse, "Systematic design of adaptive controllers for feedback linearizable systems", IEEE Transactions on Automatic Control, 36(11), pp. 1241-1253, 1991.
- [31] S.A. Al-Hiddabi, "Quadrotor control using feedback linearization with dynamic extension", Proceedings of the IEEE International on Mechatronics and its Applications, Sharjah (UAE), pp. 1- 3, 23-26 March 2009.
- [32] R. Mahony, T. Hamel, and A. Dzul, "Hover control via approximate lyapunov control for an autonomous model helicopter", Proceedings of the IEEE International Conference on Decision and Control, Phoenix, USA, pp. 3490-3495, 07-10 Dec 1999.
- [33] F. Mazenc, R. Mahony, and R. Lozano, "Forwarding control of scale model autonomous helicopter : A lyapunov control design", Proceedings of the IEEE International Conference on Decision and Control, Maui, USA, pp. 3960-3965, 09-12 Dec 2003.
- [34] M.L. Martínez, C. Vivas, and M.G. Ortega, "A multivariable nonlinear Hinf control for a laboratory helicopter", Proceedings of the IEEE International Conference on Decision and Control, Seville, Spain, pp. 4065-4070, 12-15 Dec 2005.
- [35] M.L. Martínez, J.M. Diaz, and M.G. Ortega, "Control of a laboratory helicopter using switched 2-step feedback linearization", Proceedings of the [27] IEEE International Conference on American Control Conference, Boston, USA, pp. 4330-4336, 30 Jun-2 Jul 2004.
- [36] K. J. Astrom, B. Wittenmark, "Adaptive control", Addison Wesley, 1989.
- [37] A. Nait Seghir, "Contribution a la commande adaptative et neuronale d'une machine synchrone a aimants permanents", Thèse doctorat, Ecole nationale polytechnique, Alger, 2007.

RESUME

الملخص:

يركز العمل المقدم في هذه المذكرة على وصف وتركيب ونمذجة طائرة رباعية المرواح. قمنا بتطبيق التحكم بال PID، بالمنطق الغامض وال PID التكيفي الغامض (PIDFA) على طائرة رباعية المرواح لتحقيق الاستقرار، حيث تم تحسين معاملات منظم PID باستخدام نظام الاستدلال الضبابي. أظهرت النتائج المحاكات لمراقب PIDFA كفاءة عالية ومتانة جيدة في ظل وجود متغيرات برامترية واضطرابات خارجية.

الكلمات المفتاحية :

طائرة رباعية المرواح – النظام غير خطي – التحكم PID – تحكم منطق غامض – التحكم التكيفي

Résumé :

Les travaux présentés dans ce mémoire portent sur la description, réalisation et la modélisation d'un quadrirotor. Nous avons appliqué la commande PID, la logique floue et le PID flou adaptative (PIDFA) sur une plate forme à quatre rotors pour la stabilisation, les paramètres du régulateur PID ayant été améliorés à l'aide d'un système d'inférence floue. Les résultats de simulation montrent le bon fonctionnement de la commande PIDFA proposée et elle a approuvé une grande efficacité et une bonne robustesse de poursuite de trajectoire en présence des variations paramétriques et les perturbations externes.

Mots clés : quadrirotor, système non linéaire, régulateur PID, commande par logique floue, commande adaptative.

Abstract:

The works presented in this thesis focuses on the description, installation and modeling of a quadcopter. We applied PID control, fuzzy logic control and PID adaptive control (PIDFA) to a quadcopter for stability, where PID regulator transactions were improved using the blurry inference system. PIDFA monitor simulation results showed high efficiency and good robustness in the presence of parametric variation and external disturbances.

Key words: quadcopter– Nonlinear system–PID control–Fuzzy logic control - Adaptive control.