

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique
Université Mohamed Boudiaf - M'sila

Faculté de Technologie

Département de Génie Electrique

N°:



Domaine: Science et Technologie

Spécialité: « Automatique »

Option: « Automatique et Systèmes »

Mémoire de Fin d'étude Pour L'obtention du Diplôme de Master Académique

Présenté par:

Ihaddadene Belkacem & Bahache Anisse

Intitulé

Commandes Non Linéaires d'un Véhicule Aérien

Sous la direction du Dr. Zeghlache Samir

Soutenu le .../09/2020 devant le jury composé de :

RAHALI Hilal	Université Mohamed Boudiaf de M'Sila	Président
ZEGHLACHE Samir	Université Mohamed Boudiaf de M'Sila	Rapporteur
BENYETTOU Loutfi	Université Mohamed Boudiaf de M'Sila	Examineur

Année universitaire 2019 – 2020

Remerciements

*Nous tenions pour commencer à exprimer notre gratitude envers Dieu **ALLAH** Azza Wa Jal pour toutes les choses positives que Dieu a pu nous fournir notamment la motivation, la créativité, ainsi que la discipline qui sont des qualités nécessaires pour pouvoir accomplir notre mémoire.*

*Avec nos remerciements, nous vous prions d'agréer, Monsieur **Dr. Samir Zeghlache** l'expression de nos sentiments très respectueux pour l'aide et le grand soutien que vous avez su nous fournir pour l'élaboration de ce mémoire.*

*Notre gratitude est directement adressée aux **membres du jury** qui prennent le temps d'examiner notre travail nos remerciements vous reviennent.*

*Nos remerciements vont également à nos **familles** nos **proches** qui nous ont soutenus et qui ont eux les capacités nécessaires pour nous aider à aller plus loin. La réussite est le meilleur cadeau que nous pouvons donner à nos parents pour remercier le soutien et l'aide qu'ils nous ont donnés durant ces cinq années.*

*Nous remercions l'**université Mohamed Boudiaf** localisée à M'sila qui a su nous mettre dans de bonnes conditions propices à la réussite de chacun nous en sommes très reconnaissants.*

Dédicaces

C'est avec beaucoup de gratitude et de sincérité que nous dédions ce mémoire à nos familles en particuliers nos chers parents, nos frères, nos sœurs, nos grands-parents, ainsi qu'au reste de nos familles qui nous ont apportées du soutien qui nous ont accompagnés et nous ont fournis de précieux conseils. Ma gratitude revient également à tous nos amis qui ont été là pour nous, et pour finir aux personnes qui nous ont apporté un soutien direct ou même indirect.

Table des matières

TABLE DES MATIERES.....	IV
TABLE DES FIGURES.....	VII
LISTE DES TABLEAUX.....	X
SYMBOLES ET ABREVIATIONS.....	XI
INTRODUCTION GENERALE	1

Chapitre I : ETAT DE L'ART SUR LES DRONES

I.1 INTRODUCTION	3
I.2 GENERALITES SUR LES DRONES.....	3
I.3 EVOLUTION DES DRONES.....	5
I.4 CLASSIFICATION DES DRONES	9
I.4.1 CLASSIFICATION SELON LA TAILLE	9
I.4.2 CLASSIFICATION SELON LA PROPULSION	11
I.4.2.1 Drones à voilures fixes	11
I.4.2.2 Drones à voilures battantes	12
I.4.2.3 Drones à voilures tournantes.....	12
I.5 AVANTAGES ET INCONVENIENTS DE LA CONFIGURATION DES DRONES DE TYPE QUADROTOR.....	16
I.6 REGLEMENTATION CONCERNANT LES DRONES CIVILS EN ALGERIE.....	17
I.7 PROJETS DE RECHERCHE DANS LE DOMAINE DES QUADROTORS.....	18
I.7.1 PROJET MESICOPTER (1999-2001).....	18
I.7.2 X4-FLYER MARK (2002).....	18
I.7.3 PROJET OS4 (2003-2007).....	19
I.7.4 PROJET STARMAC 2007.....	19
I.7.5 FLYING MACHINE ARENA (2008)	20
I.7.6 GRAPS LABS : MAST (2009).....	21
I.8 TECHNIQUES DE COMMANDE DES QUADROTORS	21
I.8.1 COMMANDES LINEAIRES.....	22
I.8.1.1 Commande PID (Proportionnel-Intégral-Dérivé)	22
I.8.1.2 Commande linéaire quadratique / gaussienne (LQ/ LQG).....	22
I.8.1.3 Commande linéaire H_{∞}	23
I.8.2 COMMANDES NON LINEAIRES	23
I.8.2.1 Linéarisation entrée sortie.....	23
I.8.2.2 Commande par backstepping.....	24
I.8.2.3 Commande par mode glissant.....	25
I.8.2.4 Commande hiérarchique	25
I.8.2.5 Autres commandes	25
I.9 CONCLUSION	26

Chapitre II : MODELISATION DYNAMIQUE DU QUADROTOR

II.1 INTRODUCTION.....	27
II.2 DESCRIPTION GENERALE DU QUADROTOR	27

II.3 MOUVEMENTS DU QUADROTOR.....	28
II.3.1 MOUVEMENT VERTICAL.....	29
II.3.2 MOUVEMENT DE ROULIS	30
II.3.3 MOUVEMENT DE TANGAGE	30
II.3.4 MOUVEMENT DE LACET	30
II.3.5 MOUVEMENTS DE TRANSLATION	31
II.4 MODELE DYNAMIQUE DU QUADROTOR.....	32
II.4.1 ANGLES D'EULER	33
II.4.2 VITESSES ANGULAIRES	34
II.4.3 VITESSES LINEAIRES	35
II.4.4.1 Forces	35
II.4.4.2 Moments	36
II.4.5 EFFETS GYROSCOPIQUES	37
II.4.5.1 Moment gyroscopique des hélices	37
II.4.5.2 Moment gyroscopique dû aux mouvements du quadrotor	37
II.4.6 DEVELOPPEMENT DU MODELE MATHEMATIQUE SELON NEWTON-EULER	37
II.4.6.1 Dynamique de translation	39
II.4.6.2 Dynamique de rotation.....	39
II.4.7 CONTRAINTES NON HOLONOMES	40
II.4.8 REPRESENTATION D'ETAT DU SYSTEME :	41
II.5 PARAMETRES DU QUADROTOR	42
II.6 CONCLUSION.....	43

Chapitre III : RESULTATS ET DISCUSSIONS

III.1 INTRODUCTION	45
III.2 COMMANDE PID.....	45
III.2.1 ACTION PROPORTIONNELLE	46
III.2.2 ACTION INTEGRALE	46
III.2.3 ACTION DERIVEE	46
III.2.4 SCHEMA DE REGULATION ET PARAMETRES DE REGULATEURS	47
III.2.5 RESULTATS DES SIMULATIONS PID	48
III.3 COMMANDE PAR LINEARISATION ENTREE-SORTIE.....	50
III.3.1 SYNTHESE DE LA COMMANDE	51
III.3.2 RESULTATS DE SIMULATIONS DE LA COMMANDE PAR LINEARISATION ENTREE SORTIE	56
III.4 COMMANDE PAR MODE GLISSANT.....	58
III.4.1 CHOIX DE LA SURFACE DE GLISSEMENT	59
III.4.2 CONDITIONS D'EXISTENCE DU REGIME GLISSANT	59
III.4.2.1 Approche directe	60
III.4.2.2 Approche de LYAPUNOV	60
III.4.3 PHENOMENE DE CHATTERING (BROUTEMENT)	60
III.4.4 SYNTHESE DE LA COMMANDE SMC.....	61
III.4.4.1 Démonstration des expressions de commandes.....	61
III.4.5 RESULTATS DE SIMULATIONS DE LA COMMANDE PAR MODE GLISSANT	66
III.5 COMMANDE PAR MODE GLISSANT D'ORDRE SUPERIEUR	70
III.5.1 COMMANDE PAR MODE GLISSANT D'ORDRE DEUX.....	70
III.5.2 ALGORITHME DE SUPER-TWISTING	71
III.5.3 RESULTATS DES SIMULATIONS DE LA COMMANDE PAR SUPER TWISTING.....	72
III.6 COMMANDE PAR MODE GLISSANT D'ORDRE SUPERIEUR AVEC DES GAINS ADAPTES PAR LOGIQUE FLOUE.....	74

III.6.1 ELEMENTS DE BASE DE LA LOGIQUE FLOUE.....	75
III.6.1.1 Ensembles flous.....	75
III.6.1.2 Variables linguistiques.....	75
III.6.1.3 Opérateurs de la logique floue.....	76
III.6.1.4 Univers de discours.....	77
III.6.1.5 Fonction d'appartenance.....	77
III.6.2 APPLICATION DE LA LOGIQUE FLOUE AUX GAINS.....	77
III.6.3. RESULTATS DES SIMULATIONS DE L'ADAPTATION DES GAINS DE SUPERTWISTING PAR LOGIQUE FLOUE.....	86
III.7. COMPARAISON ENTRE LES COMMANDES.....	88
III.7.1 COMPARAISON QUANTITATIVE ENTRE LES COMMANDES.....	88
III.7.2 COMPARAISON QUALITATIVE ENTRE LES COMMANDES.....	93
III.8 CONCLUSION.....	96
CONCLUSION GENERALE.....	97
BIBLIOGRAPHIE	

Table des figures

Chapitre I

I.1 RQ-Global Hawk -----	4
I.2 ASV100 -----	5
I.3 Toupie Chinoise -----	5
I.4 Modèle volant de Da Vinci -----	5
I.5 Pigeon de George Cayley -----	6
I.6 Breguet-Richet Gyroplane No 1 -----	7
I.7 Aerial Target -----	7
I.8 Avion voisin BN3 -----	8
I.9 Radioplane OQ-2 -----	8
I.10 (a) Neuron, (b) Global Hawk, (c) X-45 -----	10
I.11 (a) Pedator, (b) Eagle 1-----	10
I.12 (a) Dragon Eye, (b) Hovereye -----	10
I.13 PicoFlyer drone -----	11
I.14 Dirigeable -----	12
I.15 Drones à voilures battantes -----	12
I.16 Avion 3D -----	13
I.17 Hélicoptères classique, tendam et co-axial -----	13
I.18 T-Wing -----	14
I.19 Trirotor, Vectron, Dragonfly 53 -----	15
I.20 Quadrotor -----	15
I.21 Mesicopter -----	18
I.22 MARK -----	19
I.23 Quadrotor OS4 -----	19
I.24 STARMAC -----	20
I.25 Flying Machine Arena -----	21
I.26 Principe de la commande LQG -----	23

Chapitre II

II.1 Structure générale d'un quadrirotor -----	28
II.2 Mouvement vertical -----	29
II.3 Mouvement de roulis -----	30
II.4 Illustration du mouvement de tangage -----	31
II.5 Mouvement de lacet -----	31
II.6 Illustration du mouvement de translation -----	32
II.7 Géométrie du quadrirotor -----	33

Chapitre III

III.1 Schéma de régulation PID-----	47
III.2 Résultats de poursuite des trajectoires désirées (X, Y, Z, ψ) -----	49
III.3 Résultats de simulation des angles (ϕ, θ) -----	49
III.4 Trajectoire globale du Quadrotor en 3D-----	50
III.5 Résultats de poursuite des trajectoires désirées (ψ, X, Y, Z) -----	56
III.6 Résultats de simulation des angles (ϕ, θ) -----	57
III.7 Trajectoire globale du Quadrotor en 3D-----	57
III.8 Principe de la commande par mode glissant -----	58
III.9 Phénomène de chattering -----	61
III.10 Résultats de poursuite des trajectoires désirées (ψ, X, Y, Z) -----	67
III.11 Résultats de simulation des angles (ϕ, θ) -----	68
III.12 Trajectoire globale du Quadrotor en 3D-----	68
III.13 Résultats de poursuite des trajectoires désirées (ψ, X, Y, Z) -----	73
III.14 : Résultats de simulation des angles de roulis et de tangage (ϕ, θ) -----	73
III.15 : Trajectoire globale du Quadrotor en 3D-----	74
III.16 Variables linguistiques -----	76
III.17 Fonctions d'appartenance plus utilisé -----	77
III.18 Erreur de position et sa dérivée sur l'axe Z (premier gain) -----	78
III.19 Erreur de position et sa dérivée sur l'axe Z (deuxième gain) -----	78
III.20 Erreur de position et sa dérivée sur l'axe ϕ (premier gain) -----	78

III.21 Erreur de position et sa dérivée sur l'axe ϕ (deuxième gain) -----	79
III.22 Erreur de position et sa dérivée sur l'axe θ (premier gain) -----	79
III.23 Erreur de position et sa dérivée sur l'axe θ (deuxième gain) -----	79
III.24 Erreur de position et sa dérivée sur l'axe ψ (premier gain) -----	80
III.25 Erreur de position et sa dérivée sur l'axe ψ (deuxième gain) -----	80
III.26 Erreur de position et sa dérivée sur l'axe X (premier gain) -----	80
III.27 Erreur de position et sa dérivée sur l'axe X (deuxième gain) -----	81
III.28 Erreur de position et sa dérivée sur l'axe Y (premier gain) -----	81
III.29 Erreur de position et sa dérivée sur l'axe Y (deuxième gain) -----	81
III.30 Sortie de régulateur flou du premier gain de U1-----	82
III.31 Sortie de régulateur flou du deuxième gain de U1-----	82
III.32 Sortie de régulateur flou du premier gain de U2-----	82
III.33 Sortie de régulateur flou du deuxième gain de U2-----	83
III.34 Sortie de régulateur flou du premier gain de U3-----	83
III.35 Sortie de régulateur flou du deuxième gain de U3-----	83
III.36 Sortie de régulateur flou du premier gain de U4-----	84
III.37 Sortie de régulateur flou du deuxième gain de U4-----	84
III.38 Sortie de régulateur flou du premier gain de Ux-----	84
III.39 Sortie de régulateur flou du deuxième gain de Ux-----	85
III.40 Sortie de régulateur flou du premier gain de Uy-----	85
III.41 Sortie de régulateur flou du deuxième gain de Uy-----	85
III.42 Résultats de poursuite des trajectoires désirées (ψ, X, Y, Z)-----	87
III.43 Résultats de simulation des angles (ϕ, θ)-----	87
III.44 Trajectoire globale du Quadrotor en 3D -----	88
III.45 Energie consommée par les commandes PID, F.L, MG1, Sup. twis et FloueSup.twis-----	91
III.46 Erreur quadratique intégrée-----	91
III.47 Comparaison entres les commandes sur l'axe X-----	94
III.48 Comparaison entres les commandes sur l'axe Y-----	94
III.49 Comparaison entres les commandes sur l'axe Z-----	95
III.50 Comparaison entres les commandes sur l'angle Psi-----	95

Liste des tableaux

Tableau II.1 : Paramètres physiques du modèle du quadrotor-----	42
Tableau III.1 : Paramètres de PIDs-----	48
Tableau III.2 Erreurs et énergie des stratégies de commande -----	89
Tableau III.3 classements des commandes selon les erreurs de chaque axe-----	93

Symboles et abréviations

Liste des abréviations

UAV	Unmanned Aerial Vehicle
HALE	Haute Altitude Longue Endurance
MALE	Moyenne Altitude Longue Endurance
VTOL	Vertical Take-off and Landing aircraft
X4	quadrirotor
CRTI	Centre de recherche en technologies industrielles
UNA	université nationale d’Australie
EPFL	Ecole Polytechnique Fédérale de Lausanne
ASL	Laboratoire des Systèmes Autonomes
OS4	Omnidirectionnel Stationary Flying Outstretched Robot
STARMAC	Stanford Testbed of Autonomous Rotorcraft for Multi-Agent Control
MAST	Micro Autonomous System Technologies
PID	Proportionnel Intégrateur Dérivé
LQ	linéaire quadratique
LQG	linéaire quadratique gaussienne
6 DDL	6 degré de liberté
VSC	technique de commande non linéaire à structure variable
SMC	sliding mode control
ISE	Integral Square Error

Liste des symboles

$\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_4$	Vitesse de rotation des Moteurs M1, M2, M3, M4
R^b	Un repère fixe lié à la terre
R^m	Un repère mobile
ζ	Le vecteur de position
R	la matrice de rotation
ϕ	L’angle de roulis

θ	L'angle de tangage
ψ	L'angle de lacet
Ω	Vitesse angulaire
V	Vitesse linéaire
P	La force de pesanteur
g	La gravité
F_i	Les forces de poussée de chaque moteur
b	Le coefficient de portance
T_h	La force de traînée dans les hélices
d	Le coefficient de drag
F_t	La force de traînée selon les axes (x, y, z)
M_i	Moments dus aux forces
l	La longueur du bras entre le rotor et le centre de gravité du quadrirotor
M_{gh}	Moment gyroscopique des hélices
M_{gm}	Moment gyroscopique dû aux mouvements du quadrirotor
F_f	La force totale générée par les quatre rotors
F_t	La force de traînée
F_g	La force de pesanteur
$S(\Omega)$	La matrice antisymétrique
n_i	L'ordre du sous-système
r_i	Le degré relatif du sous-système
$s(\mathbf{x})$	La surface de glissement
λ	Un scalaire positif qui représente la pente de la surface de glissement

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. 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 quadrotors peuvent être divisées 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. C'est dans cet axe que se situe notre mémoire intitulé commandes non linéaire d'un véhicule aérien.

Ce travail a été abordé à travers trois chapitres :

Le premier chapitre intitulé état de l'art sur les drones vise à présenter des généralités sur les drones à savoir leur l'historique, leurs classifications et les différentes types de commande etc.

Le deuxième chapitre 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.

Le troisième chapitre intitulé résultats et discussions, présente et discute les résultats obtenus après l'application d'un ensemble de commandes à savoir : la commande PID, la commande par linéarisation entrée sortie, la commande par mode glissant d'ordre 1 et d'ordre supérieure (supertwisting) et une adaptation des gains par logique floue.

Enfin une conclusion clôture ce mémoire.

ETAT DE L'ART SUR LES DRONES

I.1 INTRODUCTION	3
I.2 GENERALITES SUR LES DRONES.....	3
I.3 EVOLUTION DES DRONES.....	5
I.4 CLASSIFICATION DES DRONES	9
I.4.1 CLASSIFICATION SELON LA TAILLE	9
I.4.2 CLASSIFICATION SELON LA PROPULSION	11
I.5 AVANTAGES ET INCONVENIENTS DE LA CONFIGURATION DES DRONES DE TYPE QUADROTOR.....	16
I.6 REGLEMENTATION CONCERNANT LES DRONES CIVILS EN ALGERIE	17
I.7 PROJETS DE RECHERCHE DANS LE DOMAINE DES QUADROTORS.....	18
I.7.1 PROJET MESICOPTER (1999-2001).....	18
I.7.2 X4-FLYER MARK (2002).....	18
I.7.3 PROJET OS4 (2003-2007).....	19
I.7.4 PROJET STARMAC 2007.....	19
I.7.5 FLYING MACHINE ARENA (2008)	20
I.7.6 GRAPS LABS : MAST (2009)	21
I.8 TECHNIQUES DE COMMANDE DES QUADROTORS	21
I.8.1 COMMANDES LINEAIRES.....	22
I.8.2 COMMANDES NON LINEAIRES	23
I.9 CONCLUSION	26

Résumé

Ce chapitre intitulé état de l'art sur les drones vise à présenter des généralités sur les drones à savoir leur historique, leurs classifications et les différents types de commande e

I.1 Introduction

L'homme a toujours rêvé de voler et de conquérir l'espace, effectivement il a pu inventer des avions de différentes tailles. Grâce aux progrès de l'électronique à la fois, la capacité de traitement et de la miniaturisation, des avions de petite taille sans pilote appelés drones ont vu le jour. Ces derniers présentent un concept multidisciplinaire qui combine plusieurs domaines d'ingénierie tels que le génie électrique, le génie mécanique et l'automatique. 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.

Dans ce chapitre, nous présentons les drones, leurs classifications, leurs champs d'application ainsi que l'analyse bibliographique des différentes techniques de commande des drones.

I.2 Généralités sur les drones

Le terme 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]. Cet objet volant est susceptible d'emporter différentes charges utiles (caméras, capteurs, équipements de communication, etc...), le rendant capable d'effectuer des tâches spécifiques, pendant une durée de vol qui peut varier en fonction de ses capacités, de quelques minutes à 40 heures. Ces objets volants peuvent être de différentes tailles ; de quelques centimètres pour les modèles miniatures à plusieurs mètres pour les drones spécialisés (surveillance, renseignement, combat, loisirs) [2].

Le mot drone d'origine anglaise signifie bourdon ou faux-bourdon (mâle de l'abeille) a été attribué dans les années 1930 au Royaume-Uni à ces engins volants suites à leur vol bruyant, lent et paresseux qui ressemblait plus à celui du bourdon. En français, ce terme est employé pour désigner des véhicules aériens, terrestres, de surface ou sous-marins, alors que la classification anglo-saxonne distingue chaque type d'appareil [3].

Les drones ont été utilisés en premiers lieu dans des applications militaires, telle que la surveillance, la reconnaissance, plateforme de désignation de cible et comme arme. Puis, plusieurs applications civiles sont devenues concurrentes, notamment dans l'observation

des phénomènes naturels (Avalanches, volcans...), la pulvérisation des pesticides sur les surfaces agricoles, la surveillance de l'environnement (exemple : mesures de la pollution) et des réseaux routiers, la maintenance des infrastructures, etc... [4]. Aujourd'hui, plusieurs modèles d'UAVs sont disponibles suivant leurs domaines d'application et leur mission accordée. Parmi ces modèles, on distingue les UAVs à ailes fixes (Figure I.1), les UAVs à ailes battantes (Figure I.2) et les aéronefs à décollage et atterrissage vertical (à voilures tournantes) [4].

La caractéristique essentielle des drones est qu'ils sont récupérables, à l'inverse des missiles, avec lesquelles ils sont souvent confondus par beaucoup de gens [3].

Grâce aux progrès de l'électronique à la fois, la capacité de traitement et de la miniaturisation, les drones présentent un concept multidisciplinaire qui combine plusieurs domaines d'ingénierie tels que le génie électrique, le génie mécanique et l'automatique [7].



Figure I.1 RQ-Global Hawk [5]



Figure I.2 ASV100[6]

I.3 Evolution des drones

L'homme a toujours rêvé de voler et de conquérir l'espace. Il se trouve que ce sont les chinois, 400 ans avant J-C ; qui inventèrent les premiers, un jouet qui s'élevait en le faisant tourner rapidement entre les mains, dit 'toupie chinoise' illustré par la Figure I.3

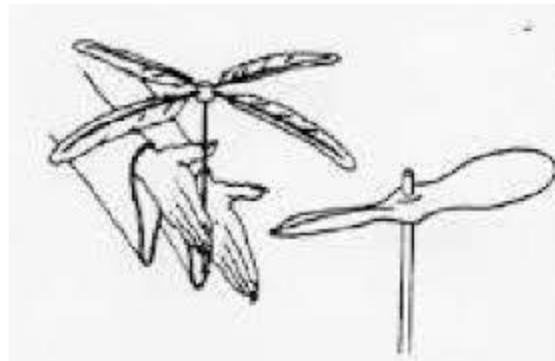


Figure I.3 Toupie Chinoise [8]

Dès 1480, Léonard da Vinci avait dessiné une machine (Figure I.4), composé de vis aérienne, et de voilure tournant autour d'elle [9]. Borrelli, en 1680, et Paucton, en 1768, reprirent l'étude de ces théories.

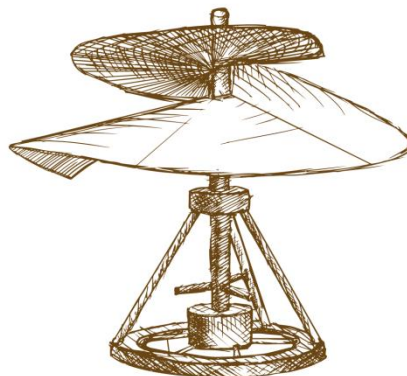


Figure I.4 Modèle volant de Da Vinci [10]

En 1754, le Russe Lomonossov essaya devant un aréopage scientifique un modèle complexe à deux rotors coaxiaux contrarotatifs, mus par un mécanisme d'horlogerie, et démontre l'existence d'une force de sustentation. Le 28 avril 1784 lorsque le naturaliste Launoy et le physicien Bienvenu produisent devant l'Académie des sciences une maquette réduite à deux hélices contrarotatives, mû par un mécanisme de ressort à arc, découverte reprise en 1795 par George Cayley Figure I.5.



Figure I.5 Pigeon de George Cayley [11]

En 1849, Venise a été bombardée pour la première fois dans l'histoire au moyen de ballons sans pilote munis de bombes à retardement et ce fut à partir du Vulcano.

En 1862, le français Ponton d'Amécourt, à qui l'on doit le mot "hélicoptère" et en 1877, l'italien Forlanini réalisèrent des appareils, munis de moteurs à vapeur. Dix ans plus tard le Français Trouve fait décoller un modèle doté d'un moteur électrique, dont l'alimentation est obtenue depuis le sol par de fins fils en cuivre.

En 1898, Nikola Tesla était le premier à développer le concept d'une machine volante contrôlée à distance qu'il a démontré avec 'tele-automation'. Tesla a passé son idée à Peter Cooper Hewitt, qui l'a transmis à Elmer Sperry, ce dernier a établi le domaine de l'aviation sans pilote. C'est en 1907, une semaine avant l'hélicoptère de Paul Cornu, que le premier véritable décollage au monde d'un hélicoptère est réussi. Louis Breguet et Charles Richet parviennent à effectuer un vol stationnaire à 50 cm du sol avec une machine volante à décollage vertical de leur invention nommée le "gyroplane", ce n'est qu'un quadrotor propulsé par un moteur à essence (Figure I.6) [12-13], ce vol fut si instable qu'il a fallu quatre hommes pour tenir la machine.

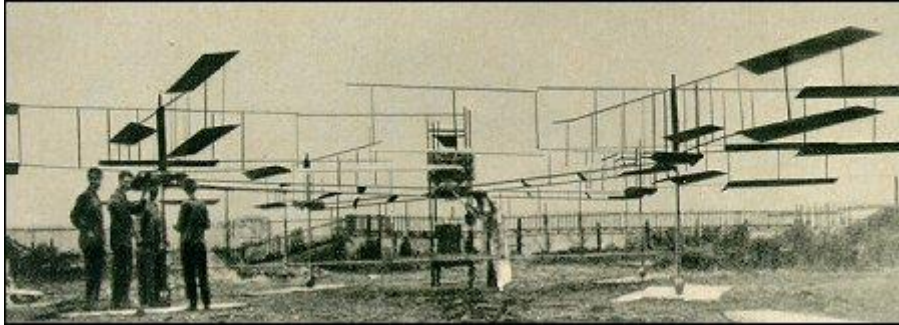


Figure I.6 Breguet-Richet Gyroplane No 1[14]

En 1914, le fils de Sperry a montré publiquement la stabilisation automatique d'un avion.

En 1916, l'ingénieur Archibald Low a conçu un avion cible (l'Aerial Target) au Royaume Uni (Figure I.7).



Figure I.7 Aerial Target [15]

Le 2 juillet 1917, le capitaine français Max Boucher parvenait à faire voler le premier drone (sans pilote) de l'histoire depuis le camp d'Avord sur 1 km [2].

Le 14 septembre 1918, il avait amélioré son système, et faisait voler son Voisin BN3 sur une centaine de kilomètres pendant 51 minutes. L'avion sans pilote radio-commandé, véritable drone, était né. A cette époque-là, l'armée française ne trouva pas d'intérêt à cette nouvelle technologie (Figure I 8).

Des améliorations ont vu le jour pendant et après la première guerre mondiale. En effet des avions sans pilote radiocommandés sont apparus avec les tentatives de torpilles aériennes télécommandées par des ondes de télégraphie sans fil et embarquant un gyroscope.

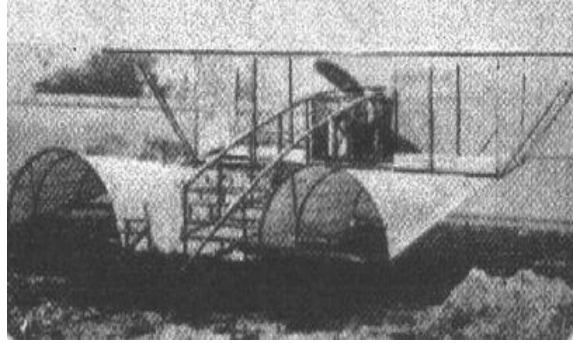


Figure I.8 Avion voisin BN3[16]

Dans les années 1930, l'emploi d'avions-cibles autonomes est apparu tant au Royaume-Uni qu'aux États-Unis d'Amérique où le Radioplane OQ-2 (Figure I.9), avion de taille réduite télé piloté, fut construit en grande série.

En 1938, l'armée allemande développa des recherches à partir de vecteurs guidés à distance sous la forme de bombes planantes antinavires, de bombes antichars radioguidées et de véhicules à chenilles filoguidés.



Figure I.9 Radioplane OQ-2 [17]

Le vrai démarrage des drones remonte à la guerre de Corée et aussi celle du Viêtnam. À cette époque de la guerre froide, le drone a été développé de façon confidentielle par les États-Unis d'Amérique comme un moyen de supériorité stratégique et de rupture capacitaire devant son ennemi Russe, lui permettant ainsi, la surveillance et l'intervention militaire sans encourir les risques humains que l'opinion public ne supportait pas. Cette supériorité a été acquise au travers de l'innovation technologique, surtout dans les domaines de l'automatique et des transmissions.

Les drones ont été ensuite présents dans tous les conflits et les opérations de maintien de la paix afin de réduire le nombre de pertes humains à zéro. Il a notamment été employé au Kosovo, Tchad et lors des attaques aériennes américaines au Pakistan ou contre la piraterie maritime, par les Américains qui l'ont introduit en 2009.

A Evian, en 2003, c'est encore un drone (Hunter) qui a successivement assuré le bon déroulement (surveillance) des Réunions du G8, ainsi que les cérémonies de célébration du 60^{ème} anniversaire du débarquement des alliés en Normandie en 2004. Les exemples d'utilisation civile, eux, se font plus rares. On peut toutefois citer la surveillance urbaine en Afrique du sud, et le traitement des cultures effectué au Japon par des drones hélicoptères télécommandés. En France, deux drones Miniatures sont en expérimentation au sein de la Gendarmerie nationale et du GIGN (Coccinelle).

A la fin du mois de Juin 2019, l'Algérie a utilisé des drones de type El-Jazaïr-55 qu'elle a fabriqué pour reconnaissance et la destruction d'objectifs de groupes terroristes selon un communiqué du ministre de la défense national [18].

I.4 Classification des drones

La classification des drones est difficile, car ils offrent une grande variété de types sous différents critères comme : la taille, la fonction et l'application, l'altitude, les systèmes de contrôle, l'endurance et l'autonomie, la voilure (fixe, tournante ou battante), etc...

Ces classes sont résumées ci-après :

I.4.1 Classification selon la taille

On distingue quatre types de drones : les drones Haute Altitude Longue Endurance (HALE), Moyenne Altitude Longue Endurance (MALE), micro drones et mini drones. Ces catégories sont décrites ci-dessous :

- **HALE (Haute Altitude Longue Endurance) :** Ce sont des drones de grande taille, le plus souvent à voilure fixe. Ils peuvent rester très longtemps en vol à haute altitude (20 km) et collecter des informations sur une période allant de 12 à 48 heures. Comme le Global Hawk (Northrop Gumman), le Neuronet le X-45 illustrés sur la Figure I.10.
- **MALE (Moyenne Altitude Longue Endurance) :** Ils sont destinés pour des longues durées de vols à moyenne altitude (entre 5 et 12 km) opérationnelle, ayant une grande autonomie. Tels que le Eagle 1 (EADS) et le Predator (General Atomics) présentés la Figure I.11.



Figure I.10 (a)Neuron [19], (b) Global Hawk [20], (c)X-45 [21].

Ces deux types de drones stratégiques appartiennent à la classe de grande taille. Ils peuvent emporter des armes, ce qui nécessite généralement d'avoir un humain dans la boucle, à qui revient la décision de tirer ou d'annuler la mission.

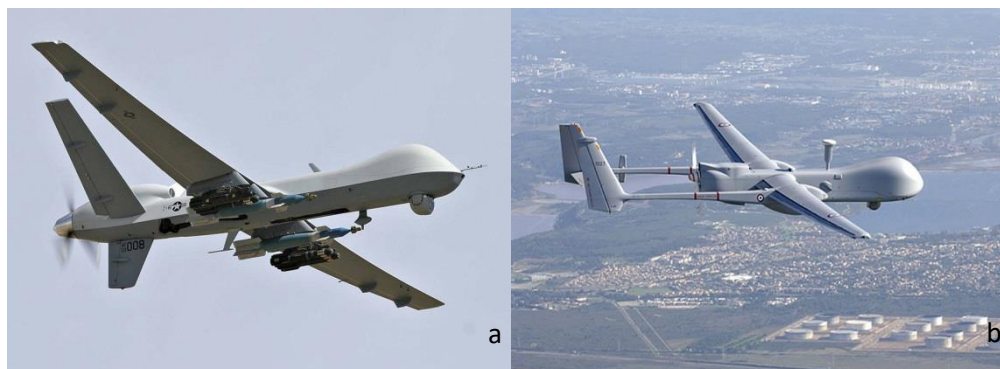


Figure I.11 (a)Pedator [22], (b) Eagle 1[23].

- **Mini-drones** : Ce sont des drones de poids léger et de petite taille (jusqu'à quelques kilogrammes et d'une envergure de 1 à 2 mètres) ayant une autonomie relativement faible (de 10 à 30 minutes). Ils sont généralement utilisés pour l'observation de zones difficiles d'accès comme le Dragon Eye (AeroVironment) et le Hovereye (Bertin Technologies) illustré dans la Figure I.12. Les mini drones peuvent voler jusqu'à 300 m.

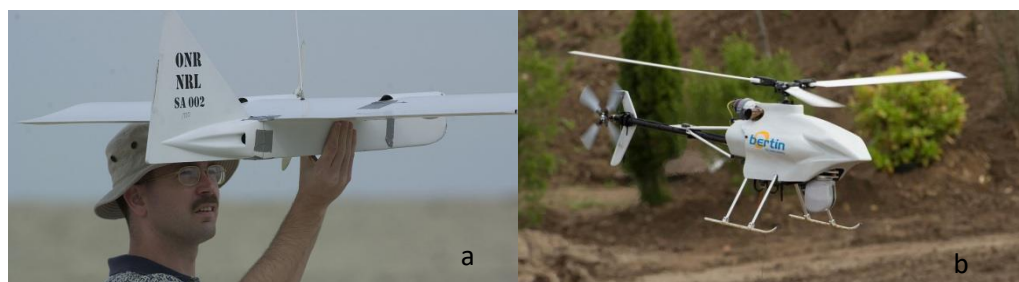


Figure I.12 (a)Dragon Eye [24], (b) Hovereye [25]

- **Micro-drones** : Ce sont des drones de taille très petite allant de quelques centimètres à une dizaine de centimètres, emportant une charge très légère généralement peu autonomes comme le PicoFlyer (Proxyflyer) illustré sur la Figure I.13. Ils représentent la 3^{ème} génération des drones.

Remarque :

Les mini drones, micro drones et drones MALE peuvent être classés dans la catégorie des drones tactiques [7]

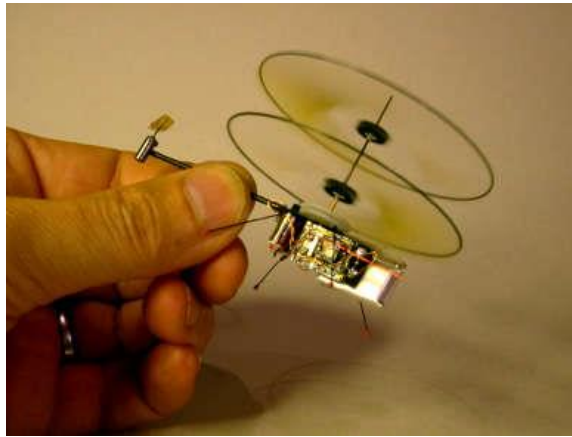


Figure I.13 PicoFlyer drone [26]

I.4.2 Classification selon la propulsion

Selon le fonctionnement aérodynamique, les drones peuvent être structurés en trois familles [27-28], à savoir : les drones à voilures fixes, les drones à voilures battantes et les drones à voilures tournantes.

I.4.2.1 Drones à voilures fixes

Les drones à voilures fixes utilisent des ailes fixes dans leur déplacement, ce qui nécessite une piste de décollage et d'atterrissage. Ils peuvent être plus lourd (avion) ou plus léger (dirigeable, voir la Figure I.14) que l'air. Les dirigeables ont l'avantage d'être stable et d'avoir moins de vibrations mécaniques.



Figure I.14 Dirigeable [29]

I.4.2.2 Drones à voilures battantes

Les ailes battantes constituent un système de propulsion alternatif pour les mini et micro-drones, les battements d'ailes sont inspirés du vol des oiseaux ou des insectes. Les drones à ailes battantes assurent des vols stationnaires imitant la trajectoire des insectes (Figure I.15).

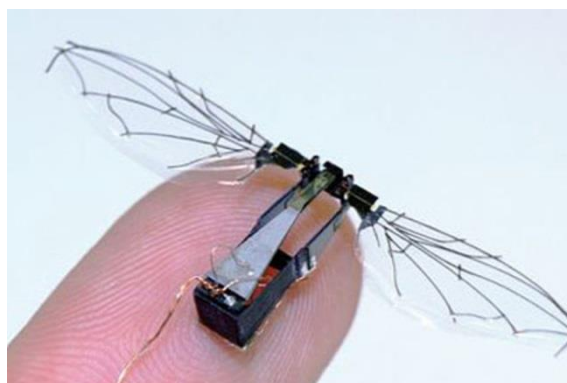


Figure I.15 Drones à voilures battantes [30]

I.4.2.3 Drones à voilures tournantes

Les drones à voilures tournantes sont des UAVs caractérisés par un décollage et atterrissage vertical (en anglais Vertical Take-off and Landing aircraft ou VTOL), ils ont plusieurs avantages comparés aux drones à ailes fixes. Ils peuvent réaliser un vol stationnaire à basse vitesse et à faible altitude, ce qui est très utile en cas de surveillance et de poursuite et permet d'acquérir des informations détaillées sur les secteurs surveillés. De même, la possibilité du décollage et l'atterrissage vertical de ces engins permet leur emploi dans n'importe quel terrain, à l'inverse des drones à ailes fixes, qui requièrent des pistes préparées pour leur décollage et leur atterrissage. En plus, ils peuvent effectuer des mouvements dans n'importe quelle direction dans leur plan latéral [27]. Il existe plusieurs configurations de ces aéronefs (VTOL) selon le nombre de rotors.

- **Drones monorotors** : Les drones monorotors utilisent un seul rotor qui joue le rôle d'un actionneur principal. Dans cette catégorie on trouve l'avion appelé 3D (figure I.16). Ces avions ont un moteur puissant qui permet un décollage vertical et des ailerons d'une grande surface pour assurer la maniabilité de l'appareil. Ces avions mono rotor se développent de plus en plus car ils offrent l'avantage de pouvoir voler comme un avion normal, ce qui donne la possibilité de se déplacer rapidement de manière très économique en termes d'énergie [3].



Figure I.16 Avion 3D [31]

- **Drones birotors** : On distingue deux catégories de drones birotors, ceux utilisant un ou deux plateaux cycliques tel que l'hélicoptère classique, l'hélicoptère en tandem et l'hélicoptère coaxial (Figure I.17) et ceux ayant des pales à pas fixe tel que le T-wing [27-28].



Figure I.17 Hélicoptères classique [7], tandem [32], etco-axial [33]

Pour les bi-rotors à pales de pas fixe (sans plateaux cycliques), on ne peut pas générer une force et trois couples avec seulement deux rotors indépendants. Donc, on doit ajouter soit des ailerons, soit des mécanismes pour faire pivoter les rotors. Ainsi, on trouve dans cette catégorie le bi-rotor avec des ailerons, deux rotors sur des axes différents et des ailerons dans le flux d'air des rotors pour obtenir les couples nécessaires à la commande en 3D. Les rotors peuvent tourner en même sens ou en sens contraire (Figure I.18).

Les deux rotors peuvent pivoter soit sur un seul axe, soit sur deux axes différents.



Figure I.18 T-Wing [34]

- **Drones trirotors** : A cette catégorie de drones se rattache trois types de drone à savoir, le trirotor, le vectron et l'hélicoptère auto-stable (Figure I.19).

Le tri-rotor est composé de deux rotors à l'avant qui tournent en sens contraire et un rotor à l'arrière avec orientation réglable. Son fonctionnement est similaire à celui d'un quadrotor mais sa performance en vol n'est pas aussi satisfaisante (Figure I.19(a)). Le vectron quant à lui, est formé de trois rotors tournant dans le même sens, ce qui fait tourner l'appareil dans le sens contraire. Ce dernier possède des moteurs à vitesses variables très précises de manière à obtenir des couples de tangage et de roulis (Figure I.19(b)). L'hélicoptère auto-stable est composé de deux rotors à pas fixe montés sur le même axe et tournant dans des sens opposés (Figure I.19(c)). Le tangage est obtenu grâce au rotor situé sur la queue de l'appareil.



Figure I.19 (a)Trirotor [35], (b)Vectron [8], (c)Dragonfly 53[7]

- **Drones Quadrotors** : Le Quadrotor appelé aussi hélicoptère quadrirotor ou quadcopter, est un drone multi-rotors soulevé et propulsé par quatre moteurs situés aux extrémités d'une croix généralement en fibre de carbone (Figure I.20), pour cela, on le désigne par X4. Ces quatre rotors lui procurent la force verticale (portance), responsable du décollage de l'engin.



Figure I.20 Quadrotor [36]

Les rotors diamétralement opposés tournent dans le même sens afin d'éliminer les anti-couples des hélices entre elles et éviter que l'appareil tourne sur lui-même autour de son axe du lacet (stabilité en lacet).

Remarque : Dans la structure d'un hélicoptère standard, l'effet de l'anti-couple est éliminé grâce au rotor de la queue [37].

A l'équilibre, le drone est soit en position stationnaire, soit en mouvement vertical (ascendant ou descendant). En plus, les rotors sont généralement non articulés. Le mouvement du quadrotor est contrôlé par la variation de vitesse de chaque rotor qui affecte

la force de portance et le couple créé par chaque moteur. En effet pour changer l'altitude, on fait varier identiquement la vitesse de rotation des quatre rotors.

Lorsque les quatre moteurs tournent à la même vitesse et que tous les éléments sont identiques (hélices, dimensions, masses), le quadrotor est théoriquement en vol stationnaire (c.à.d. la poussée globale des quatre rotors compense le poids de l'engin). Il existe aussi une version de ces engins (X4) dans laquelle tous les rotors tournent dans le même sens, dont deux (rotors) sont inclinés par rapport à l'horizontale de manière à créer un couple de lacet. Cette inclinaison peut être fixe ou variable et permet de contrôler la rotation autour de l'axe Z. C'est à ce genre d'engins qu'on s'intéresse au cours de ce mémoire.

L'élément de contrôle se trouve, en général, au centre de la croix qui n'est que le centre de gravité de l'engin. Le quadrotor étant une configuration complètement instable, donc, il est intéressant de développer des algorithmes qui permettent de commander chaque rotor séparément pour contrarier l'inclinaison sur chaque axe et ainsi assurer la stabilité de l'appareil [8].

Sur le marché on trouve les types suivantes du quadrotor le Draganfly (Canada) l'intellicopter (Allemagne) et plus récemment le X-UFO(Chine) [27].

I.5 Avantages et inconvénients de la configuration des drones de type quadrotor

La conception du quadrotor offre de réels avantages par rapport aux autres configurations de drone [38] parmi lesquels, on cite :

- Leurs petites tailles et leur manœuvrabilité leur permettent de voler dans des environnements fermés (Indoor) ou ouverts (Outdoor) et près des obstacles à l'opposition des autres véhicules aériens ;
- Maintenance facile (gain en coût) grâce à la simplicité de sa mécanique ;
- Aucun embrayage n'est exigé entre le moteur et le rotor et aucune exigence n'est donnée sur l'angle d'attaque des rotors ;
- Quatre petits rotors prennent place du grand rotor de l'hélicoptère ce qui réduit énormément l'énergie cinétique stockée et minimise les dégâts en cas d'accidents ;
- Décollage et atterrissage verticaux ;

- Configuration commandée en variant seulement la vitesse de rotation des quatre moteurs ;

- Capacité de portance à cause de la présence de quatre rotors au lieu d'un qui peut être augmenté en rallongeant les pales d'un rotor ou en augmentant leur nombre, mais à cause de phénomènes aérodynamiques et d'encombrement, cela à des limites [39] ;

- Réduction de l'effet gyroscopique ;

- Dynamique est plus faible que celle de l'hélicoptère ce qui ne nécessite pas un temps de réaction rapide ;

Toutefois, le quadrotor possède pas mal d'inconvénients qui l'empêchent encore d'être en tête de la section des UAV's, on peut citer :

- Malgré ses quatre rotors et son équilibre stationnaire, le quadrotor reste un système sous actionné et dynamiquement instable ;

- Le rapport portance-poids reste faible, bien que la portance est avantagée par les quatre rotors, le poids du quadrotor à vide augmente forcément avec, ce qui résulte en le fait qu'un grand pourcentage de la portance gagnée est utilisée pour soulever le poids du véhicule même ;

- Leur technologie reste émergente, ce qui n'encourage pas les industriels pour investir dessus [39].

I.6 Réglementation concernant les drones civils en Algérie

En Algérie, un projet de loi visant à mettre un cadre juridique à l'activité des drones et à son utilisation est, actuellement, en cours d'étude depuis fin 2018, selon, le directeur de la plate-forme technologique du centre de recherche en technologies industrielles (CRTI) [40]. L'objet de ce projet de texte qui suscite l'intérêt de nombreux secteurs notamment ceux de l'audiovisuel et la recherche constituera une base définissant les mesures réglementaires qui assureront le contrôle de l'usage de cet engin. Il est à noter que le quatrième drone 'Amel-4' de fabrication 100% algérienne est conçu par le Centre de recherche en technologies industrielles (CRTI), est d'une envergure de 1,7 mètre, plus petit et plus léger par rapport aux premiers prototypes. Les essais de ce prototype dont la conception a nécessité 500.000 DA ont lieu à la base de Sidi Bel Abbès [40].

Ce dernier modèle de drones est destiné à un usage civil, et peut servir à la surveillance des terres agricoles, la pulvérisation de pesticides, l'élaboration de cartes et en topographie [40].

I.7 Projets de recherche dans le domaine des quadrotors

Ils existent de nombreux projets portant sur les problèmes de la modélisation, de la commande [41] et de la conception des quadrotors [42]. L'objectif des travaux traitant les problèmes de modélisation et de commande est de doter ces quadrotors avec plus de capteurs et d'intelligence afin d'avoir un certain degré d'autonomie. Parmi ces projets on évoque :

I.7.1 Projet Mesicopter (1999-2001)

Le projet Mesicopter appelé aussi Meso-Scaled à l'université de Stanford s'est échelonné de 1999 à 2001, sous la direction M.Ilan Kroo, consiste à réaliser un nano quadrotor électrique de 40gr et 1.5 cm d'envergure capable de voler en portant soit sa propre alimentation fournie par des batteries miniatures, soit avec une alimentation externe. Il est dédié à la recherche atmosphérique ou l'exploration planétaire (Figure I.21)

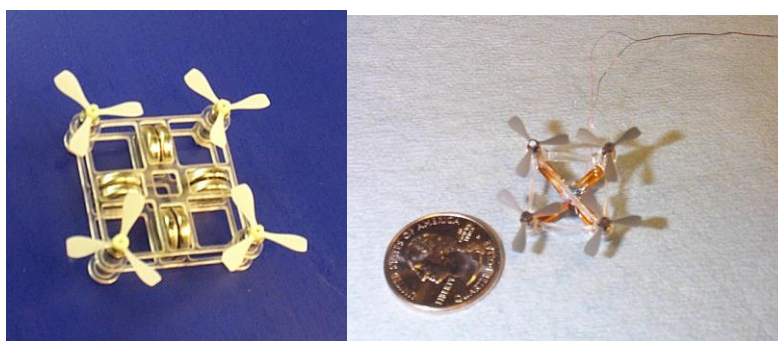


Figure I.21 Mesicopter [8]

I.7.2 X4-flyer MARK (2002)

Le projet intitulé MARK de l'université nationale d'Australie (UNA), dirigé par P. Pounds et Robert Manhony est mis en œuvre en 2002. Ce projet consiste en la conception d'un X4 de 4kg pouvant soulever jusqu'à 1kg d'équipements. Celui-ci était très lourd par rapport aux quadrotors de sa génération. Les objectifs principaux du projet étaient, premièrement, de générer suffisamment de forces de portance, à l'aide du groupe de propulsion, pour soulever l'appareil et, deuxièmement, de stabiliser cet engin en vol. L'université nationale d'Australie a réalisé jusqu'à ce jour trois (03) prototypes de cet UAV à savoir : MARK I, MARK II (Figure I.22) et MARK III.[43].

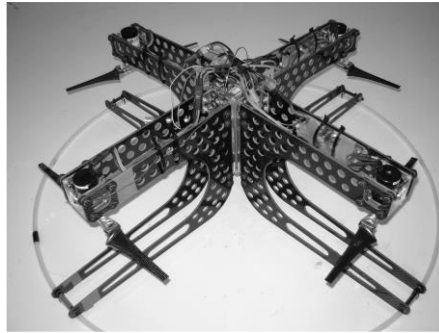


Figure I.22 MARK [44]

I.7.3 Projet OS4 (2003-2007)

Un modèle propre à l'Ecole Polytechnique Fédérale de Lausanne (EPFL) a été développé au Laboratoire des Systèmes Autonomes (ASL) de cet école Suisse, portant le nom de : Omnidirectionnel Stationary Flying Outstretched Robot (OS4) illustré sur la Figure I.23. OS4 est un quadrotor avec une pleine autonomie capable de voler dans un environnement encombré. Afin de réaliser ce projet, l'équipe a travaillé simultanément sur les aspects de la conception et de la commande, ceci a permis de simplifier la commande par changement de conception et vice-versa [45].



Figure I.23 QuadrotorOS4[8]

I.7.4 Projet STARMAC 2007

STARMAC (Stanford Testbed of Autonomous Rotorcraft for Multi-Agent Control) est un autre projet intéressant lancé par l'université de Stanford pour étudier la commande multi-agents [41]. Les X4 conçus pour ce projet (Figure I.24) sont des plateformes autonomes consacrées aux applications extérieures (Outdoor) parfaites pour valider de nouveaux algorithmes de coordination multi-véhicules et répondre aux exigences suivantes [41] :

- Une manœuvre simple et sûre quel que soit le milieu (interne ou externe) ;
- Une commande de position et poursuite de trajectoire en pleine autonomie ;
- L'utilisation de plusieurs capteurs pour la perception de l'environnement ;

- La communication avec d'autres plateformes et avec une station au sol ;
- L'implémentation en temps réel des algorithmes de coordination multi-véhicules sur des calculateurs embarqués.

I.7.5 Flying Machine Arena (2008)

Le Flying Machine Arena est un projet qui implique des quadrotors commerciaux de type Hummingbird, conçu par la compagnie Ascending Technologies (Figure I.25) dans une chambre de test, d'une dimension de 10x10x10m³entourée par des filets, son plancher est constitué d'immenses coussins pour permettre de protéger les appareils en cas de chute. Cette chambre est équipée de caméras à capture de mouvement de la compagnie Vicon, ayant une fréquence d'acquisition d'environ 250Hz et une précision de quelques millimètres mesurent la position des appareils en vol.



Figure I.24 STARMAC [8]

Ce projet de l'Institut des technologies fédéral suisse (ETH). Mené par Raffaeallo D'Andrea est une référence en termes d'équipements et de salle de test pour les expérimentations des drones miniatures. Il a permis le développement de plusieurs projets. Parmi lesquels, on cite :

- la poursuite de trajectoires complexes et agressives telles que le passage à travers des ouvertures ;
- le vol coopératif coordonné par de la musique ;
- l'exécution de vrilles ;
- l'échange d'une balle de ping-pong entre deux quadrotors ;
- la stabilisation d'un pendule inversé installé sur le quadrotor.

Chacun des projets cités de recherche utilise des contrôleurs non linéaires modernes [43].



Figure I.25 Flying Machine Arena [46]

I.7.6 GRAPS Labs : MAST (2009)

L'approche du projet Micro Autonomous System Technologies (MAST) du laboratoire GRAPS de l'université de la Pennsylvanie est la même que celle du projet « Flying Machine Arena ». En effet, ce dernier utilise le même type d'équipements. Le MAST dirigé par M.Vijay Kumar se spécialise dans la génération de trajectoires agressives réalisables, ainsi que dans la coopération multi-quadrotors. Leurs travaux ont fait l'objet d'une multitude de publications et de vidéos où plusieurs quadrotors effectuent des tâches complexes en équipe, tels que des vols en formation, des passages à travers obstacles ainsi que de jouer dans un orchestre. Le contrôleur conçu pour effectuer les travaux est un contrôleur basé sur la géométrie différentielle [43].

I.8 Techniques de commande des quadrotors

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 algorithme mathématique qui calcule de quelle façon il faut agir sur le quadrotor afin de maintenir la mesure égale à la consigne. Malgré son principe général relativement simple, la conception d'un tel système nécessite une attention particulière, vue la dynamique complexe et sous actionnée du quadrotor. 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 peuvent être devisées en deux grandes familles à savoir les commandes linéaires et les commandes non linéaires.

I.8.1 Commandes linéaires

I.8.1.1 Commande PID (Proportionnel-Intégral-Dérivé)

La commande la plus utilisée dans la classe des contrôleurs linéaires est le PID (Proportionnel Intégrateur Dérivé). Cette commande est certainement l'approche la plus connue et la plus simple à implémenter sur un système. Elle facilite la compréhension du rôle physique de chaque terme de la commande, ce qui permet donc de régler les gains. Les termes d'intégration et de la dérivation permettent d'obtenir une stabilité ainsi qu'une convergence de l'erreur à zéro de manière exponentielle. Ce contrôleur ne nécessite pas la connaissance du modèle dynamique du système. Le principe de commande par PID pour certains cas de drones est constitué de plusieurs régulateurs mis en cascade. Cependant, il est difficile dans certain cas d'optimiser les gains facilement afin d'avoir des temps de réponses optimales. Il peut aussi être difficile d'utiliser ces contrôleurs pour faire des trajectoires plus compliquées (trajectoires acrobatiques par exemple). Cette commande a été utilisée avec succès dans plusieurs travaux portant sur les engins volants ; Hoffmann et al [47], Yang et al [48], Shim et al [49], etc...

I.8.1.2 Commande linéaire quadratique / gaussienne (LQ/ LQG)

La commande linéaire quadratique (LQ ou LQR) est une méthode de synthèse permettant la détermination de la commande optimale d'un système qui minimise (ou maximise) un critère de performance [50]. De plus, elle est considérée comme une amélioration du contrôleur PID qui permet de faire un suivi de trajectoire en optimisant la consommation d'énergie. Cette commande est utilisée avec succès tout en ayant un temps de réponse lent, en plus, elle donne de bons résultats dans la stabilisation en altitude et fonctionne bien dans les conditions bruyantes [51-52].

La commande linéaire quadratique gaussienne (LQG) est similaire à la commande LQ sauf qu'elle intègre un observateur dans la boucle de commande [53], comme illustré sur la figure I.26, dans un souci de réduire les bruits de mesure. Cette dernière possède de très bonnes propriétés de robustesse. Elle a été appliquée avec succès aux véhicules ariens selon les travaux de A. Mokhtari et al [54].

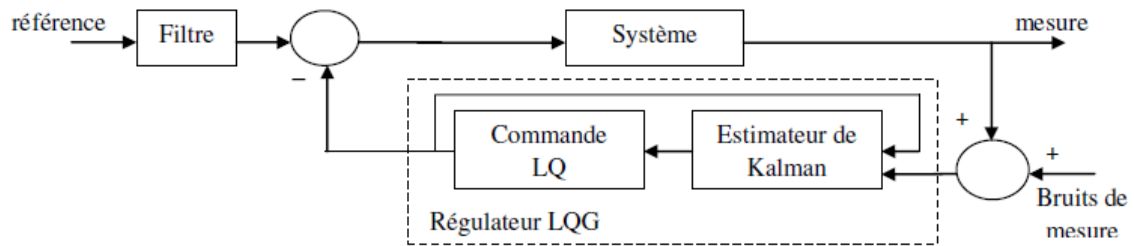


Figure I.26 Principe de la commande LQG [55]

I.8.1.3 Commande linéaire H_∞

H_∞ est une commande robuste linéaire, appelée aussi commande fréquentielle avancée ou commande robuste multi-variables. Elle constitue une nouvelle approche de l'automatique fréquentiel initiée par Zames au début des années 80 et développée par Doyle, Glover Khargonekar etc... les contrôleurs robustes sont ceux qui prennent en compte l'incertitude paramétrique et les dynamiques non modélisées. H_∞ appliquée au X4 présente un temps de réponse des angles de roulis et de lacet rapide, mais avec des petits dépassements [56].

Remarque :

Les commandes linéaires sont faciles à appliquer, car elles possèdent une simple architecture, mais leur performance n'est garantie que sur un point de fonctionnement particulier. Des algorithmes de contrôle spécifiques doivent être développés pour élargir le domaine d'application sur les drones.

I.8.2 Commandes non linéaires

Les contrôleurs non linéaires sont plus performants comparés aux contrôleurs linéaires. Il existe plusieurs types de commandes non linéaires, les plus utilisées sont présentées ci-dessous :

I.8.2.1 Linéarisation entrée sortie

La linéarisation entrée-sortie (feedback linearization en anglais) permet d'utiliser des lois de commande linéaires sur des systèmes non linéaires. Elle a fait sa première apparition dans les années 1980. Son principe est basé sur l'utilisation d'un changement de variable afin de trouver une variable d'état linéaire qui décrit la dynamique du système. Pour exprimer implicitement cette relation, on opte à dériver la sortie choisie par rapport au temps jusqu'à l'apparition de l'entrée de commande.

La linéarisation entrée-sortie [57] a été appliquée dans plusieurs domaines pour résoudre les problèmes de poursuite de sortie des systèmes dynamiques non linéaires incluant les

problèmes de décollage et d'atterrissage (VTOL) des robots aériens [58]. Malgré cela, il y a une grande classe de systèmes physiques qui ne vérifie pas les conditions restrictives de la linéarisation entrée-sortie. En effet, la linéarisation entrée-sortie ne s'applique qu'aux systèmes non linéaires à déphasage minimal [57]. Plusieurs travaux ont été reportés dans la littérature sur l'application de la commande feedback linéarization aux quadrotors, parmi les : Saif [59], Mokhtari et al [54], Yaou et al [60].

Plusieurs combinaisons faites entre la linéarisation entrée sortie et d'autres types de commandes, en vue de stabiliser la dynamique non linéaire du quadrotor en vol [61-62]. Un observateur par mode glissant d'ordre supérieur surmonte facilement les non-linéarités par une estimation interne des perturbations externes [63]. Dans les travaux de Voos [64], le contrôle global du quadrotor est séparé en deux boucles, une pour le contrôle d'attitude et l'autre pour la vitesse. D'après Mistler et al [65], cette commande s'applique pour convertir le système en boucle fermée en un système linéaire, contrôlable, ce qui permet d'améliorer la stabilité et la robustesse du modèle contre le vent, la turbulence et les incertitudes paramétriques.

I.8.2.2 Commande par backstepping

La technique de contrôle par backstepping est une loi de commande appliquée aux systèmes non linéaires, développée par Kanellakopoulos et al [66], au début des années 1990. Elle se base sur le théorème de Lyapunov afin d'assurer la stabilité du contrôleur. Son principe consiste à déviser le système principal en plusieurs sous-systèmes en cascade, pour lesquels des lois de commande virtuelles sont conçues en plusieurs étapes dans un ordre décroissant jusqu'à l'obtention de la loi de commande globale qui stabilise tout le système. Lors de l'application de cette méthode, la fonction de Lyapunov est souvent difficile à trouver. Cependant l'aspect récursif de la commande backstepping offre un algorithme systématique qui facilite cette tâche. Plusieurs chercheurs ont développé des contrôleurs backstepping pour les quadrotors, à titre d'exemple ; Mian et Daobo [67], Zongyu [68] et Hicham [69]. Afin d'améliorer la commande backstepping, des stratégies ont été adoptées telles que : l'association d'un intégrateur dans le but de converger les erreurs à zéro, la commande backstepping adaptative qui permet d'estimer les paramètres du quadrotor [70], ainsi que les forces extérieures assurant une convergence de l'erreur à zéro.

I.8.2.3 Commande par mode glissant

La commande par mode glissant est une autre méthode avancée de contrôle non linéaire. Elle consiste à amener les états du système dans une région bien sélectionnée, puis de concevoir la fonction de Lyapunov adéquate permettant de maintenir le système dans cette région. Le mode glissant est une technique prouvée robuste aux perturbations externes et aux incertitudes paramétriques par l'usage des estimateurs et des observateurs permettant de compenser facilement les non linéarités provoquées par ces phénomènes externes (vent et bruit) [71-72-73]. Das et al, [74] ont utilisé une linéarisation d'entrée sortie de cette commande qui s'avère utile face à des problèmes de sous actionnement, multi entrées sorties et le fort couplage. Cependant la présence de phénomène de broutement 'chattering' génère des effets indésirables sur le comportement du système. Une commande par mode glissant adaptative est utilisée pour produire le minimum d'effet chattering [75]. D'autres techniques ont été proposées pour réduire ou éliminer ce phénomène, tel qu'une fonction de type saturation ou une fonction de lissage [69]. D'autre part, la commande par mode glissant assure une convergence asymptotique du quadrotor même en présence d'un défaut dans l'un des moteurs d'après Niu et Wang [76]. Cette commande est également performante pour le contrôle d'un groupe de véhicule en présence des incertitudes et des perturbations [77]. Elle peut être utilisée pour le réglage des drones [78].

I.8.2.4 Commande hiérarchique

La commande hiérarchique, appelée commande de guidage et pilotage en aéronautique, consiste à séparer la commande en position de la commande en rotation et en synthétisant des lois de commande séparées pour chacune d'entre elle. Effectivement, une première commande de guidage permet de déterminer la poussée verticale et l'orientation nécessaire à la stabilisation de la dynamique de position. Cette dernière (orientation) est considérée par la suite comme une consigne par une seconde loi de pilotage pour stabiliser la dynamique de rotation. La commande hiérarchique possède une structure modulaire ce qui permet de tester une variété de types de contrôles. Cette stratégie est bien adaptée au drone miniature [79].

I.8.2.5 Autres commandes

Autres techniques de commande ont été implémentées dans le domaine des quadrotors à savoir ; la logique floue, les réseaux de neurones, l'apprentissage par renforcement de la stabilisation et la navigation de quadrotor, la commande par vision, etc...

I.9 Conclusion

Ce chapitre concernant l'état de l'art sur les drones, nous a permis de retenir les points suivants :

- Les drones sont des engins volants de différentes tailles et formes, autonome et piloter à distance.
- Les drones ont plusieurs utilisations dans les domaines civile et militaire, leur utilisation a vu le jour dans le 20^{ème} siècle.
- Le domaine des drones est un domaine récent.
- La classification des drones est difficile, car ils offrent une grande variété de types sous différents critères comme : la taille, la fonction et l'application, l'altitude, les systèmes de contrôle, l'endurance et l'autonomie, la voilure (fixe, tournante ou battante), etc...
- Le 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. Ils ont comme tout produit humain des inconvénients et des avantages.

Les quadrotors sont des systèmes non linéaires sous actionnés, ayant une dynamique complexe. Afin de les contrôler en position et en orientation, un système de commande doit être mis en place, on peut diviser ces commandes en deux grandes familles à savoir les commandes linéaires et non linéaires, chaque commande présente des avantages et des inconvénients.

Le chapitre suivant fait l'objet de la modélisation d'un hélicoptère type quadrotor.

MODELISATION DYNAMIQUE DU QUADROTOR

II.1 INTRODUCTION.....	27
II.2 DESCRIPTION GENERALE DU QUADROTOR	27
II.3 MOUVEMENTS DU QUADROTOR.....	28
II.3.1 MOUVEMENT VERTICAL.....	29
II.3.2 MOUVEMENT DE ROULIS	30
II.3.3 MOUVEMENT DE TANGAGE	30
II.3.4 MOUVEMENT DE LACET	30
II.3.5 MOUVEMENTS DE TRANSLATION	31
II.4 MODELE DYNAMIQUE DU QUADROTOR.....	32
II.4.1 ANGLES D'EULER	33
II.4.2 VITESSES ANGULAIRES	34
II.4.3 VITESSES LINEAIRES	35
II.4.5 EFFETS GYROSCOPIQUES	37
II.4.6 DEVELOPPEMENT DU MODELE MATHEMATIQUE SELON NEWTON-EULER	37
II.4.7 CONTRAINTES NON HOLONOMES	40
II.4.8 REPRESENTATION D'ETAT DU SYSTEME :	41
II.5 PARAMETRES DU QUADROTOR	42
II.6 CONCLUSION.....	43

Résumé

Ce chapitre 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.

II.1 Introduction

La conception d'un contrôleur de vol de quadrotor nécessite la compréhension de ses différents mouvements et de sa dynamique. Ceci est nécessaire afin d'assurer que les simulations du comportement de quadrotor sont plus proches que possible de la réalité lorsque la commande est appliquée.

Ce chapitre porte sur la modélisation mathématique de la dynamique du quadrotor en se basant sur les équations de mouvement de Newton. Dans un premier temps, on présente les repères de référence nécessaires pour exprimer l'orientation du quadrotor. Ensuite, on donne la définition de toutes les grandeurs physiques nécessaires à la modélisation. Enfin, on établit le modèle mathématique du quadrotor à étudier.

II.2 Description générale du quadrotor

Un quadrotor est un véhicule aérien à quatre rotors décrit dans l'espace par 6 DDL [80-81]. Ces 4 rotors se trouvent généralement aux extrémités d'une croix, alors que l'électronique de contrôle est habituellement placée au centre de la croix. Afin d'éviter que l'appareil tourne autour de lui-même (axe de lacet), deux hélices doivent tourner dans un sens opposé aux deux autres hélices. Pour diriger l'appareil, il est nécessaire que chaque couple d'hélice tournant dans le même sens soit placé aux extrémités opposées de la croix. Le fonctionnement d'un quadrotor est assez remarquable. Il est possible de faire monter/descendre le quadrotor, l'incliner à gauche/droite (roulis) ou en avant/arrière (tangage) ou encore de le faire pivoter sur lui-même (lacet), en jouant sur la puissance des moteurs [82]. Le quadrotor possède trois mouvements de rotation et trois mouvements de translation, en tout six degrés de libertés, qui doivent être commandés à l'aide de quatre déclencheurs seulement; donc il s'agit d'un système sous actionné (le nombre des entrées inférieure au nombre des sorties). La Figure II.1 montre la structure générale d'un quadrotor.

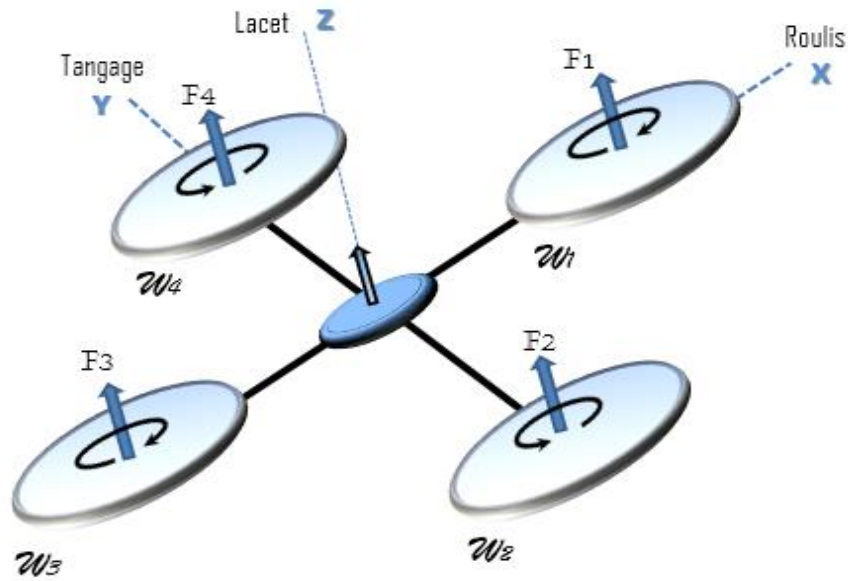


Figure II.1 Structure générale d'un quadrotor

II.3 Mouvements du quadrotor

Le quadrotor est constitué de 4 moteurs responsables de ses mouvements qui sont réalisés en variant la vitesse de chaque rotor changeant de ce fait la poussée produite. Les moteurs dont les vitesses ω_1 et ω_3 tournent dans le sens des aiguilles d'une montre, alors que les moteurs restants, de vitesses ω_2 et ω_4 tournent dans le sens opposé. Le quadrotor peut s'orienter de différentes manières. Dans la configuration en croix (ou cross en anglais) où le nez se trouve entre les moteurs M1 et M2 (voir la figure II.1) une rotation positive de l'angle en lacet s'effectue en augmentant les vitesses ω_2 et ω_4 des moteurs M2 et M4 par rapport aux vitesses des moteurs M1 et M3. Inversement, une augmentation des vitesses des moteurs M1 et M3 par rapport aux vitesses des moteurs M2 et M4 produira une rotation en lacet négative. Le quadrotor incline vers la direction du rotor le plus lent, qui tient compte alors de la translation le long de cet axe. Durant la translation, le mouvement de roulis incline l'armature et avec lui, l'orientation de la force de poussée. En effet, une augmentation des vitesses des moteurs M1 et M3 par rapport aux vitesses des moteurs M2 et M4 permet d'avoir une rotation en tangage positive et inversement pour une rotation négative.

Les mouvements du quadrotor sont couplés, signifiant que le quadrotor ne peut pas réaliser la translation sans roulis ou tangage, ce qui signifie qu'un changement de la vitesse d'un rotor se traduit dans un mouvement d'au moins trois degrés de liberté. Cet accouplement est la raison pour laquelle nous pouvons commander les six degrés de liberté

de quadrotor avec seulement quatre commandes (le couple appliqué par les moteurs sur chaque propulseur). Le quadrotor a cinq mouvements principaux qui sont :

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

II.3.1 Mouvement vertical

Afin de voler, la force de portance résultante devrait seulement être le long de l'axe z avec une grandeur exactement opposée à la force de pesanteur [83]. Si cette force est supérieure au poids du quadrotor le mouvement est dit ascendant, et si la force de portance est inférieure au poids du quadrotor le mouvement est dit descendant (voir la Figure II.2).

D'ailleurs, la force de portance créée par chaque rotor doit être égale pour empêcher le véhicule de se renverser. Par conséquent, la poussée produite par chaque rotor doit être identique.

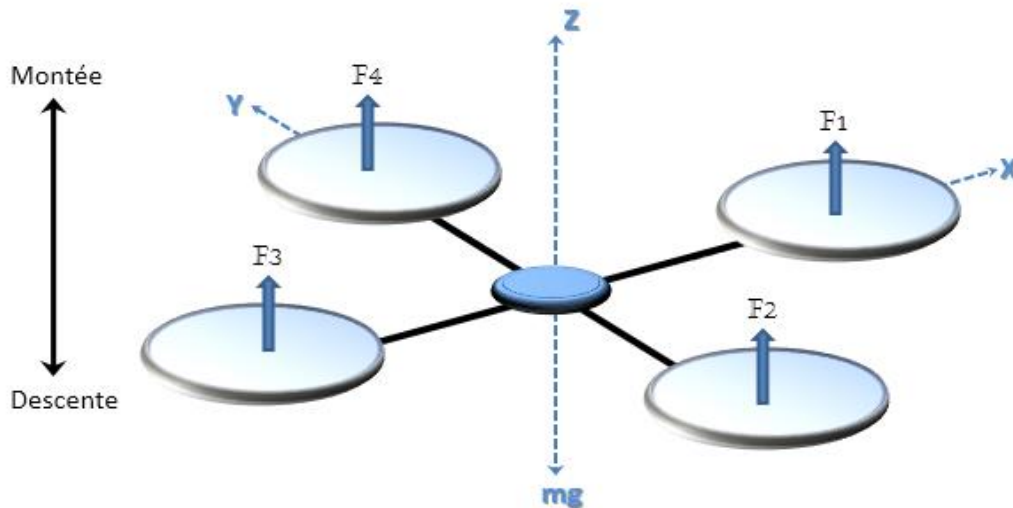


Figure II.2 Mouvement vertical

II.3.2 Mouvement de roulis

Le mouvement de roulis se traduit par une rotation autour de l'axe x qui est couplé avec un mouvement de translation selon l'axe y comme le montre la Figure II.3. 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.

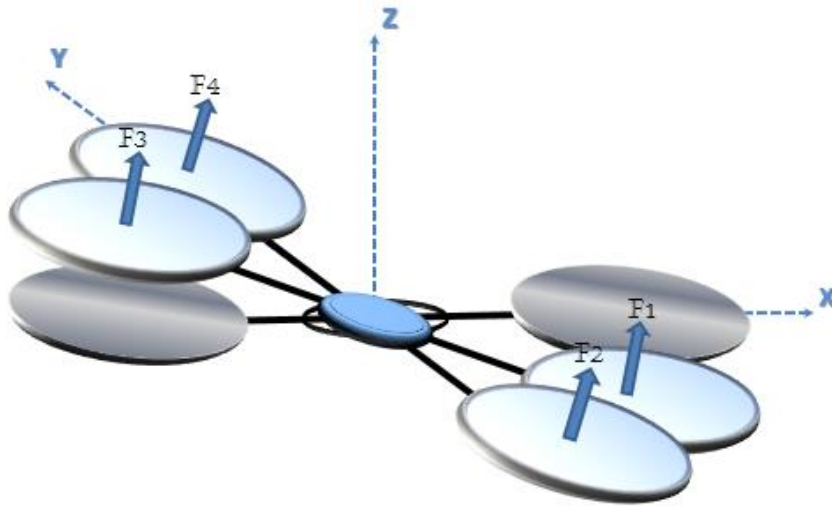


Figure II.3 Mouvement de roulis

II.3.3 Mouvement de tangage

Le mouvement de tangage se traduit par une rotation autour de l'axe y qui est couplé avec un mouvement de translation selon l'axe x comme le montre la Figure II.4. 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.

II.3.4 Mouvement de lacet

Le mouvement de lacet se traduit par une rotation autour de l'axe z obtenue en appliquant une différence de vitesse entre les rotors 1, 3 et 2, 4 comme le montre la Figure II.5.

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 la même.

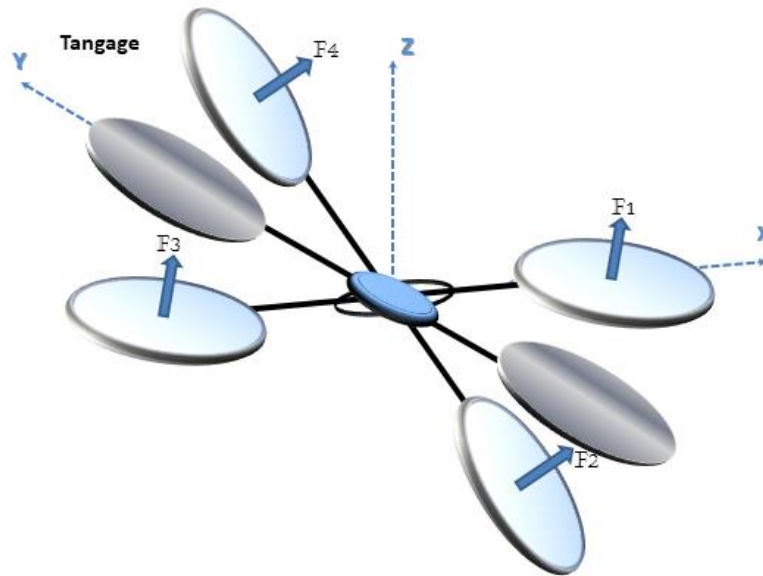


Figure II.4 Illustration du mouvement de tangage

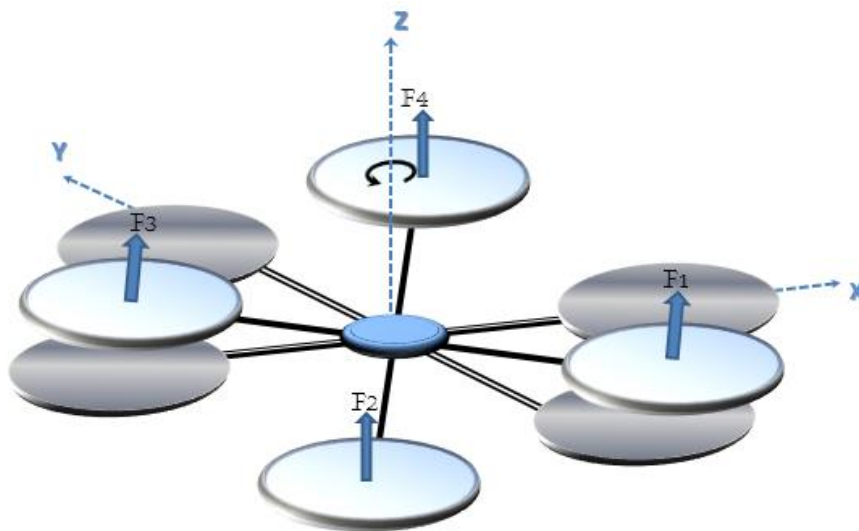


Figure II.5 Mouvement de lacet

II.3.5 Mouvements de translation

Ces mouvements horizontaux (translation suivant x ou y) sont réalisés par l'application d'une force suivant x ou y qui fait incliner le corps par roulis ou tangage, tout en augmentant la poussée produite afin de garder l'importance du composant de z de la poussée égale à la force de pesanteur. La Figure II.6 montre comment la translation horizontale est réalisée.

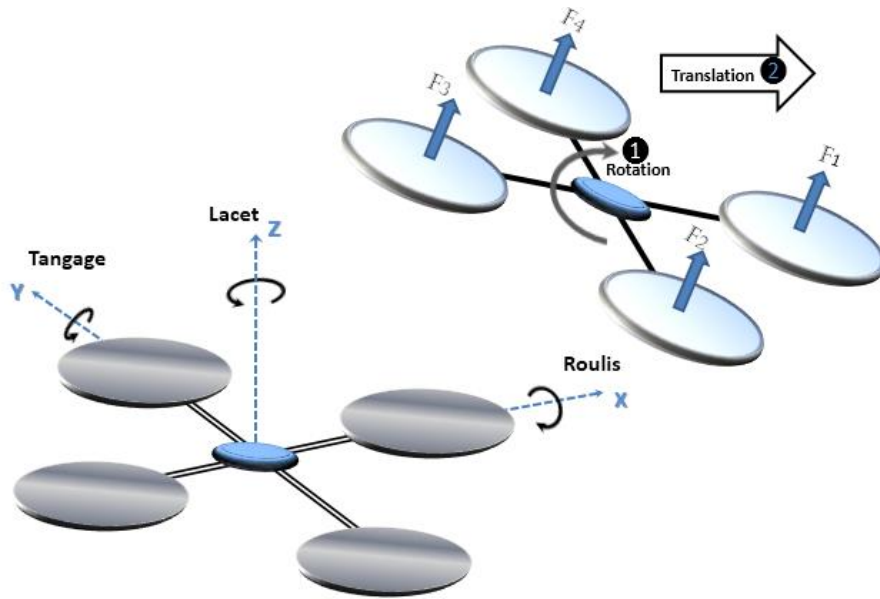


Figure II.6 Illustration du mouvement de translation

II.4 Modèle dynamique du quadrotor

La modélisation des engins volants 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, on a adopté les hypothèses suivantes :

- La structure du quadrotor est supposée rigide et symétrique, ce qui induit que la matrice d'inertie sera supposée diagonale ;
- Les hélices sont supposées rigides pour pouvoir négliger l'effet de leur déformation lors de la rotation ;
- Le centre de masse et l'origine du repère lié à la structure coïncident ;
- Les forces de portance et de traînée sont proportionnelles aux carrés de la vitesse de rotation des rotors, ce qui est une approximation très proche du comportement aérodynamique.

Pour évaluer le modèle mathématique du quadrotor, on utilise deux repères, un repère fixe lié à la terre R^b et un autre mobile R^m (voir la Figure II.7). Le passage entre le repère mobile et le repère fixe est donné par une matrice dite matrice de transformation T qui contient l'orientation et la position de repère mobile par rapport au repère fixe. On choisit la convention d'axes suivante :

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

Avec R la matrice de rotation (elle 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.

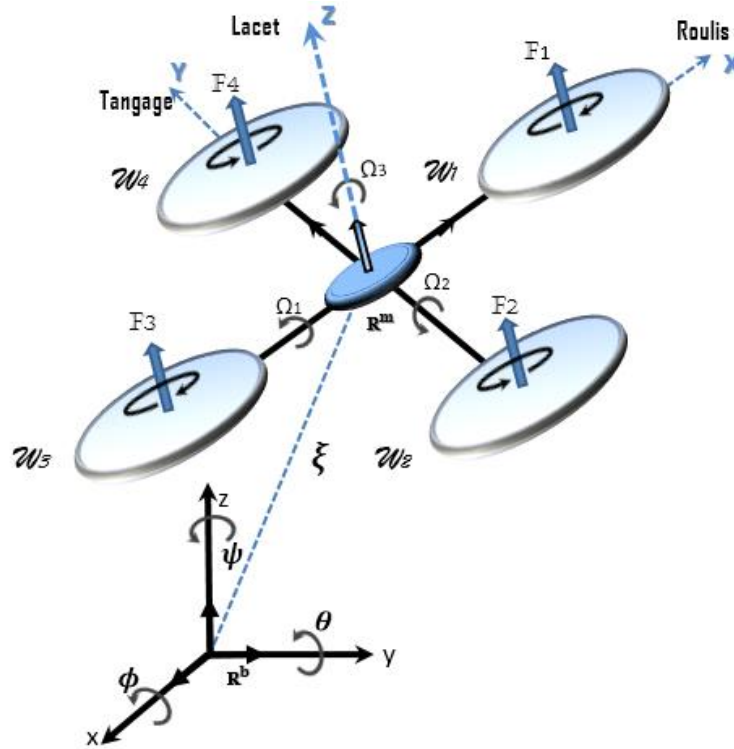


Figure II.7 Géométrie du quadrotor

II.4.1 Angles d'Euler

Au début le repère mobile coïncide avec le repère fixe, puis, on fait tourner le repère mobile autour de l'axe x d'un angle de roulis ϕ ($-\pi/2 < \phi < \pi/2$), suivi d'une rotation autour de l'axe y d'un angle de tangage θ ($-\pi/2 < \theta < \pi/2$) et d'une rotation autour de l'axe z d'angle de lacet ψ ($-\pi < \psi < \pi$).

Les matrices relatives à ces transformations sont :

$$Rot(x, \phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (II.2)$$

$Rot(x, \phi)$: est une matrice de rotation orthogonale d'angle ϕ (roulis) autour de Ox .

$$Rot(y, \theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (II.3)$$

Rot (y, θ) : est la matrice de rotation orthogonale d'angle θ (tangage) autour de Oy.

$$Rot(z, \psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (\text{II.4})$$

Rot (z, ψ) : est la matrice de rotation orthogonale d'angle ψ (lacet) autour de Oz.

Donc on a la formule de la matrice de rotation R (ψ, θ, ϕ) :

$$R(\psi, \theta, \phi) = Rot(z, \psi) \times Rot(y, \theta) \times Rot(x, \phi) \quad (\text{II.5})$$

$$R(\psi, \theta, \phi) = \begin{bmatrix} C\psi C\theta & S\psi S\theta C\psi - C\psi S\psi & C\psi S\theta C\psi + S\psi S\psi \\ S\psi C\theta & S\psi S\theta S\psi + C\psi C\psi & C\psi S\theta S\psi - S\psi C\psi \\ -S\theta & S\phi C\theta & C\phi C\theta \end{bmatrix} \quad (\text{II.6})$$

Où, C et S désignent les fonctions trigonométriques Cos et Sin respectivement.

II.4.2 Vitesses angulaires

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

$$\Omega = \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + Rot(x, \phi)^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + (Rot(y, \theta)Rot(x, \phi))^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (\text{II.7})$$

En effet, la rotation en roulis a lieu lorsque les repères sont encore confondus. Puis, en ce qui concerne le tangage, le vecteur représentant la rotation doit être exprimé dans le repère fixe : il est donc multiplié par $[Rot(x, \phi)]^{-1}$.

De même, le vecteur représentant la rotation en lacet doit être exprimé dans le repère fixe qui a déjà subi deux rotations. On arrive ainsi à :

$$\Omega = \begin{bmatrix} \Omega_x \\ \Omega_y \\ \Omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} C\phi \\ -\dot{\theta} S\phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\psi S\theta \\ \dot{\psi} S\phi C\theta \\ \dot{\psi} C\phi C\theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} - \psi S\theta \\ \dot{\theta} C\phi + \dot{\psi} S\phi C\theta \\ \dot{\psi} C\phi C\theta - \dot{\theta} S\phi \end{bmatrix} \quad (\text{II.8})$$

$$\Omega = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -S\theta \\ 0 & C\phi & S\phi C\theta \\ 0 & -S\phi & C\phi C\psi \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (\text{II.9})$$

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

$$C\phi = C\theta = C\psi = 1, \text{ et } S\phi = S\theta = S\psi = 0$$

Donc la vitesse angulaire sera :

$$\Omega = \begin{bmatrix} \dot{\phi} & \dot{\theta} & \dot{\psi} \end{bmatrix}^T \quad (\text{II.10})$$

II.4.3 Vitesses linéaires

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

$$\mathbf{V} = \begin{bmatrix} V_x^b \\ V_y^b \\ V_z^b \end{bmatrix} = \mathbf{R}(\psi, \theta, \phi) \times \begin{bmatrix} V_x^m \\ V_y^m \\ V_z^m \end{bmatrix} \quad (\text{II.11})$$

II.4.4 Effets physiques agissant sur le quadrotor

Une fois le drone est en mouvement, sa dynamique est soumise à certaines forces et moments, décrit ci-dessous :

II.4.4.1 Forces

Les forces agissant sur le système sont :

La force de pesanteur : qui est donnée par la loi suivante :

$$P = m \times g \quad (\text{II.12})$$

Où : \mathbf{m} est la masse totale de quadrotor et \mathbf{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 :

$$F_i = b\omega_i^2 \quad (\text{II.13})$$

Avec : i le nombre des moteurs ; il varie de 1 jusqu'à 4, \mathbf{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 :

$$T_h = d\omega_i^2 \quad (\text{II.14})$$

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

$$F_t = K_{ft}V \quad (\text{II.15})$$

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

II.4.4.2 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 :

$$M_x = l(F_4 - F_2) = lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) \quad (\text{II.16})$$

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 :

$$M_y = l(F_3 - F_1) = lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) \quad (\text{II.17})$$

b) Moments dus aux forces de traînée :

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

$$M_z = d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \quad (\text{II.18})$$

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

$$M_a = K_{fa}\Omega^2 \quad (\text{II.19})$$

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

II.4.5 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.

II.4.5.1 Moment gyroscopique des hélices

Il est décrit comme suit :

$$M_{gh} = \sum_{i=1}^4 \Omega \wedge J_r \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ (-1)^{i+1} + \omega_i \end{bmatrix} \quad (\text{II.17})$$

Avec : J_r est l'inertie des rotors.

II.4.5.2 Moment gyroscopique dû aux mouvements du quadrotor

Il est donné par la relation suivante :

$$M_{gm} = \Omega \wedge J \Omega \quad (\text{II.18})$$

Avec : J est l'inertie du système.

II.4.6 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 :

$$\begin{cases} \dot{\xi} = V \\ m\ddot{\xi} = F_f + F_t + F_g \\ \dot{R} = RS(\Omega) \\ J\dot{\Omega} = -\Omega \wedge J\Omega + M_f - M_a - M_{gh} \end{cases} \quad (\text{II.19})$$

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 :

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

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

$$S(\Omega) = \begin{bmatrix} 0 & -\Omega_3 & \Omega_2 \\ \Omega_3 & 0 & -\Omega_1 \\ -\Omega_2 & \Omega_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{II.21})$$

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

$$F_f = R \times [0 \ 0 \ \sum_{i=1}^4 F_i]^T \quad (\text{II.22})$$

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

$$F_t = \begin{bmatrix} -K_{ftx} & 0 & 0 \\ 0 & -K_{fity} & 0 \\ 0 & 0 & -K_{ftz} \end{bmatrix} \dot{\xi} \quad (\text{II.23})$$

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

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

$$F_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (\text{II.24})$$

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

$$M_f = \begin{bmatrix} l(F_4 - F_2) \\ l(F_3 - F_1) \\ d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (\text{II.25})$$

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

$$M_a = \begin{bmatrix} K_{fax}\dot{\phi}^2 \\ K_{fay}\dot{\theta}^2 \\ K_{faz}\dot{\psi}^2 \end{bmatrix} \quad (\text{II.26})$$

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

II.4.6.1 Dynamique de translation

On a :

$$m\ddot{\xi} = F_f + F_t + F_g \quad (\text{II.27})$$

En remplaçant chaque force par son expression, on obtient :

$$m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C\phi C\psi S\theta + S\phi S\psi \\ C\phi S\theta S\psi + S\phi C\psi \\ C\phi C\theta \end{bmatrix} \sum_{i=1}^4 F_i - \begin{bmatrix} K_{ftx}\dot{x} \\ K_{fity}\dot{y} \\ K_{ftz}\dot{z} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \quad (\text{II.28})$$

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

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

II.4.6.2 Dynamique de rotation

On a :

$$J\dot{\Omega} = -\Omega \wedge J\Omega + M_f - M_a - M_{gh} \quad (\text{II.30})$$

En remplaçant chaque force par son expression, on obtient :

$$\begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \wedge \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} l(F_4 - F_2) \\ l(F_3 - F_1) \\ d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} K_{fax}\dot{\phi}^2 \\ K_{fay}\dot{\theta}^2 \\ K_{faz}\dot{\psi}^2 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} J_r \bar{\Omega}_r \dot{\theta} \\ -J_r \bar{\Omega}_r \dot{\phi} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (\text{II.31})$$

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

$$\left\{ \begin{array}{l} I_{xx}\ddot{\phi} = -\dot{\theta}\dot{\psi}(I_z - I_y) + lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) - K_{fax}\dot{\phi}^2 - J_r\bar{\Omega}_r\dot{\theta} \\ I_{yy}\ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi}(I_z - I_x) + lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) - K_{fay}\dot{\theta}^2 + J_r\bar{\Omega}_r\dot{\phi} \\ I_{zz}\ddot{\psi} = -\dot{\phi}\dot{\theta}(I_y - I_x) + d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) - K_{faz}\dot{\psi}^2 \end{array} \right. \quad (\text{II.32})$$

Avec :

$$\bar{\Omega}_r = (\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4) \quad (\text{II.33})$$

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

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{\phi} = \frac{(I_y - I_z)}{I_x} \dot{\theta}\dot{\psi} - \frac{J_r}{I_x} \bar{\Omega}_r \dot{\theta} - \frac{K_{fax}}{I_x} \dot{\phi}^2 + \frac{l}{I_x} U_2 \\ \ddot{\theta} = \frac{(I_z - I_x)}{I_y} \dot{\phi}\dot{\psi} + \frac{J_r}{I_y} \bar{\Omega}_r \dot{\phi} - \frac{K_{fay}}{I_y} \dot{\theta}^2 + \frac{l}{I_y} U_3 \\ \ddot{\psi} = \frac{(I_x - I_y)}{I_z} \dot{\theta}\dot{\phi} - \frac{K_{faz}}{I_z} \dot{\psi}^2 + \frac{1}{I_z} U_4 \\ \ddot{x} = -\frac{K_{ftx}}{m} \dot{x} + \frac{1}{m} U_x U_1 \\ \ddot{y} = -\frac{K_{fty}}{m} \dot{y} + \frac{1}{m} U_y U_1 \\ \ddot{z} = -\frac{K_{ftz}}{m} \dot{z} - g + \frac{\cos(\phi)\cos(\theta)}{m} U_1 \end{array} \right. \quad (\text{II.34})$$

Avec :

$$\begin{cases} U_x = (C\phi C\psi S\theta + S\phi S\psi) \\ U_y = (C\phi S\theta S\psi - S\phi C\psi) \end{cases} \quad (\text{II.35})$$

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 :

$$\begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b & b & b & b \\ 0 & -lb & 0 & lb \\ -lb & 0 & lb & 0 \\ d & -d & d & -d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (\text{II.36})$$

II.4.7 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 (II.29) on peut extraire les expressions des contraintes non holonomes :

$$\begin{aligned}\tan \theta &= \frac{\left(\ddot{x} - \frac{K_{ftx}}{m}\dot{x}\right) \cos \psi + \left(\ddot{y} - \frac{K_{fity}}{m}\dot{y}\right) \sin \psi}{\ddot{z} + g - \frac{K_{ftz}}{m}\dot{z}} \\ \sin \phi &= \frac{-\left(\ddot{x} - \frac{K_{ftx}}{m}\dot{x}\right) \sin \psi + \left(\ddot{y} - \frac{K_{fity}}{m}\dot{y}\right) \cos \psi}{\sqrt{\left(\ddot{x} - \frac{K_{ftx}}{m}\dot{x}\right)^2 + \left(\ddot{y} - \frac{K_{fity}}{m}\dot{y}\right)^2 + \left(\ddot{z} + g - \frac{K_{ftz}}{m}\dot{z}\right)^2}}\end{aligned}\quad (\text{II.37})$$

II.4.8 Représentation d'état du système :

Le modèle (II.34) 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.

$$\begin{aligned}\text{Soit : } X &= [\phi \ \dot{\phi} \ \theta \ \dot{\theta} \ \psi \ \dot{\psi} \ x \ \dot{x} \ y \ \dot{y} \ z \ \dot{z}]^T \\ &= [x_1 x_2 \ x_3 x_4 x_5 x_6 \ x_7 x_8 \ x_9 x_{10} x_{11} x_{12}]^T\end{aligned}\quad (\text{II.38})$$

De (II.34) et (II.38) on obtient la représentation d'état suivante :

$$\left\{ \begin{aligned}\dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= a_1 x_4 x_6 + a_2 x_2^2 + a_3 x_4 \bar{\Omega}_r + b_1 U_2 \\ \dot{x}_3 &= x_4 \\ \dot{x}_4 &= a_4 x_2 x_6 + a_5 x_4^2 + a_6 x_2 \bar{\Omega}_r + b_2 U_3 \\ \dot{x}_5 &= x_6 \\ \dot{x}_6 &= a_7 x_2 x_4 + a_8 x_6^2 + b_3 U_4 \\ \dot{x}_7 &= x_8 \\ \dot{x}_8 &= a_9 x_8 + \frac{U_1}{m} (\cos x_1 \cos x_5 \sin x_3 + \sin x_1 \sin x_5) \\ \dot{x}_9 &= x_{10} \\ \dot{x}_{10} &= a_{10} x_{10} + \frac{U_1}{m} (\cos x_1 \sin x_3 \sin x_5 - \sin x_1 \cos x_5) \\ \dot{x}_{11} &= x_{12} \\ \dot{x}_{12} &= a_{11} x_{12} + \frac{\cos x_1 \cos x_3}{m} U_1 - g\end{aligned}\right.\quad (\text{II.39})$$

Avec :

$$\begin{cases} U_x = \cos x_1 \cos x_5 \sin x_3 + \sin x_1 \sin x_5 \\ U_y = \cos x_1 \sin x_3 \sin x_5 - \sin x_1 \cos x_5 \end{cases}\quad (\text{II.40})$$

$$\begin{cases} a_1 = \frac{(I_y - I_z)}{I_x}, a_2 = -\frac{K_{f_{ax}}}{I_x}, a_3 = -\frac{J_r}{I_x} \\ a_4 = \frac{(I_z - I_x)}{I_y}, a_5 = -\frac{K_{f_{ay}}}{I_y}, a_6 = \frac{J_r}{I_y} \\ a_7 = \frac{(I_x - I_y)}{I_z}, a_8 = -\frac{K_{f_{az}}}{I_z} \\ a_9 = -\frac{K_{f_{tx}}}{m}, a_{10} = -\frac{K_{f_{ty}}}{m}, a_{11} = -\frac{K_{f_{tz}}}{m} \\ b_1 = \frac{l}{I_x}, b_2 = \frac{l}{I_y}, b_3 = \frac{1}{I_z} \end{cases} \quad (II.41)$$

II.5 Paramètres du quadrotor

Les paramètres physiques utilisés au cours des différentes simulations sont reportés dans le Tableau II.1.

Tableau II.1 : Paramètres physiques du modèle du quadrotor.

Paramètres	Désignations	Valeurs
K_p	Coefficient de portance	$2.9842 \times 10^{-5} N.m / rad / s$
K_d	Coefficient de traînée	$3.2320 \times 10^{-7} N.m / rad / s$
m	Masse du quadrotor	0.486 kg
d	Distance entre le centre de masse du système et l'axe de rotation des moteurs	0.25 m
J	Matrice d'inertie du quadrotor	$diag(3.8278; 3.8288; 7.6566) \times 10^{-3} N.m / rad / s^2$
K_{fa}	Coefficients des frottements aérodynamiques	$diag(5.5670; 5.5670; 6.3540) \times 10^{-4} N / rad / s$
K_{ft}	Coefficients des forces de traînées selon (X, Y, Z)	$diag(5.5670; 5.5670; 6.3540) \times 10^{-4} N / m / s$
J_r	L'inertie du rotor	$2.8385 \times 10^{-5} N.m / rad / s^2$
K_e	Constante du couple électrique	0.0216
C_s	Frottement sec	5.3826×10^{-3}
K_r	Constante du couple de charge	3.4629×10^{-7}

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).

II.6 CONCLUSION

Ce chapitre consacré à la modélisation du quadrotor nous a permis de retenir les points suivants :

- Le quadrotor est un engin volant à quatre rotors décrit dans l'espace par 6 DDL, qu'on peut commander à l'aide de quatre commandes qui agissent sur ses quatre moteurs ce qui fait le quadrotor est système sous actionné. En variant les vitesses de rotation de ces rotors, le quadrotor peut faire des mouvements différents aussi bien en translation qu'en rotation.
- Le quadrotor a cinq mouvements principaux à savoir ; le mouvement vertical, le mouvement de roulis, le mouvement de tangage, le mouvement de lacet, les translations horizontales, ces dernières sont reliées aux mouvements de tangage et de roulis.

Le modèle dynamique a été établi à l'aide de formalisme de Newton-Euler, d'après ce modèle, on voit clairement la complexité du système, la non linéarité et l'interaction entre les états du système.

Les modèles obtenus seront utilisés, dans le chapitre suivant, pour mettre en œuvre les différentes lois de commande.

RESULTATS ET DISCUSSIONS

III.1 INTRODUCTION	45
III.2 COMMANDE PID.....	45
III.2.1 ACTION PROPORTIONNELLE	46
III.2.2 ACTION INTEGRALE	46
III.2.3 ACTION DERIVEE	46
III.2.4 SCHEMA DE REGULATION ET PARAMETRES DE REGULATEURS	47
III.2.5 RESULTATS DES SIMULATIONS PID	48
III.3 COMMANDE PAR LINEARISATION ENTREE-SORTIE.....	50
III.3.1 SYNTHESE DE LA COMMANDE	51
III.3.2 RESULTATS DE SIMULATIONS DE LA COMMANDE PAR LINEARISATION ENTREE SORTIE	56
III.4 COMMANDE PAR MODE GLISSANT.....	58
III.4.1 CHOIX DE LA SURFACE DE GLISSEMENT	59
III.4.2 CONDITIONS D'EXISTENCE DU REGIME GLISSANT	59
III.4.3 PHENOMENE DE CHATTERING (BROUTEMENT)	60
III.4.4 SYNTHESE DE LA COMMANDE SMC.....	61
III.4.5 RESULTATS DE SIMULATIONS DE LA COMMANDE PAR MODE GLISSANT	66
III.5 COMMANDE PAR MODE GLISSANT D'ORDRE SUPERIEUR	70
III.5.1 COMMANDE PAR MODE GLISSANT D'ORDRE DEUX.....	70
III.5.2 ALGORITHME DE SUPER-TWISTING	71
III.5.3 RESULTATS DES SIMULATIONS DE LA COMMANDE PAR SUPER TWISTING.....	72
III.6 COMMANDE PAR MODE GLISSANT D'ORDRE SUPERIEUR AVEC DES GAINS ADAPTES PAR LOGIQUE FLOUE.....	74
III.6.1 ELEMENTS DE BASE DE LA LOGIQUE FLOUE.....	75
III.6.2 APPLICATION DE LA LOGIQUE FLOUE AUX GAINS.....	77
III.6.3. RESULTATS DES SIMULATIONS DE L'ADAPTATION DES GAINS DE SUPERTWISTING PAR LOGIQUE FLOUE	86
III.7. COMPARAISON ENTRE LES COMMANDES.....	88
III.7.1 COMPARAISON QUANTITATIVE ENTRE LES COMMANDES.....	88
III.7.2 COMPARAISON QUALITATIVE ENTRE LES COMMANDES.....	93
III.8 CONCLUSION	96

Résumé

Ce chapitre intitulé résultats et discussions présente et discute les résultats obtenus après l'application d'un ensemble de commandes à savoir : la commande PID, la commande par linéarisation entrée sortie, la commande par mode glissant d'ordre 1 et d'ordre supérieure (supertwisting) et une adaptation des gains par logique floue.

III.1 Introduction

La synthèse de la commande d'un hélicoptère est généralement difficile. Cette difficulté provient soit de la non linéarité de ses équations dynamiques et/ou le fort couplage entre eux, soit de l'incertitude sur les paramètres aérodynamiques, qui est souvent inconnue. Ces problèmes deviennent de plus en plus difficiles à contourner par les algorithmes de commande classiques, telle que la commande à actions proportionnelles, intégrales et dérivées, surtout lorsque les exigences de la dynamique du système bouclé sont trop strictes.

Pour se faire, de nombreuses stratégies de commande non linéaires ont été étudiées et appliquées sur les hélicoptères drones, et ce, dans le but d'aboutir à des algorithmes de commande de haute performance permettant le rejet des perturbations non mesurables et assurant une bonne robustesse vis-à-vis des incertitudes paramétriques. Grâce à sa simplicité, la commande par linéarisation entrée-sortie, a été appliquée sur plusieurs types de systèmes non linéaires et a montré une bonne efficacité. Son principe consiste à trouver une transformation qui permet de compenser les non linéarités du modèle et ainsi rendre la relation entre la sortie d'un système et son entrée complètement linéaire. Nous nous envisageons, dans ce chapitre, d'appliquer cette stratégie de commande sur les modèles d'un drone type quadrotor, déjà donné dans le chapitre précédent, en vue de régler sa position.

III.2 Commande PID

Le principe de fonctionnement du régulateur PID réside en une comparaison entre la consigne désirée et la valeur réelle de l'état du système : plus l'écart est minime plus le système converge vers la commande souhaitée, cet écart représente le taux d'erreurs généralement admis qui ne dépasse pas les 5%.

Le contrôleur PID utilise trois actions principales à savoir : l'action proportionnelle P, l'action intégrale, I et l'action dérivée, D. Chaque action a ses avantages et ses inconvénients. Cependant, leur action combinée permet de compenser certains inconvénients tout en gardant les avantages et ainsi aboutir à des performances intéressantes.

III.2.1 Action proportionnelle

L'effet de l'action proportionnelle consiste à amplifier l'erreur d'un gain constant afin que le système réagisse plus rapidement aux changements de consigne. Cette action proportionnelle est représentée par la relation suivante :

$$C(t) = K_p \cdot e(t) \quad (\text{III.1})$$

Plus la valeur de K_p est grande, plus la réponse est rapide. Cet avantage est accompagné d'une détérioration de la stabilité du système allant jusqu'à l'instabilité pour les grandes valeurs de K_p .

III.2.2 Action intégrale

L'action intégrale a pour but de réduire voire d'éliminer l'erreur statique en régime permanent et ce, en intégrant l'erreur par rapport au temps et en multipliant le résultat par une constante K_i comme suit :

$$C(t) = K_i \cdot \int e(t) dt \quad (\text{III.2})$$

Plus la valeur de K_i est grande, plus l'erreur statique est vite corrigée mais cela est accompagné d'une petite perte en stabilité et d'un risque de dépassement.

III.2.3 Action dérivée

Pour obtenir une action dérivée, on multiplie la dérivée de l'erreur par un coefficient K_d . Cette action permet d'éliminer le dépassement de la réponse et d'améliorer la stabilité du système. Sa relation est donnée par l'équation suivante :

$$C(t) = K_d \cdot de(t)/dt \quad (\text{III.3})$$

Plus la valeur de K_d est grande plus le dépassement est atténué mais si elle est trop grande le système est ralenti jusqu'à risquer de devenir instable pour les très grandes valeurs.

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

$$C(t) = K_p(t) + K_i \int e(t)dt + K_d \dot{e}(t) \quad (\text{III.4})$$

Ce contrôleur peut être adapté aux quadrotor, 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.

III.2.4 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 III.1.

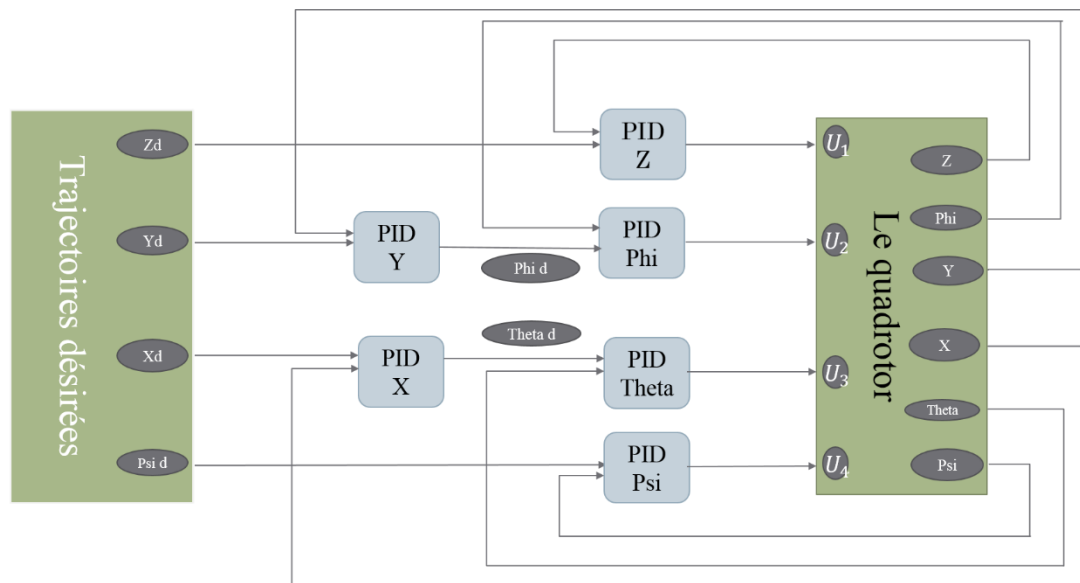


Figure III.1 Schéma de régulation PID

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 III.1.

Tableau III.1 : Paramètres de PIDs

PID	Gains	K_p	K_i	K_d
PID X		3.5	0.8	2
PID Y		4.5	1.5	1.5
PID Z		3.1	1.5	2
PID Phi		2	1.5	30
PID Thêta		5	1.5	30
PID Psi		15	5	8

III.2.5 Résultats des simulations PID

La Figure III.2 présente le suivi de la trajectoire désirée selon les axes X, Y, et Z assuré par la commande, en plus de celle de l'angle d'orientation du lacet ψ . Comme on peut le constater, de bons résultats en simulation sont obtenus, soit un suivi parfait de la trajectoire désirée selon les directions X et Y. Cependant, pour Z et ψ , au premier temps ($t < 10$) la commande ne satisfait pas la sortie désirée. Mais au-delà de la dixième seconde, on voit un bon suivi des trajectoires désirées.

La Figure III.3 présente les résultats de simulation pour les angles d'orientation de roulis et de tangage du quadrotor, soit le suivi par rapport aux angles des trajectoires désirées générées par la commande de position du quadrotor (X, Y). On peut dire que les angles de roulis et de tangage fluctuent autour du point d'équilibre 0.

La Figure III.4 présente le suivi de la trajectoire désirée effectuée par X4 dans l'espace tridimensionnel. La trajectoire désirée est composée par trois étapes ; la première consiste en une montée (non verticale) en altitude jusqu'à $Z = 2$ m, suivie d'un mouvement de translation à la même altitude suivant X en premier lieu de 1m, puis suivant Y de 1 m, et enfin, une descente (non vertical) jusqu'au point de coordonnées $[0.5, 0.5, 1]$. On constate qu'en utilisant la commande PID le quadrotor n'a pas suivi la trajectoire désirée dès le début, mais à partir du point $[1, 1, 2]$ il suit avec une petite erreur.

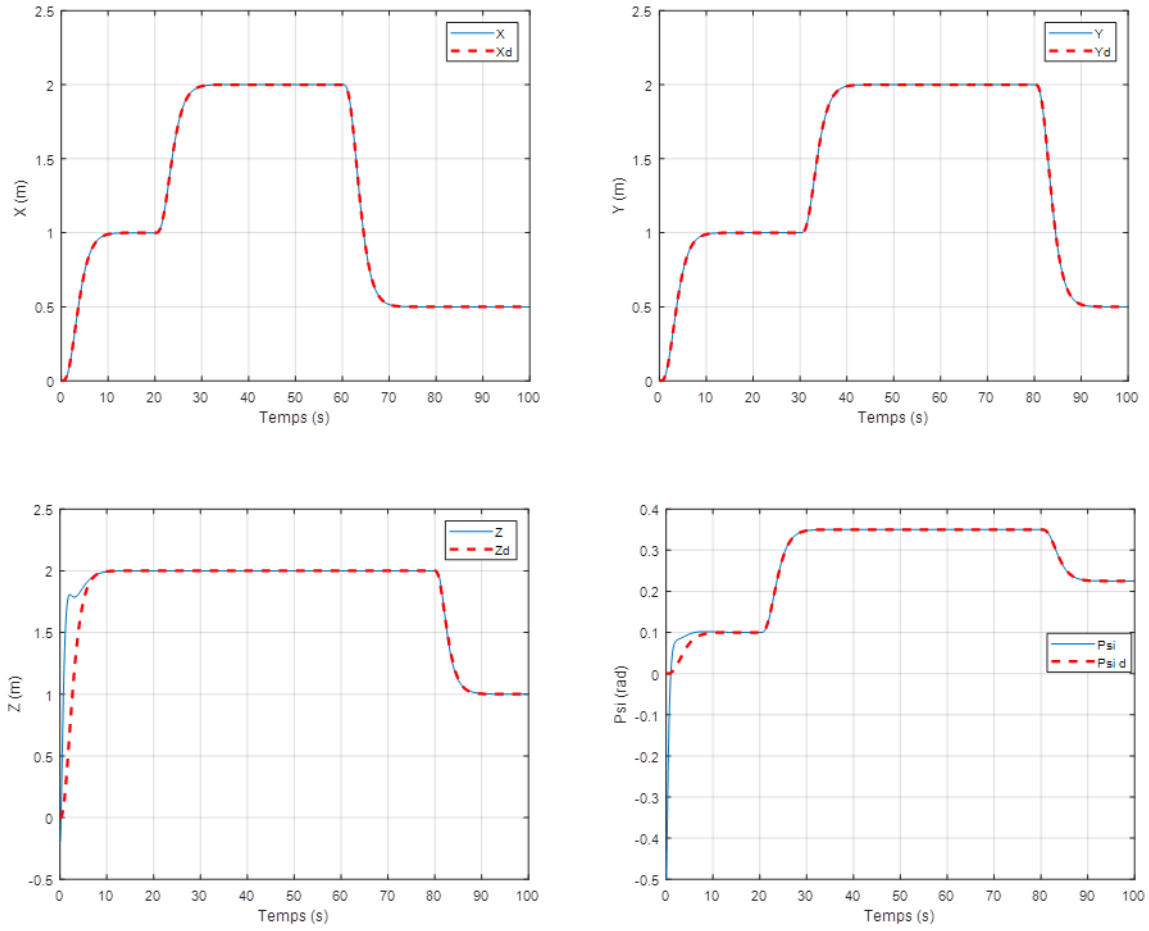


Figure III.2 Résultats de poursuite des trajectoires désirées (X, Y, Z, ψ)

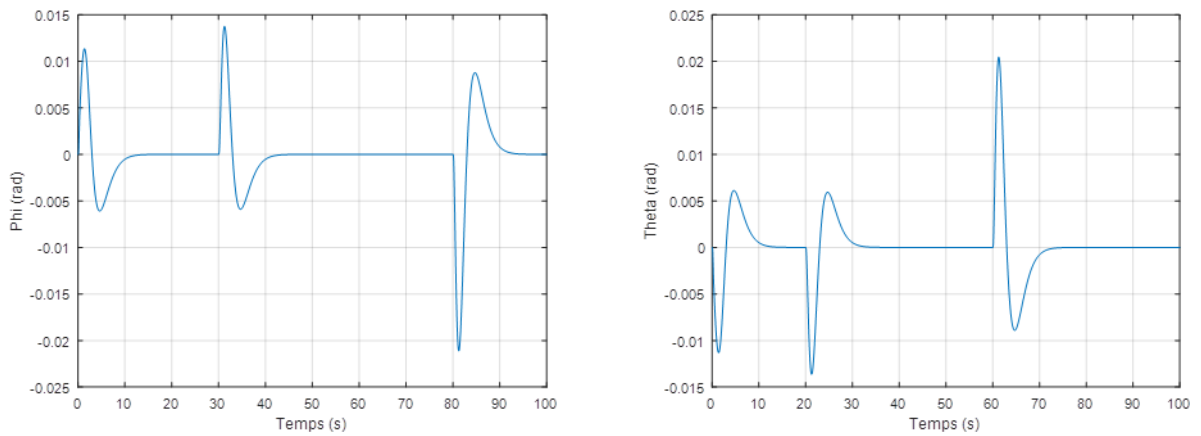


Figure III.3 Résultats de simulation des angles (ϕ, θ)

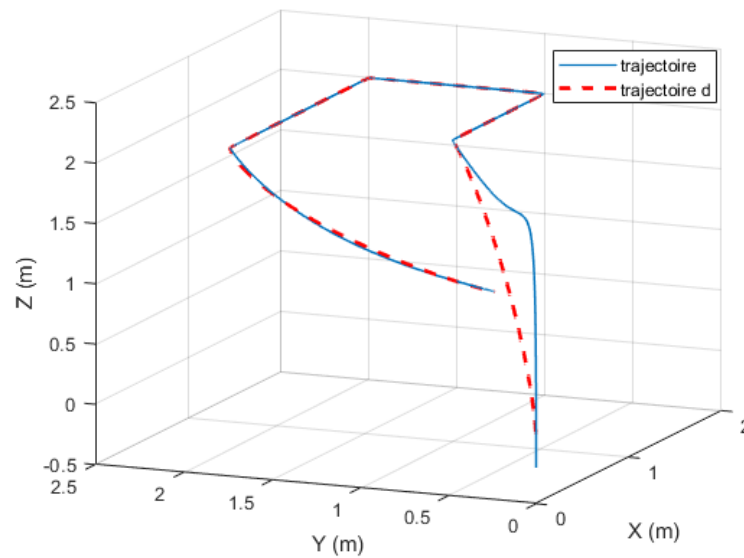


Figure III.4 Trajectoire globale du Quadrotor en 3D

III.3 Commande par linéarisation entrée-sortie

La linéarisation entrée-sortie est une méthode de commande non linéaire utilisée pour résoudre les problèmes de poursuite de trajectoire, elle consiste à transformer les systèmes non linéaires en systèmes linéaires en utilisant :

- La transformation non linéaire des coordonnées ;
- La commande par retour d'état.

La conception de cette commande est basée sur trois étapes décrites ci-dessous [85] :

1. Différencier la sortie 'y', 'r' fois jusqu'à l'apparition de l'entrée 'u', avec 'r' appelé le degré relatif ;
2. Choisir la commande 'u' pour éliminer les non-linéarités et garantir la convergence de poursuite de la trajectoire de référence ;
3. Etudier la stabilité de la dynamique interne.

Si le degré relatif associé à la linéarisation entrée-sortie est le même que l'ordre du système, ce dernier est totalement linéarisable et les deux étapes (1 et 2) décrites précédemment conduisent à une commande satisfaisante. Dans ce cas, on est dans la linéarisation par bouclage statique [85].

Si le degré relatif est inférieur à l'ordre du système, donc le système non linéaire est partiellement linéarisable. Cela nécessite d'étudier la stabilité de la dynamique interne. C'est le cas de la linéarisation par bouclage dynamique [85].

La stratégie de commande par feedback linéarisation est basée sur deux sous-systèmes ; le premier est lié au contrôle de la rotation, et le deuxième est lié au contrôle de translation. Son principe de base ressemble à celui de la commande PID.

III.3.1 Synthèse de la commande

En se basant sur le modèle dynamique du système donné au chapitre 2 et exprimé par l'équation d'état (II.39), la fonction $F(x)$ prend la forme suivante :

$$F(x) = \begin{pmatrix} x_2 \\ a_1x_4x_6 + a_2x_2^2 + a_3x_4\bar{\Omega}_r \\ x_4 \\ a_4x_2x_6 + a_5x_4^2 + a_6x_2\bar{\Omega}_r \\ x_6 \\ a_7x_2x_4 + a_8x_6^2 \\ x_8 \\ a_9x_8 \\ x_{10} \\ a_{10}x_{10} \\ x_{12} \\ a_{11}x_{12} \end{pmatrix} \quad (III.5)$$

Pour exécuter une commande par feedback linearization, il faut définir tout d'abord le vecteur de sortie Y , qui s'exprime comme suit :

$$Y = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_3 \\ x_5 \\ x_7 \\ x_9 \\ x_{11} \end{bmatrix} \quad (III.6)$$

Les degrés relatifs du sous-système d'orientation ' r_o ' sont obtenus à partir des systèmes d'équations (III.7, III.8 et III.9) décrits ci-dessous :

$$\begin{cases} y_1 = x_1 \\ \dot{y}_1 = \dot{x}_1 = x_2 \\ \ddot{y}_1 = \ddot{x}_1 = a_1x_4x_6 + a_2x_2^2 + a_3\Omega_r x_4 + b_1U_2 \end{cases} \quad (III.7)$$

Donc, le degré relatif correspondant au système d'équations (III.7) est : $r_1=2$.

$$\begin{cases} y_2 = x_3 \\ \dot{y}_2 = \dot{x}_3 = x_4 \\ \ddot{y}_2 = \dot{x}_4 = a_4 x_2 x_6 + a_5 x_4^2 + a_6 \Omega_r x_2 + b_2 U_3 \end{cases} \quad (\text{III.8})$$

Donc, le degré relatif correspondant au système d'équations (III.8) est : $r_2=2$.

$$\begin{cases} y_3 = x_5 \\ \dot{y}_3 = \dot{x}_5 = x_6 \\ \ddot{y}_3 = \dot{x}_6 = a_7 x_4 x_2 + a_8 x_6^2 + b_3 U_4 \end{cases} \quad (\text{III.9})$$

Donc, le degré relatif correspondant au système d'équations (III.9) est : $r_3=2$.

En fait, le degré relatif du sous-système d'orientation est la somme des degrés relatifs suivant les différentes orientations, ainsi, on obtient :

$$r_1 + r_2 + r_3 = 6 = n_1 \quad (\text{III.10})$$

n_1 : étant l'ordre du sous-système d'orientation.

D'après l'équation (III.10), on constate que $r_0 = n_1$. Dans ce cas, on est dans la linéarisation par bouclage statique.

Le difféomorphisme du sous-système d'orientation est donné par le système d'équations décrit comme suit :

$$\begin{cases} z_1^1 = L_f^0 h_1(x) = h_1(x) = x_1 \\ z_2^1 = L_f h_1(x) = L_f(x_1) = x_2 \\ z_1^2 = h_2(x) = x_3 \\ z_2^2 = L_f h_2(x) = L_f(x_3) = x_4 \\ z_1^3 = h_3(x) = x_5 \\ z_2^3 = L_f h_3(x) = L_f(x_5) = x_6 \end{cases} \quad (\text{III.11})$$

Alors :

$$\begin{cases} z_1^1 = x_1 \\ z_2^1 = x_2 \\ z_1^2 = x_3 \\ z_2^2 = x_4 \\ z_1^3 = x_5 \\ z_2^3 = x_6 \end{cases} \quad \text{et} \quad \begin{cases} \dot{z}_1^1 = \dot{x}_1 = x_2 = z_2^1 \\ \dot{z}_2^1 = \dot{x}_2 = a_1 x_4 x_6 + a_2 x_2^2 + a_3 \Omega_r x_4 + b_1 U_2 = V_1 \\ \dot{z}_1^2 = \dot{x}_3 = x_4 = z_2^2 \\ \dot{z}_2^2 = \dot{x}_4 = a_4 x_2 x_6 + a_5 x_4^2 + a_6 \Omega_r x_2 + b_2 U_3 = V_2 \\ \dot{z}_1^3 = \dot{x}_5 = x_6 = z_2^3 \\ \dot{z}_2^3 = \dot{x}_6 = a_7 x_4 x_2 + a_8 x_6^2 + b_3 U_4 = V_3 \end{cases} \quad (\text{III.12})$$

Tel que :

$$\begin{cases} V_1 = -K_1 z_1^1 - K_2 z_2^1 \\ V_2 = -K_3 z_1^2 - K_4 z_2^2 \\ V_3 = -K_5 z_1^3 - K_6 z_2^3 \end{cases} \quad (\text{III.13})$$

Avec,

$$A_1 = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -K_1 & -K_2 \end{bmatrix} A_2 = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -K_3 & -K_4 \end{bmatrix} A_3 = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -K_5 & -K_6 \end{bmatrix} \quad (\text{III.14})$$

À mentionner que la synthèse des différentes lois de commande stabilisantes se fait par placement de pôles.

Les pôles choisis sont donnés ci-dessous :

$$\begin{cases} P_1 = \frac{-25-\sqrt{505}}{2} & P_2 = \frac{-25+\sqrt{505}}{2} \\ P_3 = \frac{-25-\sqrt{505}}{2} & P_4 = \frac{-25+\sqrt{505}}{2} \\ P_5 = -6 + \sqrt{19} & P_6 = -6 - \sqrt{19} \end{cases} \quad (\text{III.15})$$

Après le calcul des différents polynômes caractéristiques ; les coefficients K_i sont donnés par le système d'équation (III.16).

$$\begin{cases} K_1 = 30 \\ K_2 = 20 \\ K_3 = 30 \\ K_4 = 25 \\ K_5 = 17 \\ K_6 = 12 \end{cases} \quad (\text{III.16})$$

Par identification terme à terme entre le système d'équations (III.12) et le système d'équations (III.13), il en résulte que les trois lois de commande du sous-système d'orientation prennent les formes suivantes :

$$\begin{cases} U_2 = -\frac{1}{b_1} (K_1 x_1 + K_2 x_2 + a_1 x_4 x_6 + a_2 x_2^2 + a_3 \Omega_r x_4) \\ U_3 = -\frac{1}{b_2} (K_3 x_3 + K_4 x_4 + a_4 x_2 x_6 + a_5 x_4^2 + a_6 \Omega_r x_2) \\ U_4 = -\frac{1}{b_3} (K_5 x_5 + K_6 x_6 + a_7 x_4 x_2 + a_8 x_6^2) \end{cases} \quad (\text{III.17})$$

Les degrés relatifs du sous-système de translation ' r_t ' sont obtenus à partir des systèmes d'équations (III.18, III.19 et III.20) décrits ci-dessous :

$$\begin{cases} y_4 = x_7 \\ \dot{y}_4 = \dot{x}_7 = x_8 \\ \ddot{y}_4 = \dot{x}_8 = a_9 x_8 + \frac{U_x}{m} U_1 \end{cases} \quad (\text{III.18})$$

Donc, le degré relatif correspondant au système d'équations (III.18) est : $r_4=2$.

$$\begin{cases} y_5 = x_9 \\ \dot{y}_5 = \dot{x}_9 = x_{10} \\ \ddot{y}_5 = \dot{x}_{10} = a_{10} x_{10} + \frac{U_y}{m} U_1 \end{cases} \quad (\text{III.19})$$

Donc, le degré relatif correspondant au système d'équations (III.19) est : $r_5=2$.

$$\begin{cases} y_6 = x_{11} \\ \dot{y}_6 = \dot{x}_{11} = x_{12} \\ \ddot{y}_6 = \dot{x}_{12} = a_{11} x_{12} + \frac{\cos x_1 \cos x_3}{m} U_1 - g \end{cases} \quad (\text{III.20})$$

Donc, le degré relatif correspondant au système d'équations (III.20) est : $r_6=2$.

En fait, le degré relatif total du sous-système de translation est la somme des degrés relatifs suivant les différentes translations, ainsi on obtient :

$$r_4 + r_5 + r_6 = 6 = n_2 \quad (\text{III.21})$$

n_2 : étant l'ordre du sous-système de translation.

D'après l'équation (III.21), on constate que $r_t = n_2$. Dans ce cas, on est dans la linéarisation par bouclage statique.

En suivant les mêmes étapes expliquées lors de la détermination du difféomorphisme du sous-système d'orientation. Le difféomorphisme du sous-système de translation est obtenu comme suit :

$$\begin{cases} z_1^4 = L_{f^0} h_4(x) = h_4(x) = x_7 \\ z_2^4 = L_f h_4(x) = L_f(x_7) = x_8 \\ z_1^5 = h_5(x) = x_9 \\ z_2^5 = L_f h_5(x) = L_f(x_9) = x_{10} \\ z_1^6 = h_6(x) = x_{11} \\ z_2^6 = L_f h_6(x) = L_f(x_{11}) = x_{12} \end{cases} \quad (\text{III.22})$$

Alors :

$$\left\{ \begin{array}{l} z_1^4 = x_7 \\ z_2^4 = x_8 \\ z_1^5 = x_9 \\ z_2^5 = x_{10} \\ z_1^6 = x_{11} \\ z_2^6 = x_{12} \end{array} \right. \text{ et } \left\{ \begin{array}{l} \dot{z}_1^4 = \dot{x}_7 = x_8 = z_2^4 \\ \dot{z}_2^4 = \dot{x}_8 = a_9 x_8 + \frac{U_x}{m} U_1 = V_4 \\ \dot{z}_1^5 = \dot{x}_9 = x_{10} = z_2^5 \\ \dot{z}_2^5 = \dot{x}_{10} = a_{10} x_{10} + \frac{U_y}{m} U_1 = V_5 \\ \dot{z}_1^6 = \dot{x}_{11} = x_{12} = z_2^6 \\ \dot{z}_2^6 = \dot{x}_{12} = a_{11} x_{12} + \frac{\cos x_1 \cos x_3}{m} U_1 - g = V_6 \end{array} \right. \quad (\text{III.23})$$

Tel que :

$$\left\{ \begin{array}{l} V_4 = -K_7 z_1^4 - K_8 z_2^4 \\ V_5 = -K_9 z_1^5 - K_{10} z_2^5 \\ V_6 = -K_{11} z_1^6 - K_{12} z_2^6 \end{array} \right. \quad (\text{III.24})$$

Les pôles choisis sont donnés ci-dessous :

$$\left\{ \begin{array}{ll} P_1 = \frac{-15+\sqrt{157}}{2} & P_2 = \frac{-15-\sqrt{157}}{2} \\ P_3 = -8 + \sqrt{46} & P_4 = -8 - \sqrt{46} \\ P_5 = \frac{-11+\sqrt{61}}{2} & P_6 = \frac{-11-\sqrt{61}}{2} \end{array} \right. \quad (\text{III.25})$$

Après le calcul des différents polynômes caractéristiques ; les coefficients K_i prennent les valeurs suivantes :

$$\left\{ \begin{array}{l} K_7 = 17 \\ K_8 = 15 \\ K_9 = 18 \\ K_{10} = 16 \\ K_{11} = 15 \\ K_{12} = 16 \end{array} \right. \quad (\text{III.26})$$

Par identification terme à terme entre le système d'équations (III.23) et le système d'équations (III.24), il en résulte que les trois lois de commande du sous-système de translation ont les formes suivantes :

$$\left\{ \begin{array}{l} U_x = -\frac{m}{U_1} (K_7 x_7 + K_8 x_8 - a_9 x_8) \\ U_y = -\frac{m}{U_1} (K_9 x_9 + K_{10} x_{10} - a_{10} x_{10}) \\ U_1 = -\frac{m}{\cos x_1 \cos x_3} (K_{11} x_{11} + K_{12} x_{12} - a_{11} x_{11} - g) \end{array} \right. \quad (\text{III.27})$$

III.3.2 Résultats de simulations de la commande par linéarisation entrée sortie

L'application de la commande linéarisation par bouclage statique sur le quadrotor, nous a permis de suivre son parcours (translation et orientation). La Figure III.5 présente le suivi de la trajectoire désirée selon les axes X, Y, et Z assuré par la technique de commande choisie, en plus de celle de l'angle d'orientation du lacet ψ . Comme on peut le voir, de bons résultats de simulation sont obtenus, soit un suivi parfait de la trajectoire désirée selon toutes les directions X, Y, Z de même pour l'angle d'orientation du lacet ψ .

La Figure III.6 présente les résultats de simulation pour les angles d'orientation de roulis et de tangage du quadrotor, soit le suivi par rapport aux angles des trajectoires désirées générées par la commande de position du quadrotor (X, Y).

Les angles de roulis et de tangage fluctuent beaucoup plus autour du point d'équilibre 0 comparés avec le résultat trouvé en utilisant la commande PID.

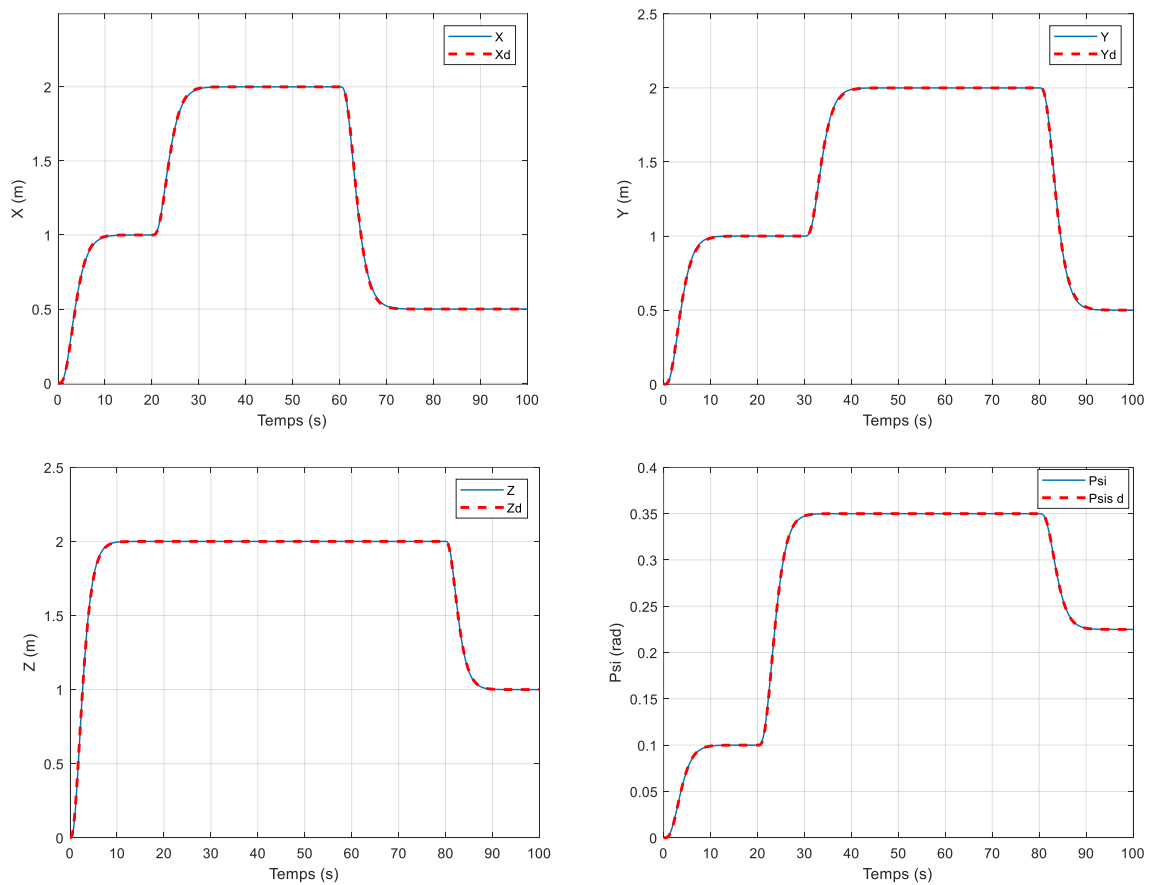


Figure III.5 Résultats de poursuite des trajectoires désirées (X, Y, Z, ψ)

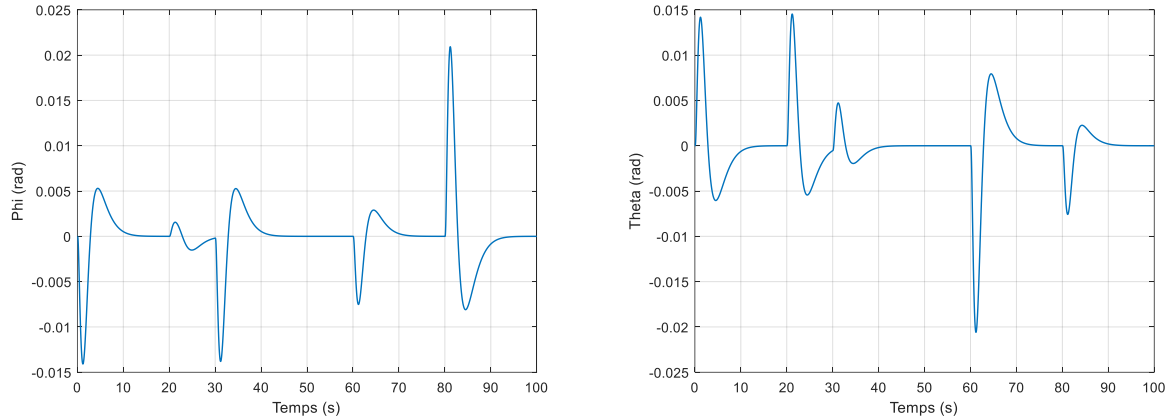


Figure III.6 Résultats de simulation des angles(ϕ, θ)

La Figure III.7 présente le suivi de la trajectoire désirée effectuée par X4 dans l'espace tridimensionnel. On constate que la trajectoire réelle coïncide avec celle désirée dans la majorité du chemin mais il existe des déviations légères au début de vol (décollage) et à la fin de trajectoire désirée.

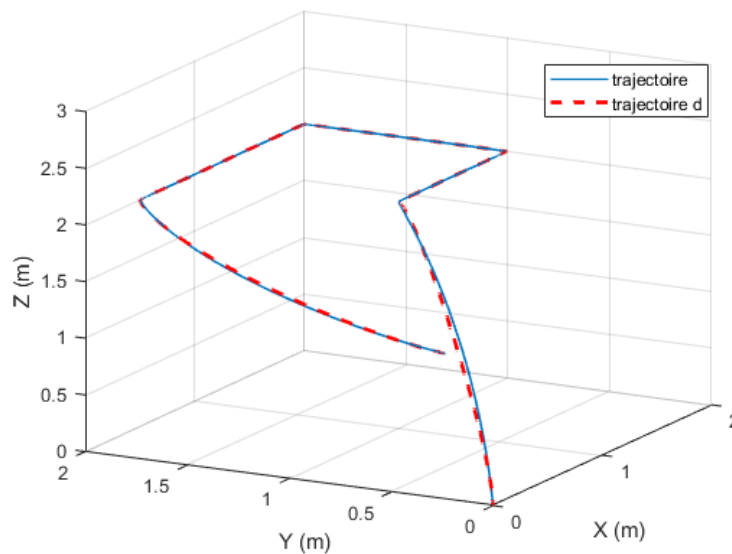


Figure III.7 Trajectoire globale du Quadrotor en 3D

Lors de la mise en œuvre de la commande, on a constaté que les commandes en altitude et en lacet sont indépendantes des autres commandes, ce qui veut dire que le system est découplé. Cette technique de commande nous a donné des résultats mieux de celle de PID.

III.4 Commande par mode glissant

La commande par mode glissant (sliding mode control en anglais) est une technique de commande non linéaire à structure variable (VSC), caractérisée par la discontinuité de la commande aux passages d'une surface de commutation appelée surface de glissement (voir la Figure III.8). Le principe de la commande par mode glissant est de contraindre l'état du système à atteindre en temps fini une surface de glissement donnée pour ensuite y rester [86].

L'étude du contrôle par mode de glissement a commencé en ex URSS (Russie actuellement) et en ex Yougoslavie dans les années 60 [87-88]. Cependant, ce n'est qu'à partir des années 80 [89] que cette commande est devenue intéressante et attractive. Dans la littérature, on trouve trois configurations de base pour la synthèse des différentes commandes. La première correspond à la structure la plus simple où la commutation est au niveau de l'organe de commande lui-même. La deuxième structure fait intervenir la commutation au niveau d'une contre-réaction d'état, et la dernière est une structure de régulation avec ajout de la commande équivalente [87-90]. Cette dernière structure est retenue pour la suite de notre étude.

Le SMC choisi dans cette étude se compose de deux parties selon l'équation présentée ci-dessous ; une partie corrective Uc et une partie équivalente Ueq :

$$U(t) = Uc(t) + Ueq(t) \tag{III.28}$$

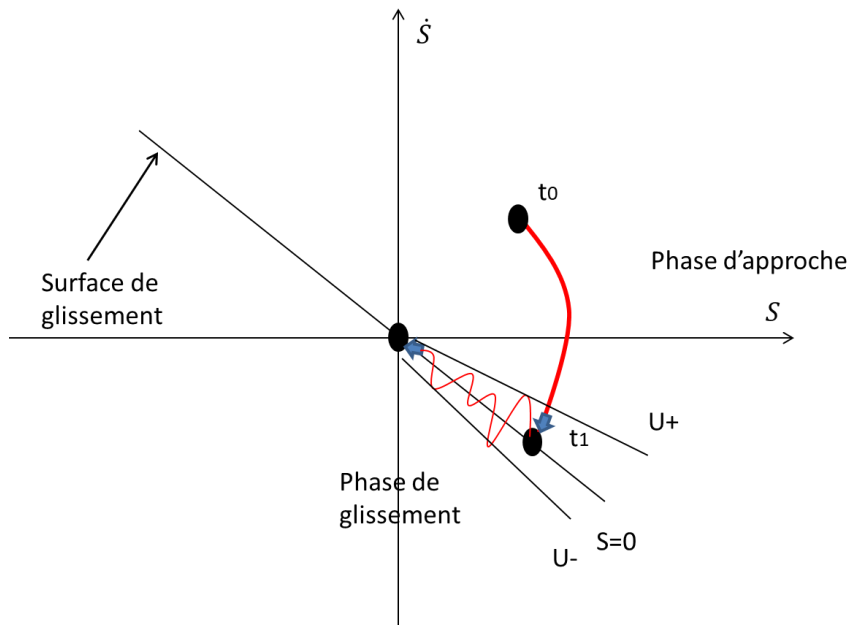


Figure III.8 Principe de la commande par mode glissant

III.4.1 Choix de la surface de glissement

La surface de glissement $s(x)$ est composée par la différence entre les états souhaités et réels du système. Sa forme (linéaire ou non-linéaire) est choisie selon l'application désirée. Seule la contrainte d'attractivité de cette surface est nécessaire.

Un système d'ordre n avec m entrées peut avoir jusqu'à (2^{m-1}) surfaces de glissement. Pour le choix de la forme de la surface de glissement, Slotine [91] a proposé une forme générale qui consiste à définir une fonction scalaire des surfaces de glissements dans le plan de phase, donnée par :

$$s(x) = \left(\frac{\partial}{\partial t} + \lambda \right)^{r-1} e(x) \quad (\text{III.30})$$

Où :

e : représente l'erreur entre l'état désiré et l'état réel du système $e = X - X_d$;

λ : est un scalaire positif qui représente la pente de la surface de glissement ;

r : est le degré relatif du système commandé. Le degré relatif d'un système est le nombre de dérivation de la sortie jusqu'à l'apparition explicite de la commande.

En d'autres termes, la difficulté dans l'application de cette commande revient à un problème de poursuite de trajectoire dont l'objectif est de maintenir la fonction de glissement $s(x)$ égale à zéro. Ceci est équivalent à une linéarisation exacte de l'écart en respectant la condition de convergence. La linéarisation exacte de l'écart a pour but de forcer la dynamique de l'écart (référence – sortie) à être une dynamique d'un système linéaire autonome d'ordre r .

III.4.2 Conditions d'existence du régime glissant

C'est la condition sous laquelle la trajectoire d'état va atteindre la surface de glissement, appelée aussi condition d'attractivité. Deux types de conditions d'accès à la surface de glissement existent à savoir ; l'approche directe et l'approche de Lyapunov.

III.4.2.1 Approche directe

Cette approche proposée par EMILYANOV et UTKIN est la plus ancienne. Elle est globale mais ne garantit pas en revanche un temps d'accès fini. Cette approche se traduit par les inégalités suivantes :

$$\begin{cases} \dot{S}(x) > 0 \text{ lorsque } S(x) < 0 \\ \dot{S}(x) < 0 \text{ lorsque } S(x) > 0 \end{cases} \quad (\text{III.31})$$

Cette condition est toutefois difficile à appliquer, particulièrement dans le cas d'un système multi entrées.

III.4.2.2 Approche de LYAPUNOV

Cette approche consiste à formuler une fonction scalaire définie positive $V(x) > 0$ pour les variables d'état du système, et de choisir la loi de commutation qui fera décroître cette fonction. Elle est utilisée pour garantir la stabilité des systèmes non linéaires. L'approche de Lyapunov est décrite comme suit :

$$\dot{V}(x) < 0 \text{ avec } V(x) > 0 \quad (\text{III.32})$$

En définissant la fonction de Lyapunov par :

$$V(x) = \frac{1}{2} S(x)^2 \quad (\text{III.33})$$

Pour que la fonction de Lyapunov décroisse, il suffit d'assurer que sa dérivée est négative. Ceci est vérifié si :

$$S(x)\dot{S}(x) < 0 \quad (\text{III.34})$$

III.4.3 Phénomène de Chattering (broutement)

La nature discontinue de la loi de commande des systèmes à structure variable provoque l'apparition d'un phénomène de réticence (chattering en anglais) caractérisé par de fortes oscillations de hautes fréquences autour de la surface du glissement, comme on le voit sur la Figure III.9. En conséquence, les performances et la robustesse du système sont dégradées et cela peut même conduire à l'instabilité du système. Pour résoudre ce problème, certaines solutions ont été proposées telles que : le remplacement de la fonction discontinue par une fonction continue (par exemple : fonctions sat, smooth...), la fuzzification de cette dernière ou la synthèse d'une commande à structure variable d'ordre supérieur.

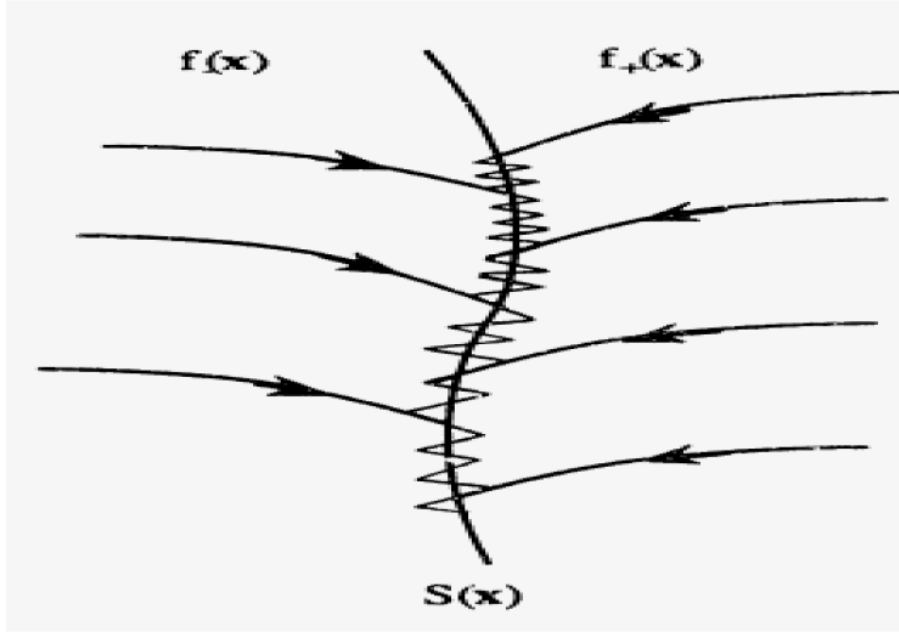


Figure III.9 Phénomène de chattering [92]

III.4.4 Synthèse de la commande SMC

Les lois de commande synthétisées assurant la stabilité au sens de Lyapunov se présentent comme suit :

$$\left\{ \begin{array}{l} U_2 = \frac{1}{b_1} (K_1 \text{sign}(S_\phi) + \ddot{\phi}_d + \lambda_1(\dot{\phi}_d - x_2) - a_1 x_4 x_6 - a_2 x_2^2 - a_3 \Omega_r x_4) \\ U_3 = \frac{1}{b_2} (K_2 \text{sign}(S_\theta) + \ddot{\theta}_d + \lambda_2(\dot{\theta}_d - x_4) - a_4 x_2 x_6 - a_5 x_4^2 - a_6 \Omega_r x_2) \\ U_4 = \frac{1}{b_3} (K_3 \text{sign}(S_\psi) + \ddot{\psi}_d + \lambda_3(\dot{\psi}_d - x_6) - a_7 x_4 x_2 - a_8 x_6^2) \\ U_x = \frac{m}{U_1} (K_4 \text{sign}(S_x) + \ddot{x}_d + \lambda_4(\dot{x}_d - x_8) - a_9 x_8) \\ U_y = \frac{m}{U_1} (K_5 \text{sign}(S_y) + \ddot{y}_d + \lambda_5(\dot{y}_d - x_{10}) - a_{10} x_{10}) \\ U_1 = \frac{m}{\cos x_1 \cos x_3} (K_6 \text{sign}(S_z) + \ddot{z}_d + \lambda_6(\dot{z}_d - x_{12}) - a_{11} x_{12} + g) \end{array} \right. \quad (\text{III.35})$$

Tel que :

$$\left\{ \begin{array}{l} (K_i, \lambda_i) \in \mathcal{R}^{+2} \\ U_1 \neq 0 \\ \cos x_1 \cos x_3 \neq 0 \end{array} \right. \quad (\text{III.36})$$

III.4.4.1 Démonstration des expressions de commandes

Ci-dessous on démontre comment on a obtenu les expressions des commandes utilisées au cours de la simulation du control par mode glissant en démarrant du model (II.39) de représentation d'état (cf § chapitre II).

Soient les erreurs de poursuite e_i décrites en écriture indicielle comme suit :

$$\begin{cases} e_i = x_{id} - x_i \\ e_{i+1} = \dot{e}_i \end{cases} \quad i \in [1, 11] \quad (\text{III.37})$$

Explicitement, on obtient les expressions suivantes :

$$\begin{cases} e_1 = x_{1d} - x_1 \\ e_2 = \dot{e}_1 \end{cases} \begin{cases} e_2 = x_{2d} - x_2 \\ e_3 = \dot{e}_2 \end{cases} \begin{cases} e_3 = x_{3d} - x_3 \\ e_4 = \dot{e}_3 \end{cases}$$

$$\begin{cases} e_4 = x_{4d} - x_4 \\ e_5 = \dot{e}_4 \end{cases} \begin{cases} e_5 = x_{5d} - x_5 \\ e_6 = \dot{e}_5 \end{cases} \begin{cases} e_6 = x_{6d} - x_6 \\ e_7 = \dot{e}_6 \end{cases}$$

$$\begin{cases} e_7 = x_{7d} - x_7 \\ e_8 = \dot{e}_7 \end{cases} \begin{cases} e_8 = x_{8d} - x_8 \\ e_9 = \dot{e}_8 \end{cases} \begin{cases} e_9 = x_{9d} - x_9 \\ e_{10} = \dot{e}_9 \end{cases}$$

$$\begin{cases} e_{10} = x_{10d} - x_{10} \\ e_{11} = \dot{e}_{10} \end{cases} \begin{cases} e_{11} = x_{11d} - x_{11} \\ e_{12} = \dot{e}_{11} \end{cases}$$

Les surfaces de glissement sont choisies comme suit :

Pour $r = 2 \Rightarrow S(x) = \lambda_x e(x) + \dot{e}(x)$

$$\begin{cases} S_\phi = \lambda_1 e_1 + e_2 \\ S_\theta = \lambda_2 e_3 + e_4 \\ S_\psi = \lambda_3 e_5 + e_6 \\ S_x = \lambda_4 e_7 + e_8 \\ S_y = \lambda_5 e_9 + e_{10} \\ S_z = \lambda_6 e_{11} + e_{12} \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} e_1 = (\phi_d - \phi) \\ e_3 = (\theta_d - \theta) \\ e_5 = (\psi_d - \psi) \\ e_7 = (x_d - x) \\ e_9 = (y_d - y) \\ e_{11} = (z_d - z) \end{cases} \text{ et } \begin{cases} e_2 = \dot{e}_1 \\ e_4 = \dot{e}_3 \\ e_6 = \dot{e}_5 \\ e_8 = \dot{e}_7 \\ e_{10} = \dot{e}_9 \\ e_{12} = \dot{e}_{11} \end{cases}$$

$$\Rightarrow \begin{cases} S_\phi = \lambda_1 (\phi_d - \phi) + \dot{e}_1 \\ S_\theta = \lambda_2 (\theta_d - \theta) + \dot{e}_3 \\ S_\psi = \lambda_3 (\psi_d - \psi) + \dot{e}_5 \\ S_x = \lambda_4 (x_d - x) + \dot{e}_7 \\ S_y = \lambda_5 (y_d - y) + \dot{e}_9 \\ S_z = \lambda_6 (z_d - z) + \dot{e}_{11} \end{cases} \quad (\text{III.38})$$

Soit la fonction de Lyapunov suivante :

$$V(S_k) = \frac{1}{2} S_k^2 \quad (\text{III.39})$$

En utilisant la théorie de commande par mode de glissement, la loi de commande prendra la forme suivante :

$$U_i = U_{i \text{ glissement}} + U_{i \text{ equivalente}}$$

Si $\dot{V}(S_k) < 0$, alors $S_k \dot{S}_k < 0$, on peut dire alors que la condition nécessaire de glissement est vérifiée et la stabilité au sens de Lyapunov est garantie.

- **Détermination de U_2 :**

On choisit la surface de glissement comme suit :

$$S_\phi = \lambda_1(\phi_d - \phi) + \dot{e}_1 \text{ Tel que : } \lambda_1 > 0$$

En utilisant la théorie de commande par mode de glissement, la loi de commande est la suivante :

$$U_2 = U_{2 \text{ glissement}} + U_{2 \text{ equivalente}}$$

Avec :

$U_{2 \text{ glissement}}$: est le terme de correction défini par : $U_{2 \text{ gliss}} = K_1 \text{sign}(S_\phi)$

Tel que : $K_1 > 0$

$U_{2 \text{ equivalente}}$: est la commande équivalente, elle est calculée si les deux conditions ci-dessous sont vérifiées :

$$S_\phi = 0, \text{ et } \dot{S}_\phi = 0$$

Soit la fonction de Lyapunov suivante :

$$V(S_\phi) = \frac{1}{2} S_\phi^2$$

Alors :

$$\dot{S}_\phi = -K_1 \text{sign}(S_\phi)$$

On a : $S_\phi = \lambda_1 e_1 + \dot{e}_1$ et $e_1 = (\phi_d - x_1)$

Il découle que $\dot{e}_1 = (\dot{\phi}_d - \dot{x}_1) = (\dot{\phi}_d - x_2)$

En remplaçant les expressions ci-dessus dans l'équation de la dérivée de la surface de glissement on obtient :

$$\dot{S}_\phi = \lambda_1 \dot{e}_1 + \ddot{\phi}_d - \dot{x}_2$$

$$\dot{S}_\phi = \lambda_1 e_2 + \ddot{\phi}_d - a_1 x_4 x_6 - a_2 x_2^2 - a_3 x_4 \bar{\Omega}_r - b_1 U_2 = -K_1 \text{sign}(S_\phi)$$

$$\Rightarrow U_2 = \frac{1}{b_1} (K_1 \text{sign}(S_\phi) + \ddot{\phi}_d + \lambda_1 e_2 - a_1 x_4 x_6 - a_2 x_2^2 - a_3 \Omega_r x_4)$$

$$\begin{cases} U_2 \text{ glissement} = \frac{K_1}{b_1} \text{sign}(S_\phi) \\ U_2 \text{ equivalente} = \frac{1}{b_1} (\ddot{\phi}_d + \lambda_1 e_2 - a_1 x_4 x_6 - a_2 x_2^2 - a_3 \Omega_r x_4) \end{cases} \quad (\text{III.40})$$

- **Détermination de U_1 :**

Soit : $\dot{S}_z = -K_6 \text{sign}(S_z)$

On a : $S_z = \lambda_6 e_{11} + \dot{e}_{11}$ et $e_{11} = (z_d - x_{11})$

Il découle que $\dot{e}_{11} = (\dot{z}_d - \dot{x}_{11}) = (\dot{z}_d - x_{12})$

En remplaçant les expressions ci-dessus dans l'équation de la dérivée de la surface de glissement on obtient :

$$\dot{S}_z = \lambda_6 \dot{e}_{11} + \ddot{z}_d - \dot{x}_{12}$$

$$\dot{S}_z = \lambda_6 e_{12} + \ddot{z}_d - a_{11} x_{12} - \frac{\cos x_1 \cos x_3}{m} U_1 + g = -K_6 \text{sign}(S_z)$$

$$\Rightarrow U_1 = \frac{m}{\cos x_1 \cos x_3} (K_6 \text{sign}(S_z) + \ddot{z}_d + \lambda_6 e_{12} - a_{11} x_{12} + g)$$

$$\begin{cases} U_1 \text{ glissement} = \frac{K_6 * m}{\cos x_1 \cos x_3} \text{sign}(S_z) \\ U_1 \text{ equivalente} = \frac{m}{\cos x_1 \cos x_3} (\ddot{z}_d + \lambda_6 e_{12} - a_{11} x_{12} + g) \end{cases} \quad (\text{III.41})$$

- **Détermination de U_3 :**

Soit : $\dot{S}_\theta = -K_2 \text{sign}(S_\theta)$

On a : $S_\psi = \lambda_2 e_3 + \dot{e}_3$ et $e_3 = (\theta_d - x_3)$

Il découle que $\dot{e}_3 = (\dot{\theta}_d - \dot{x}_3) = (\dot{\theta}_d - x_4)$

En remplaçant les expressions ci-dessus dans l'équation de la dérivée de la surface de glissement on obtient :

$$\dot{S}_\theta = \lambda_2 \dot{e}_3 + \ddot{\theta}_d - \dot{x}_4$$

$$\dot{S}_\theta = \lambda_2 e_4 + \ddot{\theta}_d - a_4 x_2 x_6 - a_5 x_4^2 - a_6 x_2 \bar{\Omega}_r - b_2 U_3 = -K_2 \text{sign}(S_\theta)$$

$$\Rightarrow U_3 = \frac{1}{b_2} (K_2 \text{sign}(S_\theta) + \ddot{\theta}_d + \lambda_2 e_4 - a_4 x_2 x_6 - a_5 x_4^2 - a_6 x_2 \bar{\Omega}_r)$$

$$\begin{cases} \mathbf{U}_3 \text{ glissement} = \frac{K_2}{b_2} \text{sign}(S_\theta) \\ \mathbf{U}_3 \text{ equivalente} = \frac{1}{b_2} (\ddot{\theta}_d + \lambda_2 e_4 - a_4 x_2 x_6 - a_5 x_4^2 - a_6 x_2 \bar{\Omega}_r) \end{cases} \quad (\text{III.42})$$

- **Détermination de U_4 :**

Soit : $\dot{S}_\psi = -K_3 \text{sign}(S_\psi)$

On a : $S_\psi = \lambda_3 e_5 + \dot{e}_5$ et $e_3 = (\psi_d - x_5)$

Il découle que $\dot{e}_3 = (\dot{\psi}_d - \dot{x}_5) = (\dot{\psi}_d - x_6)$

En remplaçant les expressions ci-dessus dans l'équation de la dérivée de la surface de glissement on obtient :

$$\dot{S}_\psi = \lambda_3 \dot{e}_5 + \ddot{\psi}_d - \dot{x}_6$$

$$\dot{S}_\psi = \lambda_3 e_6 + \ddot{\psi}_d - a_7 x_2 x_4 - a_8 x_6^2 - b_3 U_4 = -K_3 \text{sign}(S_\psi)$$

$$\Rightarrow \mathbf{U}_4 = \frac{1}{b_3} (K_3 \text{sign}(S_\psi) + \ddot{\psi}_d + \lambda_3 e_6 - a_7 x_2 x_4 - a_8 x_6^2)$$

$$\begin{cases} \mathbf{U}_4 \text{ glissement} = \frac{K_3}{b_3} \text{sign}(S_\psi) \\ \mathbf{U}_4 \text{ equivalente} = \frac{1}{b_3} (\ddot{\psi}_d + \lambda_3 e_6 - a_7 x_2 x_4 - a_8 x_6^2) \end{cases} \quad (\text{III.43})$$

- **Détermination de U_x :**

Soit : $\dot{S}_x = -K_4 \text{sign}(S_x)$

On a : $S_x = \lambda_4 e_7 + \dot{e}_7$ et $e_7 = (x_d - x_7)$

Il découle que $\dot{e}_7 = (\dot{x}_d - \dot{x}_7) = (\dot{x}_d - x_8)$

En remplaçant les expressions ci-dessus dans l'équation de la dérivée de la surface de glissement on obtient :

$$\dot{S}_x = \lambda_4 \dot{e}_7 + \ddot{x}_d - \dot{x}_8$$

$$\dot{S}_x = \lambda_4 e_8 + \ddot{x}_d - a_9 x_8 - \frac{U_1}{m} U_x = -K_4 \text{sign}(S_x)$$

$$\mathbf{U}_x = \frac{m}{U_1} (K_4 \text{sign}(S_x) + \ddot{x}_d + \lambda_4 e_8 - a_9 x_8)$$

$$\begin{cases} \mathbf{U}_x \text{ glissement} = \frac{K_4 * m}{U_1} \text{sign}(S_x) \\ \mathbf{U}_x \text{ equivalente} = \frac{m}{U_1} (\ddot{x}_d + \lambda_4 e_8 - a_9 x_8) \end{cases} \quad (\text{III.44})$$

- **Détermination de U_y :**

Soit : $\dot{S}_y = -K_5 \text{sign}(S_y)$

On a : $S_y = \lambda_5 e_9 + \dot{e}_9$ et $e_9 = (y_d - x_9)$

Il découle que $\dot{e}_9 = (\dot{y}_d - \dot{x}_9) = (\dot{y}_d - x_{10})$

En remplaçant les expressions ci-dessus dans l'équation de la dérivée de la surface de glissement on obtient :

$$\dot{S}_y = \lambda_5 \dot{e}_9 + \ddot{y}_d - \dot{x}_{10}$$

$$\dot{S}_y = \lambda_5 e_{10} + \ddot{y}_d - a_{10} x_{10} - \frac{U_1}{m} U_y = -K_5 \text{sign}(S_y)$$

$$U_y = \frac{m}{U_1} (K_5 \text{sign}(S_y) + \ddot{y}_d + \lambda_5 e_{10} - a_{10} x_{10})$$

$$\begin{cases} \mathbf{U}_y \text{ glissement} = \frac{K_5 * m}{U_1} \text{sign}(S_y) \\ \mathbf{U}_y \text{ equivalente} = \frac{m}{U_1} (\ddot{y}_d + \lambda_5 e_{10} - a_{10} x_{10}) \end{cases} \quad (\text{III.45})$$

III.4.5 Résultats de simulations de la commande par mode glissant

L'application de la commande par mode glissant au quadrotor, nous a permis de suivre son parcours (translation et orientation), une fois déterminée les paramètres de simulation qui avaient pour valeurs : $\lambda_1=1$, $K_1=1.25$, $\lambda_2=(30$ pour S_ϕ , 2.5 pour celle de la commande), $K_2=60$, $\lambda_3=(30$ pour S_θ , 2.5 pour celle de la commande), $K_3=60$, $\lambda_4=2$, $K_4=5$, $\lambda_5=1$, $K_5=1/2$, $\lambda_6=1$, $K_6=1/2$.

La Figure III.10 présente le suivi de la trajectoire désirée selon les axes X, Y, et Z assurée par la commande SMC en plus de celle de l'angle d'orientation du lacet ψ . Comme on peut le constater, de bons résultats en simulation sont obtenus, soit un suivi parfait de la trajectoire désirée selon la direction Z, de même pour l'angle d'orientation du lacet ψ , à l'inverse de la commande de PID, où la trajectoire de référence est mal suivie au premier temps (revoir la Figure III.2). Cependant, pour les directions X et Y, il existe des petites perturbations plus prononcées sur Y que sur X, non trouvées avec les commandes PID et Feedback linéarisation. (Revoir les Figures III.2 et III.5).

La Figure III.11 présente les résultats de simulation des angles d'orientation de roulis et de tangage du quadrotor, soit le suivi par rapport aux angles des trajectoires désirées générées par la commande de position du quadrotor (X, Y). On voit que les angles ϕ et θ fluctuent à haute fréquence autour du point d'équilibre (0, 0) avec des amplitudes différentes variant de -0.19 à 0.19 pour ϕ et de -0.13 à 0.13 pour θ . Ces fluctuations constituent ce qu'on appelle phénomène de broutement (chattering), ce phénomène est clair sur la Figure III.11. Il est à noter que ce phénomène n'existe pas dans les deux commandes vues précédemment.

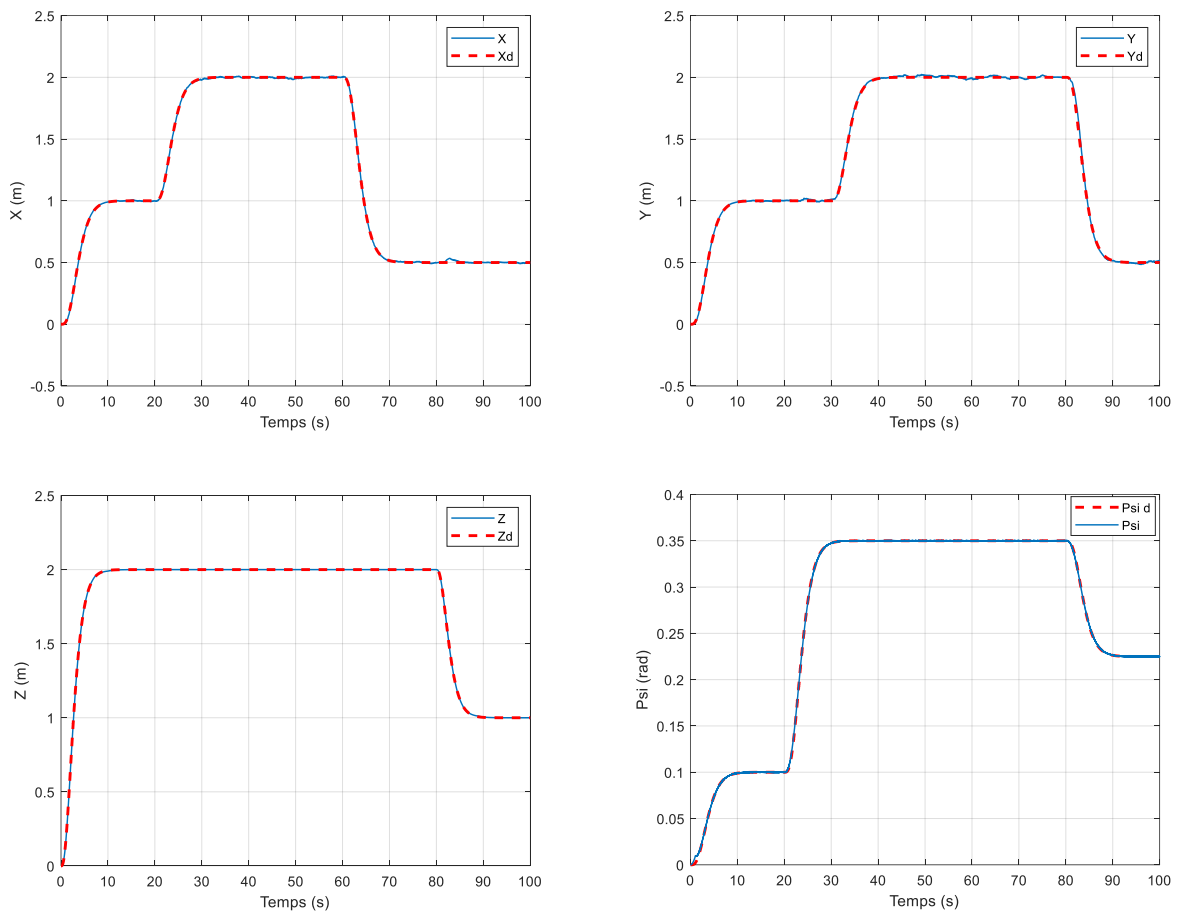


Figure III.10 Résultats de poursuite des trajectoires désirées (ψ, X, Y, Z)

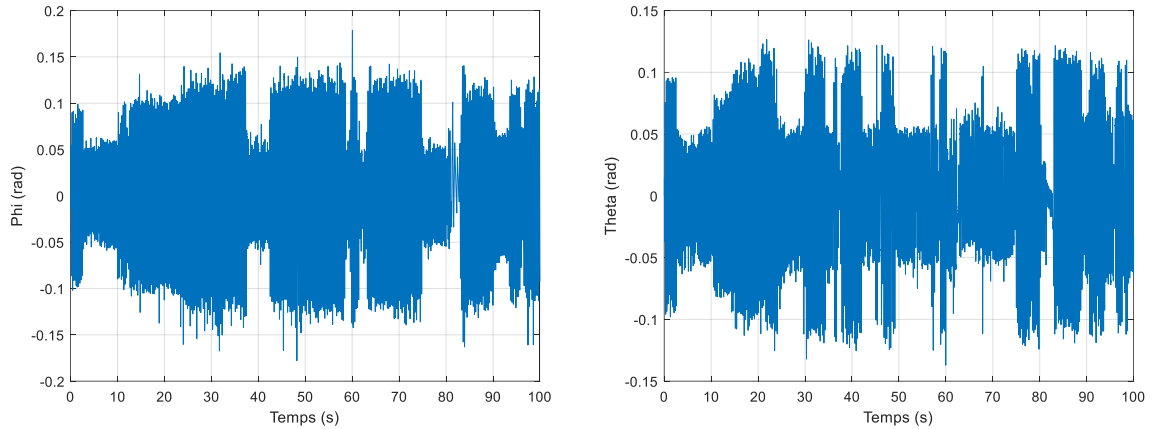


Figure III.11 Résultats de simulation des angles (ϕ, θ)

La Figure III.12 présente le suivi de la trajectoire désirée effectuée par le quadrotor dans l'espace tridimensionnel. On constate que la trajectoire réelle coïncide avec celle désirée dans la majorité du chemin parcouru avec l'existence de quelques déviations légères. En fait, la commande par mode glissant est satisfaite durant la stabilisation en attitude ($Z=2$) du Quadrotor à n'importe quel point désiré du chemin décrit comme suit : du point [1, 1, 2] jusqu'au point [0, 1, 2] en passant par les deux points [2, 1, 2], [2, 2, 2]. Cependant, lors du décollage, la trajectoire réelle ne suit pas parfaitement celle désirée mais la commande appliquée a pu corriger cette légère déviation avant même d'atteindre l'altitude maximale ($Z=2$), le même scénario se produit répète à la descente.

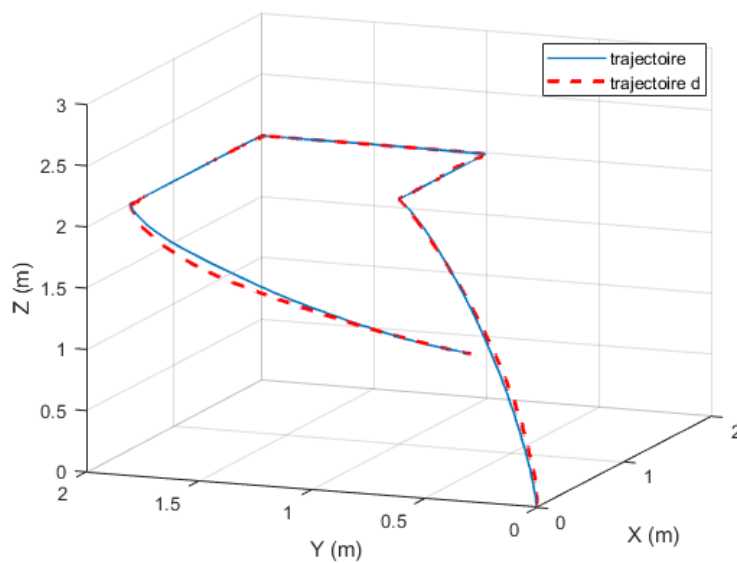


Figure III.12 Trajectoire globale du Quadrotor en 3D

Lors de la mise en œuvre de la commande SMC, on a constaté que les commandes en altitude et en lacet sont indépendantes des autres commandes, ce qui veut dire que le système est découplé. (Constatation valable pour les deux commandes appliquées jusque-là). Cette technique de commande nous a donné des résultats mieux de celle du PID et moins bon que la commande par linéarisation entrée sortie. Le SMC a l'inconvénient de broutement constaté avec les angles de roulis et de tangage et sur les commandes qui vont influencer les sorties du système.

L'effet de réticence rencontré lors de l'application de la commande par mode glissant est un effet indésirable qu'on cherche à réduire ou à éliminer. De nombreuses solutions ont été proposées pour cela, parmi lesquelles, on cite :

- Remplacement de la fonction **sign** par une approximation continue connue sous le nom de couche limite (boundary layer solution) [93] ;
- Utilisation d'observateurs générant un régime glissant dans une boucle contenant l'observateur du système au lieu de celle contenant le système ;
- Augmentation de l'ordre du système, pour que la commande physique soit Lipschitz, etc...

Ces méthodes, utilisées seules ou combinées, permettent de réduire drastiquement l'effet de Chattering, mais sans être sans inconvénients. Le remplacement de la loi de commande discontinue par une loi de commande continue réduit la robustesse, le système n'évoluant plus sur la surface mais dans un voisinage de celle-ci. L'exploitation d'observateurs pour réduire le Chattering limite aussi la robustesse, car la prise en compte des perturbations non modélisées par l'observateur demande généralement un certain temps, pendant lequel l'état réel diverge sans que la commande ne puisse réagir efficacement. Enfin, augmenter l'ordre du système peut poser des problèmes d'observation d'une part, et de gestion des dynamiques supplémentaires par la commande d'autre part [86].

En fait, on peut améliorer la commande classique par mode glissant de deux manières :

- Passer au mode glissant d'ordre supérieur ;
- Utiliser des surfaces de glissement non linéaires pour avoir des performances meilleures.

III.5 Commande par mode glissant d'ordre supérieur

La théorie de la commande par mode glissant d'ordre supérieur [94], apparue au milieu des années quatre-vingt, est une alternative aux problèmes de mode glissant classique. Elle est caractérisée par une partie discontinue qui agit non pas sur la surface de glissement $\mathbf{s}(\mathbf{x})$ comme dans le cas de la commande par mode glissant d'ordre un, mais plutôt sur les dérivées d'ordres supérieurs de la variable de glissement [95].

Le principe de la commande par mode glissant d'ordre supérieur \mathbf{r} , consiste à contraindre le système à évoluer sur une variété de surfaces \mathbf{S} déterminées par l'annulation de $\mathbf{r}-1$ premières dérivées successives par rapport au temps de la surface de glissement ; soit, $S_{\mathbf{r}-1}$. Ainsi, on obtient une précision d'ordre \mathbf{r} sur la convergence du système. On peut classer les régimes glissants d'ordre supérieur par le nombre \mathbf{r} de dérivées successives de la surface de glissement. Ce nombre est appelé ordre de glissement. Le $\mathbf{r}^{\text{ième}}$ ordre du système est donné par [96] :

$$S = \dot{S} = \ddot{S} = \dots = S^{(r-1)} = 0 \quad (\text{III.46})$$

Où, \mathbf{r} désigne le degré relatif du système par rapport à la surface de glissement.

III.5.1 Commande par mode glissant d'ordre deux

Le but de ce type de commande est de générer un régime glissant du second ordre sur une surface S par l'annulation de celle-ci, ainsi que sa dérivée \dot{S} en un temps fini $s = \dot{s} = 0$ [97]. La caractéristique principale de cette stratégie est que la partie discontinue apparaisse sur la dérivée de la commande $\dot{\mathbf{u}}$. L'intégration de cette variable permet d'obtenir la variable \mathbf{u} tout en limitant considérablement le phénomène de broutement.

La deuxième dérivée de la surface de glissement est généralement donnée par :

$$\ddot{S} = \varphi(x, t) + \phi(x, t).v \quad (\text{III.47})$$

Avec :

$$v = \dot{u} \text{ Si le système est de degré relatif } n = 1 \text{ par rapport à } \mathbf{s}, \text{ c-à-d. } \frac{\partial}{\partial u} S \neq 0$$

$$v = u \text{ Si le système est de degré relatif } n = 2 \text{ par rapport à } \mathbf{s}, \text{ c-à-d. } \frac{\partial}{\partial u} \dot{S} \neq 0$$

Afin de réaliser des algorithmes par mode glissant d'ordre deux, on admit les hypothèses suivantes :

- Les fonctions incertaines $\varphi(x, t)$ et $\phi(x, t)$ sont bornées ;
- Il existe quatre constantes positives s_0 , C_0 , K_M , K_m telles que dans un voisinage $|s(x, t)| < s_0$ on a :

$$\begin{cases} |\varphi(x, t)| < C_0 \\ K_M < \dot{\phi}(x, t) < K_m \end{cases} \quad (\text{III.48})$$

Il existe plusieurs algorithmes du mode glissant d'ordre deux à savoir : l'algorithme de Twisting, l'algorithme sous-optimal, l'algorithme de la loi de convergence prédéfinie (prescribed convergence law algorithme) et l'algorithme de Super-Twisting auquel on va s'intéresser dans cette étude.

III.5.2 Algorithme de Super-Twisting

Cet algorithme proposé par Emelyanov en 1990, a été développé pour l'asservissement de systèmes à degré relatif égal à 1 par rapport à la surface de glissement, son intérêt réside dans la réduction du chattering due à la continuité du signal de commande. L'algorithme du Super-Twisting à l'instar des autres algorithmes de la même catégorie, nécessite uniquement la connaissance de S. La loi de commande dans ce cas s'écrit comme suit [98] :

$$u = -\alpha |s|^{\frac{1}{2}} \text{sign}(s) + \dot{u}_1 \quad (\text{III.49})$$

$$\dot{u}_1 = \begin{cases} -u & |u| > U_M \\ -\beta \text{sign}(s) |u| & |u| \leq U_M \end{cases} \quad (\text{III.50})$$

Les conditions de convergence sont données par :

$$\begin{cases} \beta > \frac{C_0}{K_m} \\ \alpha^2 \geq \frac{4C_0 K_M (\alpha + C_0)}{K_m^2 (\alpha - C_0)} \end{cases} \quad (\text{III.51})$$

Cette commande se compose d'un terme algébrique (non dynamique) et d'un terme intégral. On peut donc considérer cet algorithme comme une généralisation non linéaire d'un proportionnel, intégral (PI).

Dans cette étude, on s'est basé sur le travail de Moussa Labbadi1 et al [99].

III.5.3 Résultats des simulations de la commande par supertwisting

L'application de la commande par mode glissant d'ordre supérieur (super twisting) au quadrotor a pour but de réduire l'effet de broutement, cette commande nous a permis de suivre la trajectoire du quadrotor (translation et orientation), après avoir déterminé les paramètres de simulation qui avaient pour valeurs : $\alpha_\phi = 80$, $\beta_\phi = 60$, $\alpha_\theta = 80$, $\beta_\theta = 60$, $\alpha_\psi = 0.8$, $\beta_\psi = 0.6$, $\alpha_z = 0.8$, $\beta_z = 0.6$, $\alpha_x = 0.8$, $\beta_x = 0.6$, $\alpha_y = 0.8$, $\beta_y = 0.6$.

La Figure III.13 présente le suivi de la trajectoire désirée selon les axes **X**, **Y**, et **Z** assurée par la commande par mode glissant d'ordre supérieur ainsi que celle de l'angle d'orientation du lacet ψ .

Comme on peut le constater, de bons résultats en simulation sont obtenus, soit un suivi parfait de la trajectoire désirée selon la direction Z, de même pour l'angle d'orientation du lacet ψ , à l'inverse de la commande PID, où la trajectoire de référence est mal suivie au premier temps (revoir la Figure III.2). De très bons résultats sont obtenus aussi pour les directions X et Y, comparés avec ceux de la commande précédente (revoir la Figure III.10).

La Figure III.14 présente les résultats de simulation des angles d'orientation de roulis et de tangage du quadrotor, soit le suivi par rapport aux angles des trajectoires désirées générées par la commande de position du quadrotor (**X**, **Y**). On voit que les angles ϕ et θ fluctuent autour du point d'équilibre (0, 0) avec des faibles amplitudes comparées à celles de SMC classique. On constate aussi que les courbes donnant les évolutions des angles ϕ et θ n'ont pas de formes bien déterminées à cause des grandes fluctuations enregistrées, alors qu'avec la commande super-twisting ce problème est réglé, ces courbes ont des formes bien distinctes (voir les Figures III.11 et III.14). En fin, la commande super-twisting a réduit considérablement le phénomène de broutement.

La Figure III.15 présente le suivi de la trajectoire désirée effectuée par le quadrotor dans l'espace tridimensionnel. On constate que la trajectoire réelle coïncide avec celle désirée le long du chemin parcouru. En fait, avec la commande super-twisting, le quadrotor suit parfaitement la trajectoire désirée. Ce qui laisse dire que cette commande a pu corriger les erreurs enregistrées lors de décollage avec la commande par mode glissant classique. Le SMC d'ordre supérieur a réglé les problèmes rencontrés avec les commandes précédentes, que ce soit lors du décollage ou au début d'atterrissage, même pour le problème de décente qu'on a vu dans les commandes précédentes.

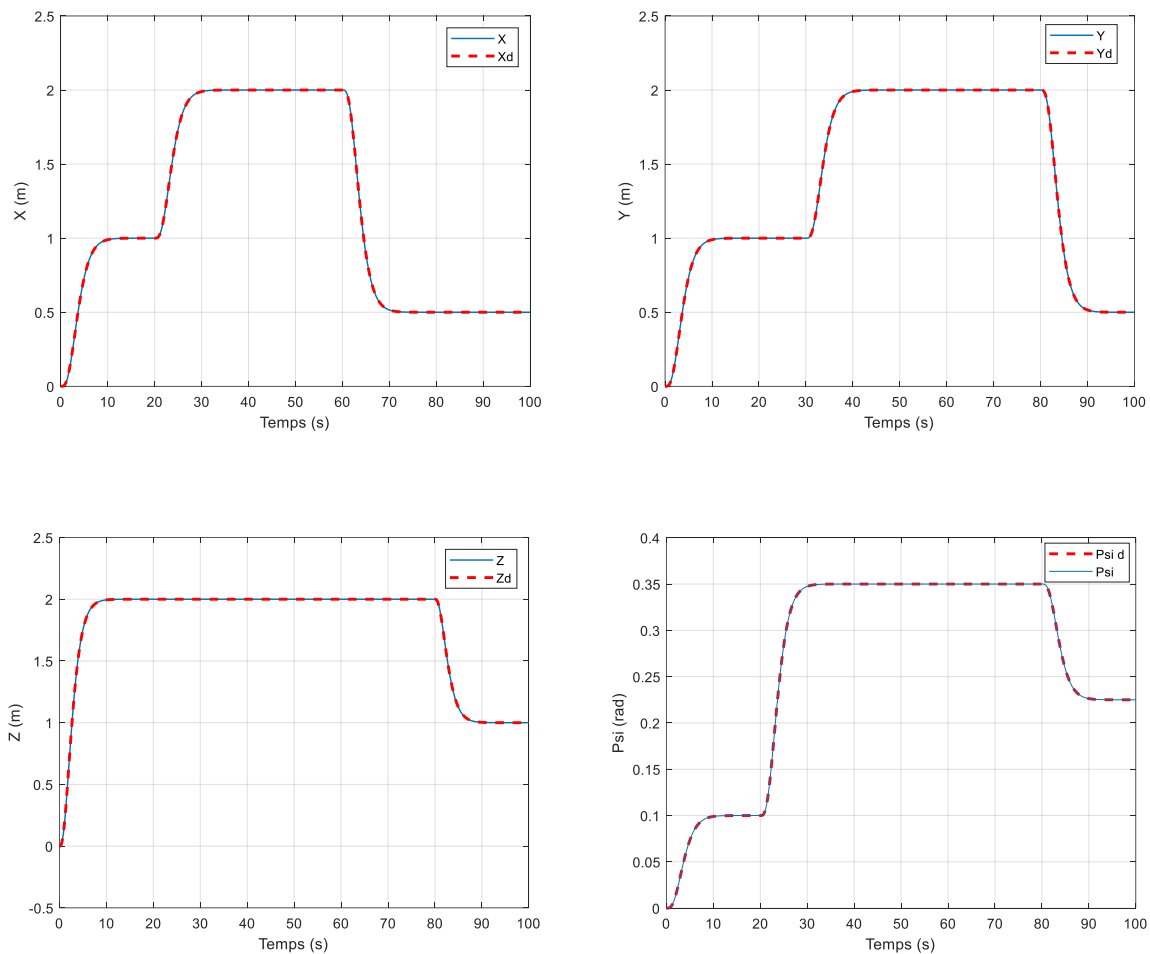


Figure III.13 Résultats de poursuite des trajectoires désirées (X, Y, Z, ψ)

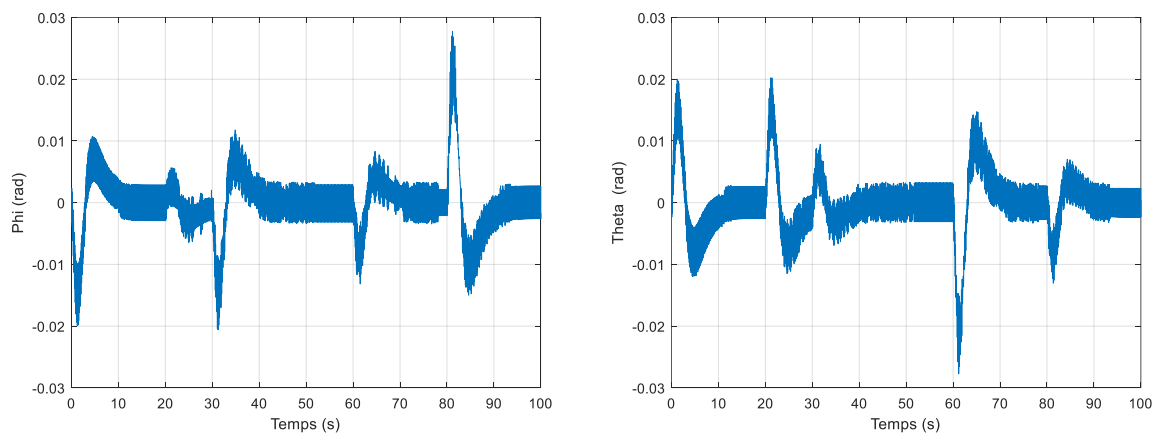


Figure III.14 : Résultats de simulation des angles de roulis et de tangage (ϕ, θ)

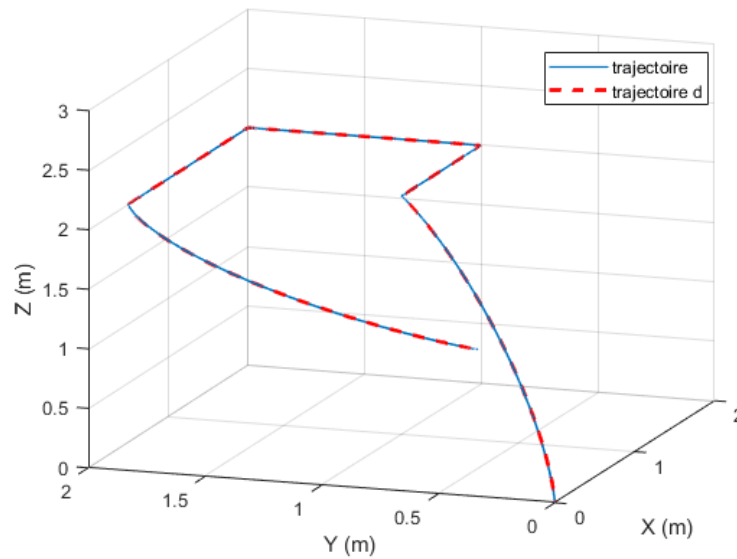


Figure III.15 Trajectoire globale du Quadrotor en 3D

Afin d'améliorer les résultats obtenus, on a opté pour un contrôleur flou ayant pour but d'adapter les gains du contrôleur de super twisting.

III.6 Commande par mode glissant d'ordre supérieur avec des gains adaptés par logique floue

La logique floue basée sur sa théorie mathématique des ensembles flous est une extension de la logique booléenne créée par Lotfi Zadeh en 1965. Elle permet la traduction et la manipulation de propositions ou de données incertaines, vagues ou imprécises en utilisant des degrés de vérité appartenant à l'intervalle $[0, 1]$. En 1974, Mamdani a introduit la commande floue visant à la régulation de processus industriels, dans les années 80, la commande floue a connu un essor considérable au Japon, notamment grâce aux travaux de Sugeno. La logique floue a permis des développements industriels spectaculaires à partir d'algorithmes très simples de traduction de connaissances symboliques en entité numérique et inversement. L'idée de base de la logique floue est de modéliser des phénomènes ou des procédés comme le ferait l'être humain, c'est-à-dire de mettre en algorithmes, composés essentiellement par des règles du type {Si ... alors ...} qui essayent de simuler le raisonnement humain.

Parmi les avantages de la logique floue, on cite :

- La robustesse de la commande ;
- La possibilité de commande non linéaire ;
- La réduction du temps de développement et de maintenance ;

- Le non nécessité d’une modélisation mathématique rigoureuse du processus ;
- La simplicité de définition et de conception.

III.6.1 Eléments de base de la logique floue

III.6.1.1 Ensembles flous

Le raisonnement en logique floue permet aux concepteurs de mieux appréhender les phénomènes naturels, imprécis et difficilement modélisables en s’appuyant sur la définition de règles et de fonctions d’appartenance à des ensembles dits « ensembles flous ». La fonction d’un ensemble flou peut prendre toutes les valeurs comprises entre 0 et 1 à l’inverse de la fonction caractéristique d’un ensemble classique qui ne peut prendre que deux valeurs soit 1 ou 0. On définit alors, un sous ensemble A de l’univers de discours U comme suit :

$$A = (x/\mu_A(x)), \forall x \in U \tag{III.52}$$

Avec :

$\mu_A(x)$: le degré d’appartenance de l’élément x au sous-ensemble flou A,

μ_A : est la fonction d’appartenance définie dans l’intervalle [0,1] comme suit :

$$\mu_A : U \text{-----} [0,1],$$

$$X \text{-----}\mu_A(x)$$

III.6.1.2 Variables linguistiques

Une variable linguistique est une variable dont les valeurs sont des mots ou des phrases dans un langage naturel ou systématique. La description d’une certaine situation, d’un phénomène ou d’un procédé contient en général des qualificatifs flous tels que : (peu, beaucoup, énormément) ; (froid, tiède, chaud) ; (petit, moyen, grand) ; (lente, moyenne, rapide),etc... (voir la Figure III.9) Dans notre cas on a choisi les qualificatifs suivants : Negative Big (NB), Negative Medium (NM), Negative Small (NS), Zero (Z), Positive Small (PS), Positive Medium (PM), Positive Big (PB).

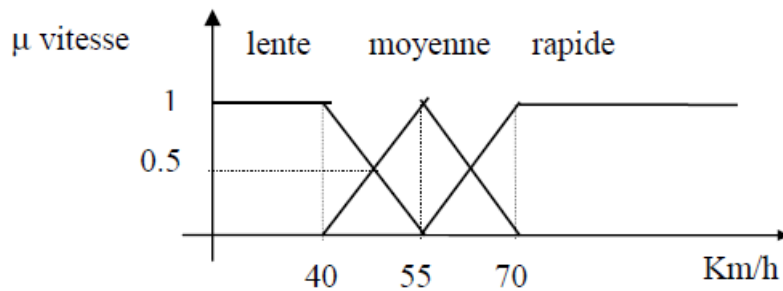


Figure III.16 Variables linguistiques [100]

III.6.1.3 Opérateurs de la logique floue

Comme dans le cas des ensembles classiques, les opérations logiques d'union (OU), d'intersection (ET) et de complémentarité (NON) peuvent être appliquées aux ensembles flous. Ces opérateurs sont définis comme suit :

•L'opérateur logique **ET**

On définit l'opérateur **ET** flou comme l'intersection de deux ensembles A et B, que l'on note $A \cap B$, qui n'est que le sous-ensemble flou constitué des éléments de X affectés du plus petit des deux degrés d'appartenance μ_A et μ_B tel que :

$$\forall x \in X \quad \mu_{A \cap B} = \min(\mu_A(x), \mu_B(x)) = \mu_A(x) \wedge \mu_B(x) \tag{III.53}$$

•L'opérateur logique **OU** :

L'union floue de A et B, que l'on note $A \cup B$, est le sous-ensemble flou constitué des éléments de X affectés du plus grand des deux degrés d'appartenance μ_A et μ_B tel que :

$$\forall x \in X \quad \mu_{A \cup B} = \max(\mu_A(x), \mu_B(x)) = \mu_A(x) \vee \mu_B(x) \tag{III.54}$$

•L'opérateur logique **NON** (Complément) :

Le complément de A, que l'on note A^c , est le sou ensemble flou de X constitué des éléments x lui appartenant d'autant plus qu'ils appartiennent peu à A, tel que :

$$\forall x \in X \quad \mu_{A^c} = 1 - \mu_A(x) \tag{III.55}$$

III.6.1.4 Univers de discours

L'univers de discours U est un sous ensemble de R qui décrit dans le cas général le domaine de variation d'une variable donnée. Par exemple : si on a une valeur de vitesse qui varie entre 50 et 120, donc $U = [50 \ 120]$. On utilise souvent des univers de discours normalisés $[-1 \ 1]$, il existe alors, un coefficient de normalisation « g » entre l'univers réel et l'univers normalisé.

III.6.1.5 Fonction d'appartenance

La fonction d'appartenance permet de décrire l'évolution du degré de vérité de la variable linguistique dans l'univers de discours U . Elle peut prendre plusieurs formes, les plus utilisées sont : Triangulaire ; Gaussienne ; Trapézoïdale (voir figure (II.3)) dans notre simulation on a adopté la fonction triangulaire.

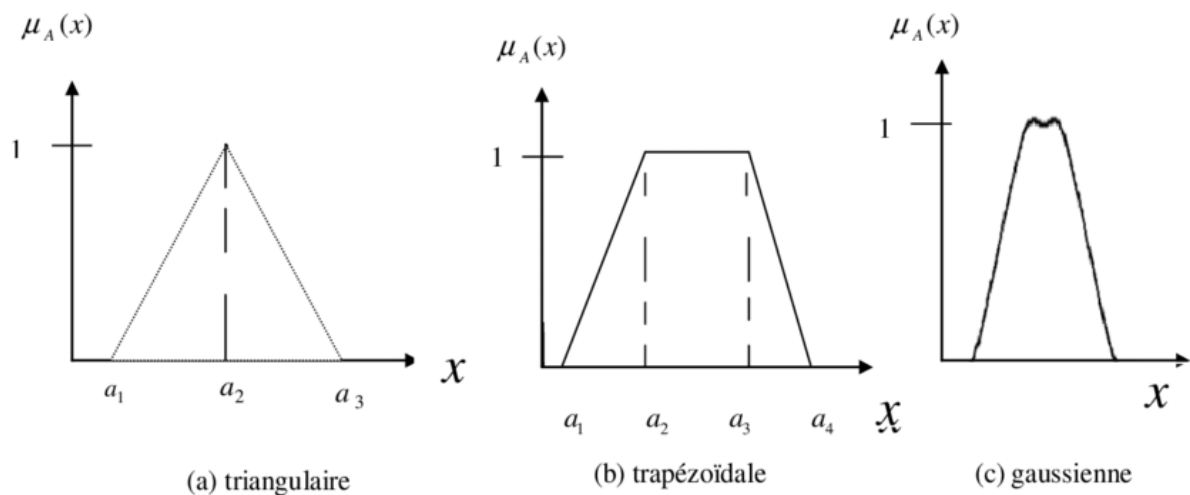


Figure III.17 Fonctions d'appartenance plus utilisées [101]

III.6.2 Application de la logique floue aux gains

Dans ce qui suit, on présente les 24 entrées et les 12 sorties du régulateur flou appliqué à toutes les commandes, en se basant sur les travaux d'Ahmed F. Amer et al [102] :

Les entrées des régulateurs :

- Commande U1 (premier gain)

L'erreur entre la position Z et Z_d et la dérivée de cette erreur sont présentées sur la Figure suivante :

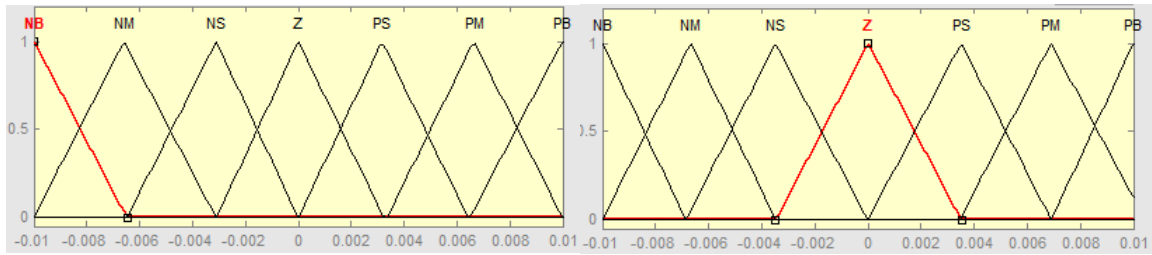


Figure III.18 Erreur de position et sa dérivée sur l'axe Z (premier gain)

- Commande U1 (deuxième gain)

L'erreur entre la position Z et Zd et la dérivée de l'erreur sont présentées sur la Figure suivante :

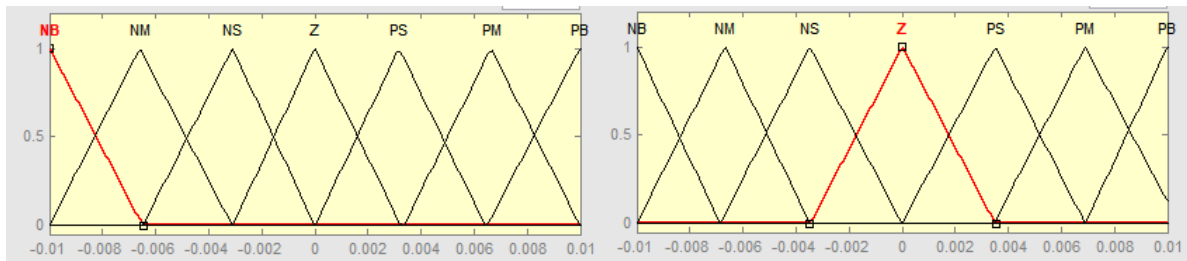


Figure III.19 Erreur de position et sa dérivée sur l'axe Z (deuxième gain)

- Commande U2 (premier gain)

L'erreur entre la position ϕ et ϕ_d et la dérivée de l'erreur sont présentées sur la Figure suivante :

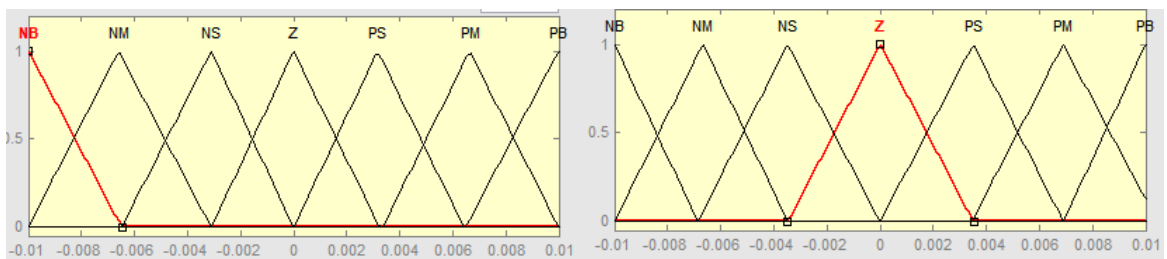


Figure III.20 Erreur de position et sa dérivée sur l'axe ϕ (premier gain)

- Commande U2 (deuxième gain)

L'erreur entre la position ϕ et ϕ_d et la dérive de l'erreur sont présentées sur la Figure suivante :

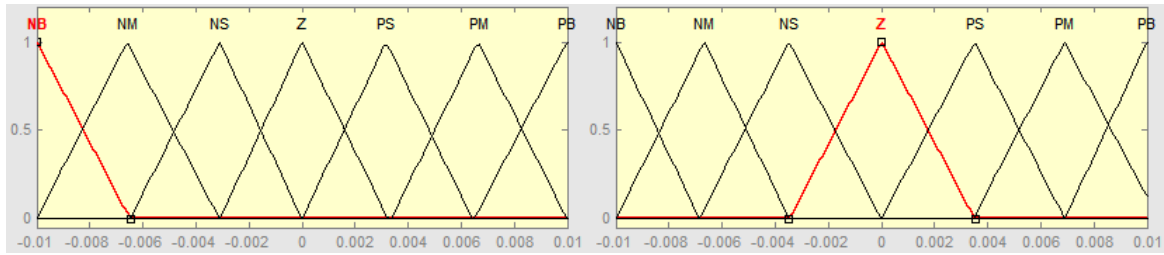


Figure III.21 Erreur de position et sa dérivée sur l'axe ϕ (deuxième gain)

- Commande U3 (premier gain)

L'erreur entre la position θ et θ_d et la dérivée de l'erreur sont présentées sur la Figure suivante :

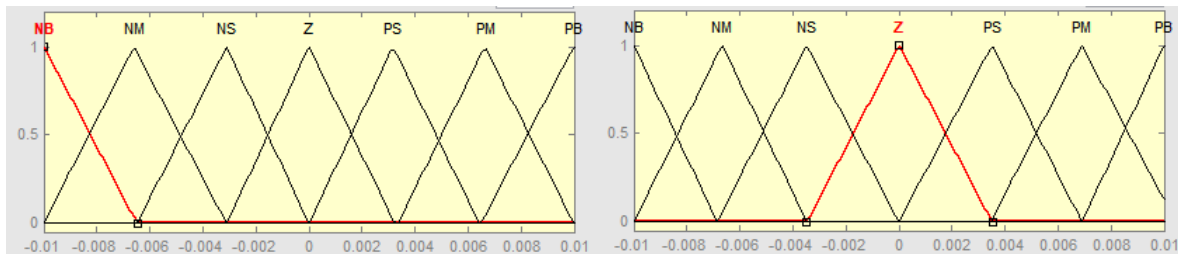


Figure III.22 Erreur de position et sa dérivée sur l'axe θ (premier gain)

- Commande U3 (deuxième gain)

L'erreur entre la position θ et θ_d et la dérivée de l'erreur sont présentées sur la Figure suivante :

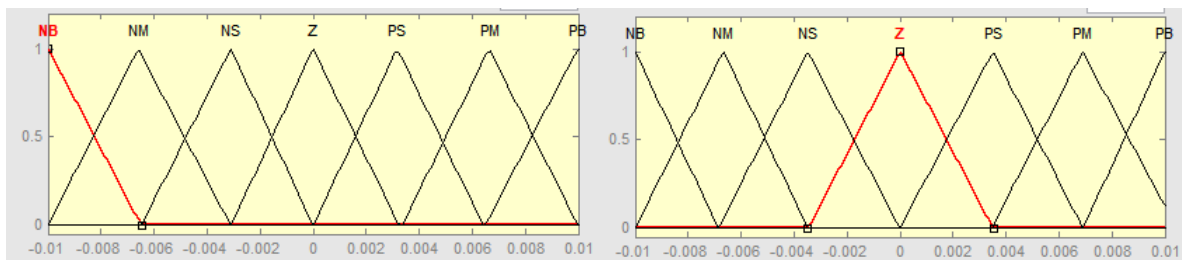


Figure III.23 Erreur de position et sa dérivée sur l'axe θ (deuxième gain)

- Commande U4 (premier gain)

L'erreur entre la position ψ et ψ_d et la dérivée de l'erreur sont présentées sur la Figure suivante :

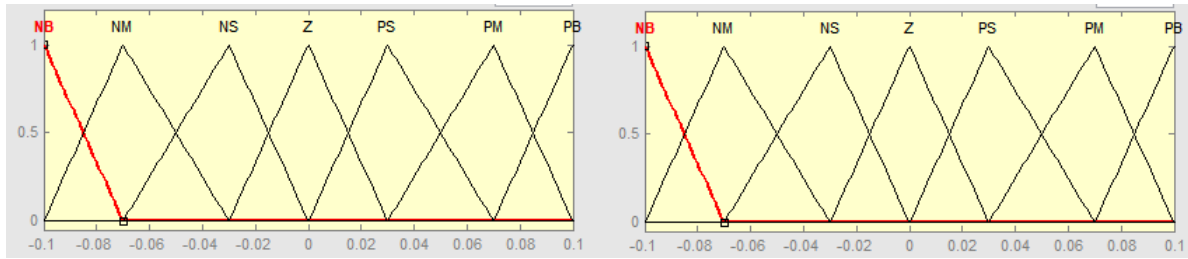


Figure III.24 Erreur de position et sa dérivée sur l'axe ψ (premier gain)

- Commande U4 (deuxième gain)

L'erreur entre la position ψ et ψ_d et la dérivée de l'erreur sont présentées sur la Figure suivante :

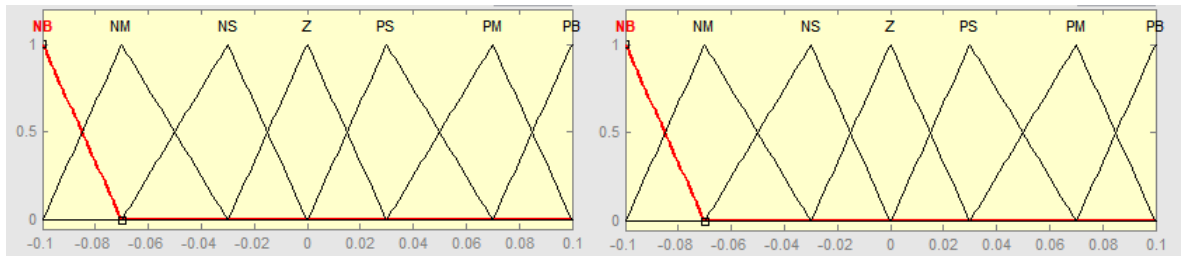


Figure III.25 Erreur de position et sa dérivée sur l'axe ψ (deuxième gain)

- Commande Ux (premier gain)

L'erreur entre la position X et Xd et la dérivée de l'erreur sont présentées sur la Figure suivante :

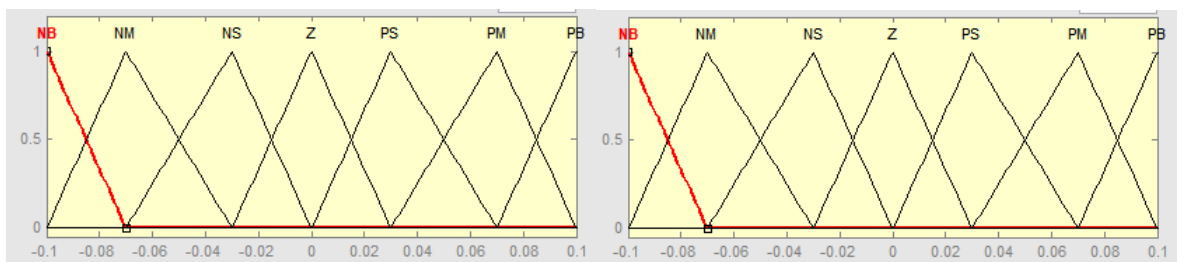


Figure III.26 Erreur de position et sa dérivée sur l'axe X (premier gain)

- Commande Ux (deuxième gain)

L'erreur entre la position X et Xd et la dérivée de l'erreur sont présentées sur la Figure suivante :

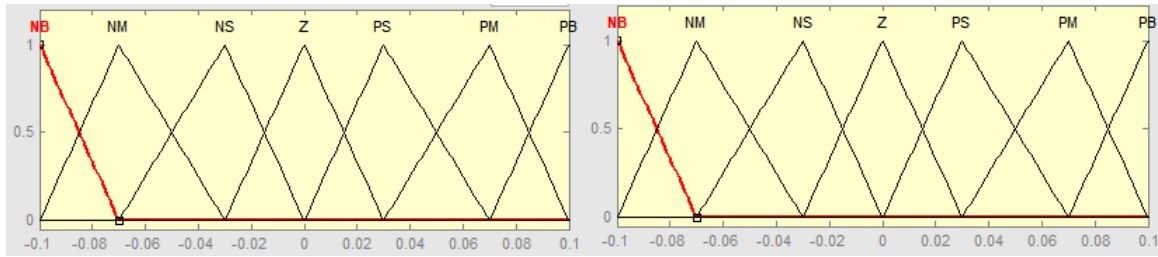


Figure III.27 Erreur de position et sa dérivée sur l'axe X (deuxième gain)

- Commande U_y (premier gain)

L'erreur entre la position Y et Y_d et la dérivée de l'erreur sont présentées sur la Figure suivante :

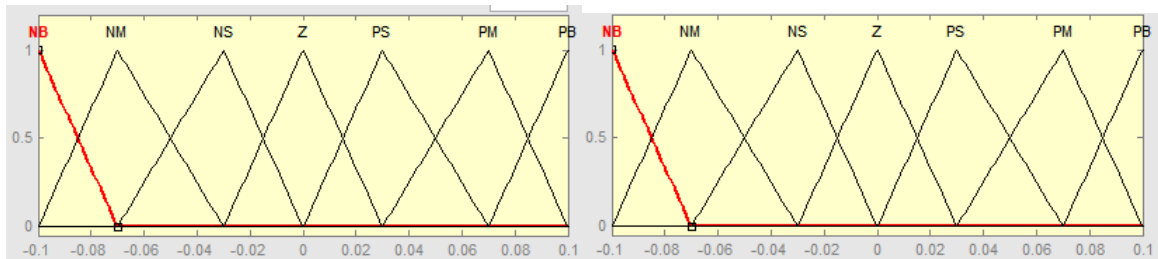


Figure III.28 Erreur de position et sa dérivée sur l'axe Y (premier gain)

- Commande U_y (deuxième gain)

L'erreur entre la position Y et Y_d et la dérivée de l'erreur sont présentées sur la Figure suivante :

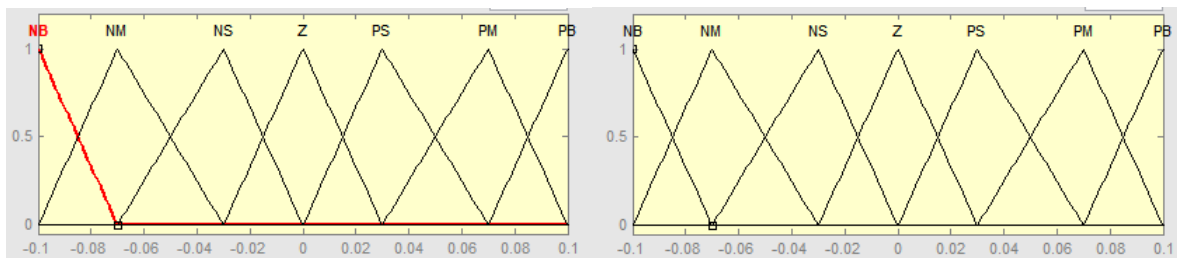


Figure III.29 Erreur de position et sa dérivée sur l'axe Y (deuxième gain)

Les sorties des régulateurs :

- Commande U_1 (premier gain)

La sortie du régulateur flou est donnée sur la figure suivante :

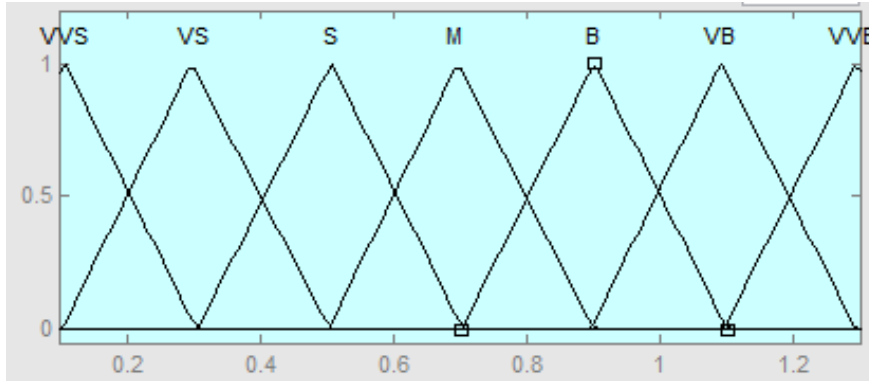


Figure III.30 Sortie du régulateur flou du premier gain de U1

- Commande U1 (deuxième gain)

La sortie du régulateur flou est donnée sur la figure suivante :

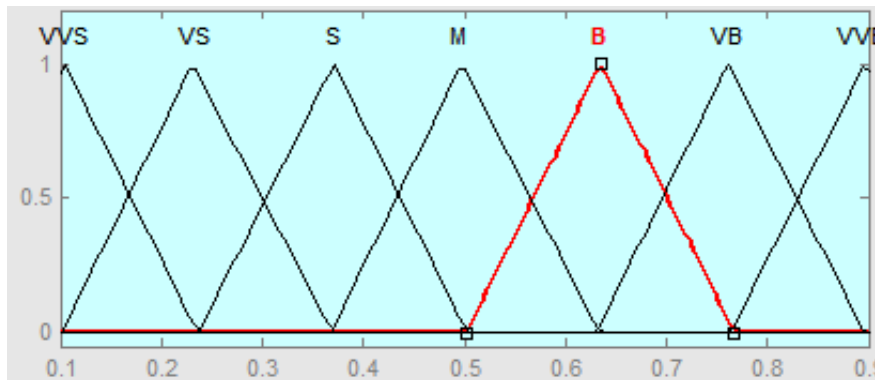


Figure III.31 Sortie du régulateur flou du deuxième gain de U1

- Commande U2 (premier gain)

La sortie du régulateur flou est donnée sur la figure suivante :

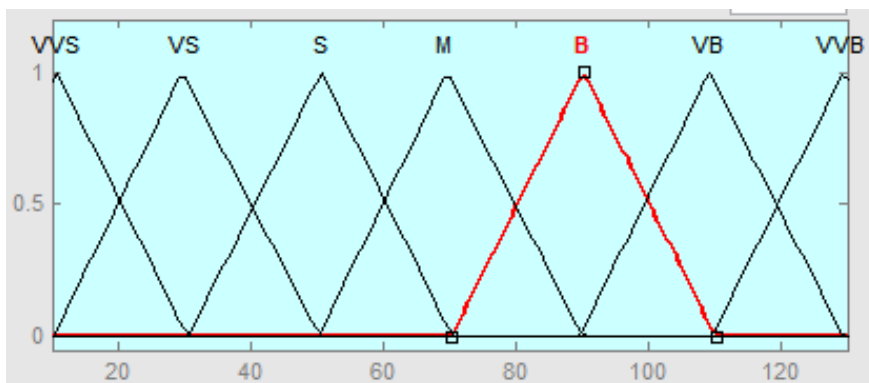


Figure III.32 Sortie du régulateur flou du premier gain de U2

- Commande U2 (deuxième gain)

La sortie du régulateur flou est donnée sur la figure suivante :

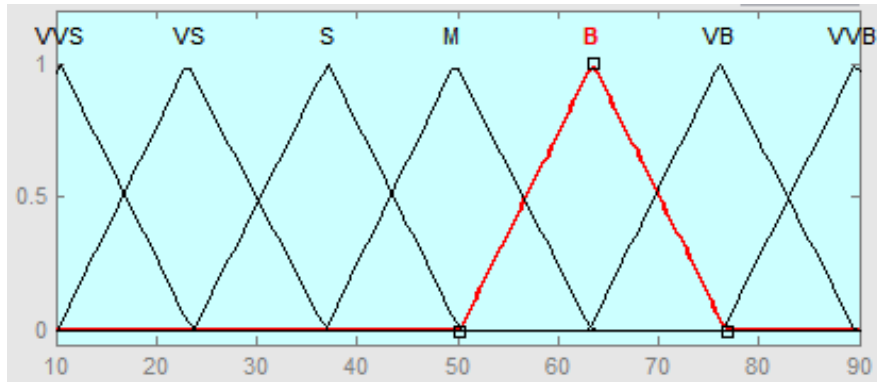


Figure III.33 Sortie du régulateur flou du deuxième gain de U2

- Commande U3 (premier gain)

La sortie du régulateur flou est donnée sur la figure suivante :

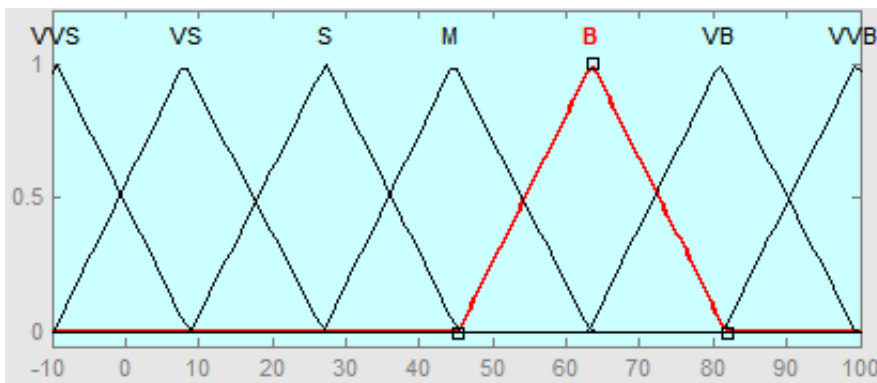


Figure III.34 Sortie du régulateur flou du premier gain de U3

- Commande U3 (deuxième gain)

La sortie du régulateur flou est donnée sur la figure suivante :

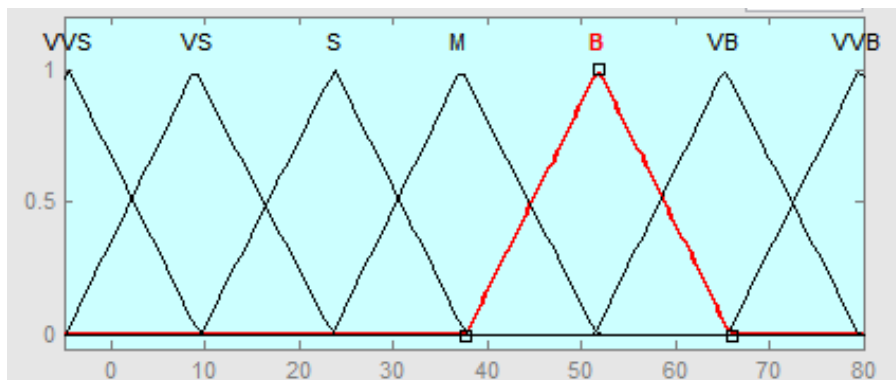


Figure III.35 Sortie du régulateur flou du deuxième gain de U3

- Commande U4 (premier gain)

La sortie du régulateur flou est donnée sur la figure suivante :

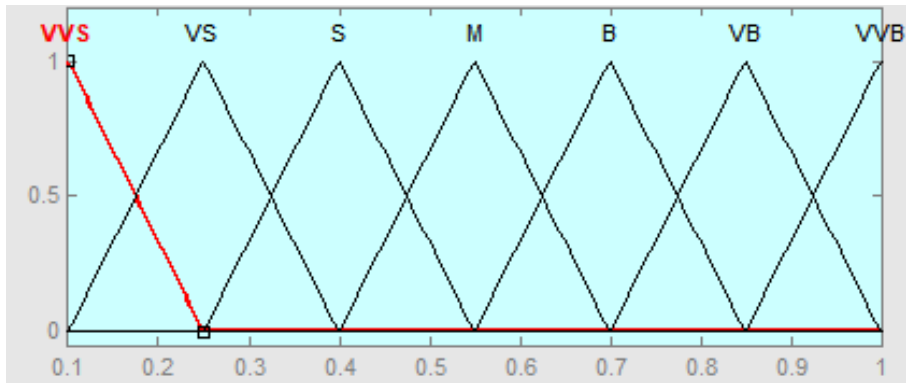


Figure III.36 Sortie du régulateur flou du premier gain de U4

- Commande U4 (deuxième gain)

La sortie du régulateur flou est donnée sur la figure suivante :

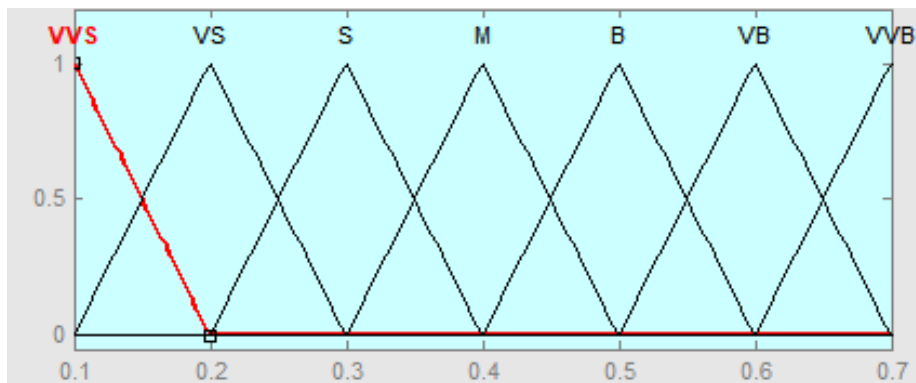


Figure III.37 Sortie du régulateur flou du deuxième gain de U4

- Commande Ux (premier gain)

La sortie du régulateur flou est donnée sur la figure suivante :

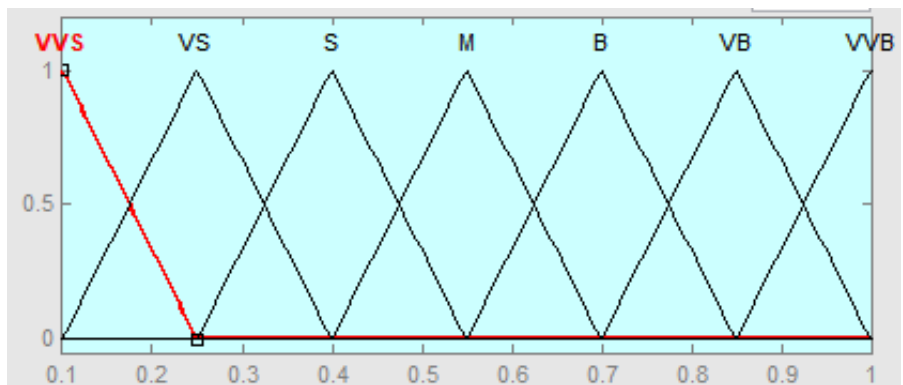


Figure III.38 Sortie du régulateur flou du premier gain de Ux

- Commande U_x (deuxième gain)

La sortie du régulateur flou est donnée sur la figure suivante :

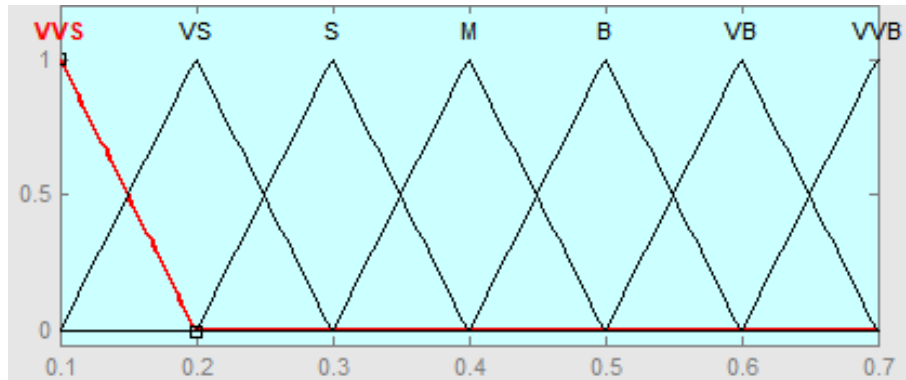


Figure III.39 Sortie du régulateur flou du deuxième gain de U_x

- Commande U_y (premier gain)

La sortie du régulateur flou est donnée sur la figure suivante :

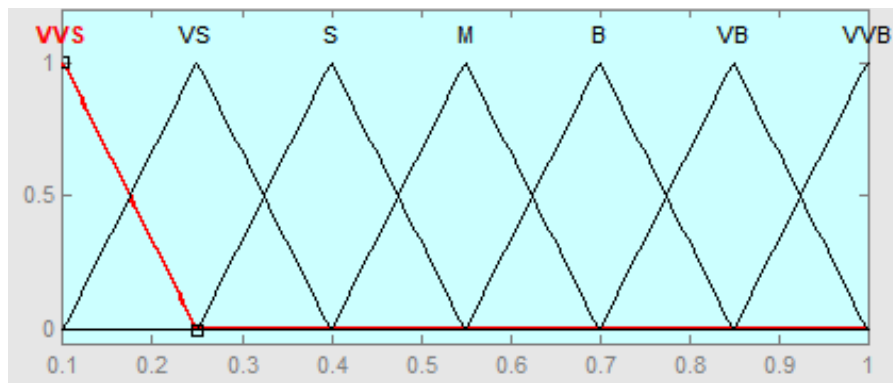


Figure III.40 Sortie du régulateur flou du premier gain de U_y

- Commande U_y (deuxième gain)

La sortie du régulateur flou est donnée sur la figure suivante :

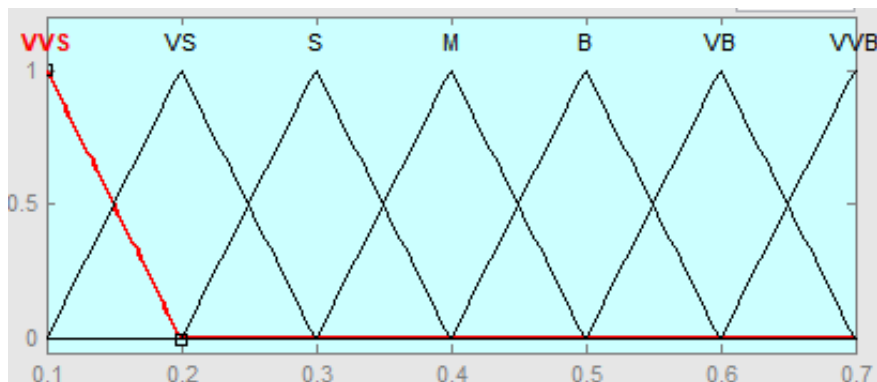


Figure III.41 Sortie du régulateur flou du deuxième gain de U_y

III.6.3. Résultats des simulations de l'adaptation des gains de supertwisting par logique floue

L'application de l'adaptation des gains par logique floue du mode glissant d'ordre supérieur (super twisting) au quadrotor a pour but de rendre le système intelligent en évitant le calcul des paramètres de la commande qui se faisait manuellement.

La Figure III.42 présente le suivi de la trajectoire désirée selon les axes \mathbf{X} , \mathbf{Y} , et \mathbf{Z} assurée par la commande floue-supertwisting en plus de celle de l'angle d'orientation du lacet ψ .

Comme on peut le constater, de bons résultats de simulation sont obtenus pour toutes les trajectoires, soit un suivi parfait de la trajectoire désirée selon les directions \mathbf{X} , \mathbf{Y} et \mathbf{Z} , de même pour l'angle d'orientation du lacet ψ , sans calcul des gains comme on faisait auparavant et qui prenait du temps. On peut dire que cette commande est la meilleure parmi celles appliquées jusqu'à présent.

La Figure III.43 présente les résultats de simulation des angles d'orientation de roulis et de tangage du quadrotor, soit le suivi par rapport aux angles des trajectoires désirées générées par la commande de position du quadrotor (\mathbf{X} , \mathbf{Y}). On voit que les angles ϕ et θ fluctuent autour du point d'équilibre (0, 0) avec des amplitudes très inférieures à celle de SMC classique et bien améliorées par rapport au supertwisting (voir les figures III.9, III.12, respectivement). Cette commande a réduit considérablement le phénomène de broutement sans avoir à calculer les gains grâce au régulateur flou (calcul intelligent).

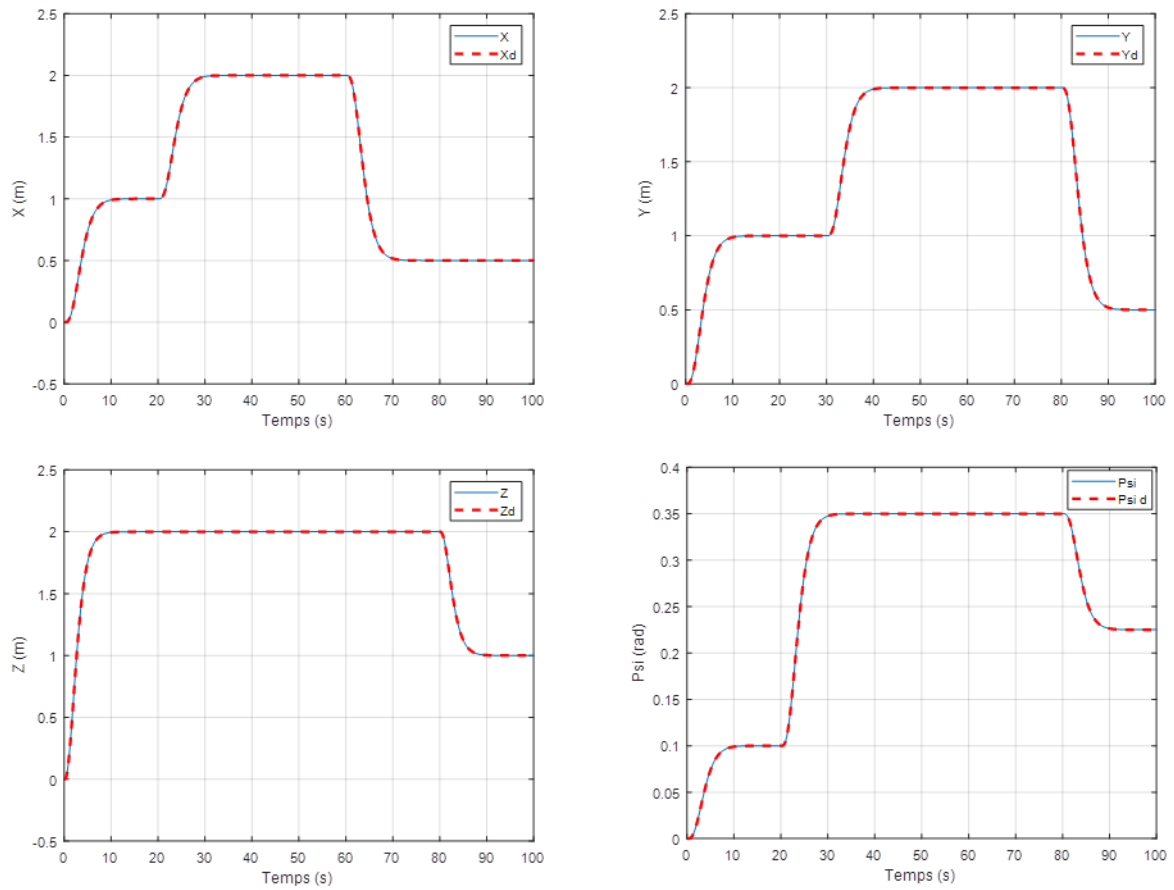


Figure III.42 Résultats de poursuite des trajectoires désirées (X, Y, Z, ψ)

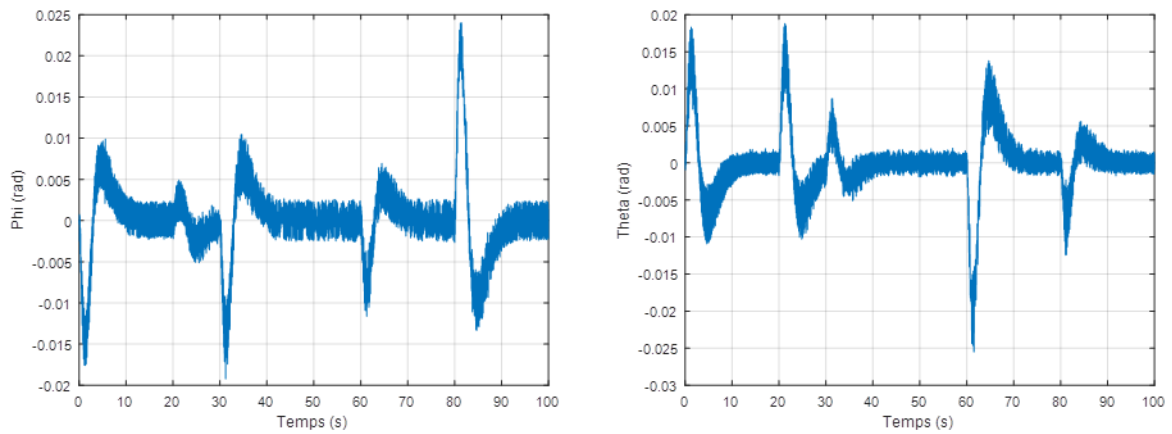


Figure III.43 Résultats de simulation des angles (ϕ, θ)

La Figure III.44 présente le suivi de la trajectoire désirée effectuée par le quadrotor dans l'espace tridimensionnel. On constate que la trajectoire réelle coïncide avec celle désirée le long du chemin parcouru. En fait, la commande de floue-supertwisting satisfait la

trajectoire désirée. Le calcul intelligent des gains a amélioré le suivi de X4 de la trajectoire de référence par apport aux commandes précédentes.

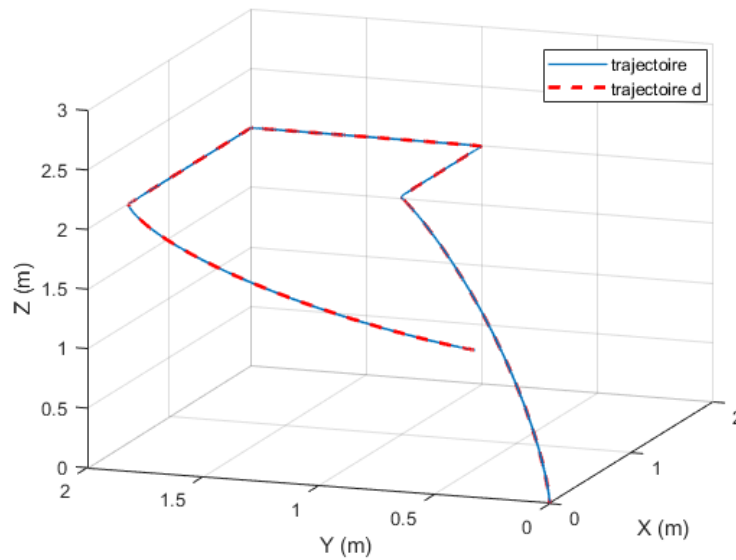


Figure III.44 Trajectoire globale du Quadrotor en 3D

III.7. Comparaison entre les commandes

Afin de décider qu'elle est la meilleure commande on a fait deux comparaisons, la première quantitative, en calculant les erreurs entre l'entrées et les sorties, et la deuxième comparaison qualitative, en comparant les sorties des commandes graphiquement.

III.7.1 Comparaison quantitative entre les commandes

Afin de déterminer la meilleure commande qui contrôle la trajectoire du quadrotor parmi les cinq commandes étudiées on a opté à l'étude des erreurs commises entre la sortie et l'entrée ainsi que l'énergie consommées par ces commandes.

Dans ce travail, l'intégral du carré de l'erreur est utilisé comme critère d'évaluation de performance, il est donné par l'équation suivante :

$$ISE = J_2 = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^p e^2(t) \quad (\text{III.52})$$

On a utilisé aussi, l'énergie de la commande comme un autre critère de performance, son expression est donnée par l'équation suivante :

$$J_1 = \frac{1}{2} \sum_{K=1}^p U^T \cdot U \quad (\text{III.53})$$

Le tableau suivant regroupe les résultats des critères de performance utilisés.

Tableau III.2 Erreurs et énergie des stratégies de commande

Strategies de Commandes	Energie de la commande $J_1 = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^p U^T \cdot U$	ISE= $J_2 = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^p e^2(t)$					
		x	y	z	psi	phi	theta
PID	1.1418e+05	0.0050	0.0032	156.6851	4.3301	5.5000e-04	0.0015
F.L	1.1367e+05	0.1198	0.1274	0.0493	4.0410e-04	0.9319	0.8617
MG1	1.2531e+05	0.1646	0.7350	0.0057	0.0030	43.2285	28.0018
Sup twis	1.1672e+05	2.4702e-04	2.5553e-04	6.5000e-04	2.8796e-06	0.1090	0.1155
Floue sup twis	1.1497e+05	2.7924e-04	2.7037e-04	4.9681e-04	2.4122e-06	0.0934	0.1056

D'après le tableau III.2, on constate que :

- La commande PID qui s'exécute en peu de temps comparé aux autres commandes, présente de très grandes erreurs sur l'axe de translation **z** et l'angle d'orientation **Psi** (vue a l'œil nu) évaluées à 156.6851, 4.3301, respectivement. Contrairement à l'axe de translation **x**, **y** et aux angles d'orientation, **Phi** et **Theta**, où les erreurs commises sont faibles de l'ordre de 0.0050, 0.0032, 5.5000e-04, 0.0015, respectivement. Par ailleurs, la commande PID consomme moins d'énergie estimée à 1.1418e+05.
- De petites erreurs sont enregistrées avec la commande feedback liniarization sur tous les axes de translation **x**, **y**, **z** évaluées à 0.1198, 0.1274, 0.0493, respectivement et une très faible erreur qu'on peut négliger pour l'angle d'orientation **Psi**, évaluée à 4.0410e-04, alors que de grandes erreurs sont obtenues sur le reste des angles d'orientation **Phi** et **Theta** de l'ordre de 0.9319, 0.8617, respectivement. Par ailleurs, cette commande a consommé la plus faible énergie estimée à 1.1367e+05.
- La commande SMC présente de très faibles erreurs sur l'axe de translation **z** et l'angle d'orientation **Psi** évaluées à 0.0057, 0.0030 respectivement, alors que de très grandes erreurs sont enregistrées sur les angles d'orientation **Phi**, **Theta**, dues

au phénomène de broutement, de l'ordre de 43.2285, 28.0018, respectivement, et des erreurs qu'on peut considérer acceptables sur l'axe de translation x, y évalués à 0.1646, 0.7350, respectivement. La commande par mode glissant d'ordre 1 consomme la plus grande quantité d'énergie estimée à $1.2531e+05$.

- La commande supertwisting satisfait le mouvement d'orientation et de translation avec de très faibles erreurs qu'on peut négliger sur les axes x, y, z et sur l'angle d'orientation **Psi**, évaluées à $2.4702e-04$, $2.5553e-04$, $6.5000e-04$, $2.8796e-06$, respectivement. De petites erreurs sont notées sur les angles d'orientation **Phi**, **Theta** estimées à 0.1090, 0.1155, respectivement. La commande SMC d'ordre 2 consomme une quantité d'énergie inférieure à celle de SMC classique d'ordre $1.1672e+05$.
- La commande floue-supertwisting qui prend plus de temps d'exécution que les autres commandes, présente des erreurs négligeables sur les axes de translation x, y, z et sur l'angle d'orientation **Psi** de l'ordre de $2.4702e-04$, $2.5553e-04$, $6.5000e-04$, $2.8796e-06$, respectivement, et de petites erreurs sur le reste des angles **Phi** et **Theta** évaluées à 0.0934, 0.1056, respectivement. Cette commande consomme une énergie estimée à $1.1497e+05$.

La Figure III.45 présente une comparaison entre les énergies consommées par les différentes commandes. Comme dit précédemment, la commande par mode glissant d'ordre 1 est la plus énergivore, alors que la commande feedback linéarisation est la moins énergivore en réduisant l'énergie consommée de 9.29% par rapport à celle par mode glissant.

Le PID, le supertwisting, le flou-supertwisting se voient réduire l'énergie consommée de 8.88%, 6.85%, 8.25 % par rapport au mode glissant.

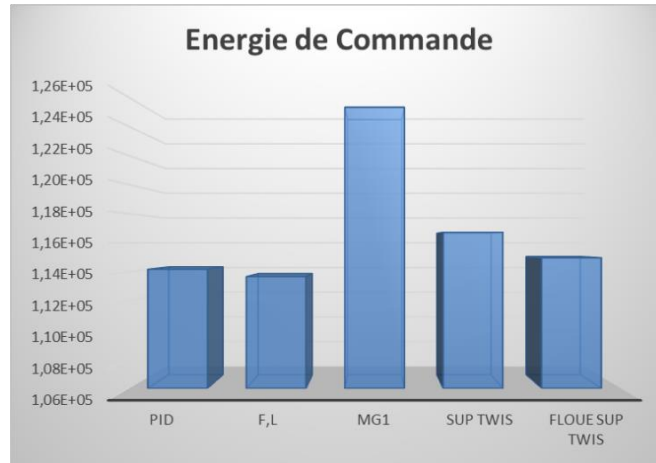


Figure III.45 Energie consommée par les commandes PID, F.L, MG1, Sup. twis et Floue-Sup.twis.

La Figure III.46 présente une comparaison des erreurs commises sur les angles d’orientation et sur les axes de translation.

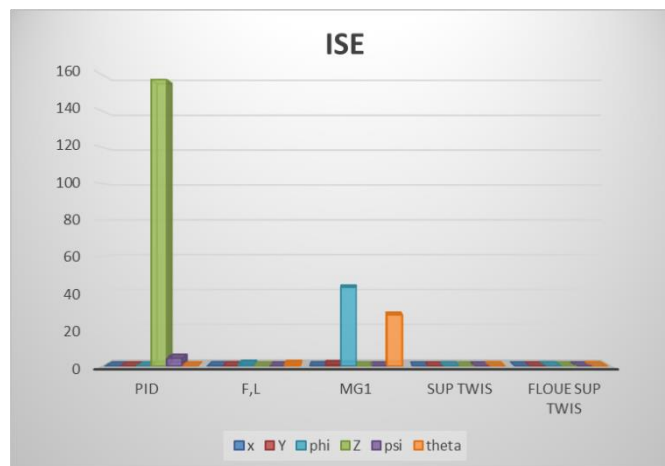


Figure III.46 Erreur quadratique intégrée

Sur le mouvement de translation, on voit que :

- La commande SMC présente la plus grande erreur sur l’axe de translation x suivie du feedback linéarisation, PID, floue-supertwisting, respectivement. Sur cet axe la meilleure commande est la commande supertwisting car elle présente la plus faible erreur.
- La commande SMC présente la plus grande erreur sur l’axe de translation y suivie des commandes feedback linéarisation, PID et floue-supertwisting, respectivement. Sur cet axe la meilleure commande est la commande supertwisting car elle présente la plus faible erreur.

- La commande qui a la plus grande erreur sur l'axe de translation z est la commande PID suivie par les commandes feedback linéarisation, SMC et supertwisting, respectivement. La meilleure commande qui satisfait la trajectoire sur l'axe z est la commande floue-supertwisting.

Remarque :

Les erreurs commises par les commandes supertwisting et floue supertwisting sur les axes de translation sont négligeables puisqu'elles ne dépassent pas l'ordre de $1e-3$.

Sur le mouvement d'orientation, on voit que :

- La commande qui présente la plus grande erreur sur l'angle d'orientation Ψ est la commande PID suivie par les commandes SMC, feedback linéarisation et supertwisting, respectivement. La meilleure commande qui satisfait la trajectoire selon l'angle d'orientation Ψ , est la commande floue-supertwisting
- La commande qui présente la plus grande erreur sur l'angle d'orientation Φ est la commande SMC suivie par les commandes feedback linéarisation, supertwisting et floue-supertwisting, respectivement. La meilleure commande qui satisfait la trajectoire selon l'angle d'orientation Φ est la commande PID car elle présente la plus faible erreur.
- La commande qui a la plus grande erreur sur l'angle d'orientation Θ est la commande SMC suivie par les commandes feedback linéarisation, supertwisting et floue-supertwisting, respectivement. La meilleure commande qui satisfait la trajectoire selon l'angle d'orientation Φ est la commande PID car elle présente la plus faible erreur.

Remarque :

Des erreurs négligeables sont enregistrées sur les angles d'orientation Ψ avec les commandes feedback linéarisation, supertwisting, floue-supertwisting et Φ avec la commande PID.

Le tableau suivant résume tous ce qui avant

Tableau III.3 classements des commandes selon les erreurs de chaque axe

Strategy de Commandes	ISE= $J_2 = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^p e^2(t)$						Somme des ISE de tous des sous-systèmes
	x	y	z	Psi	phi	theta	
PID	3	3	5	5	1	1	18
F.L	4	4	4	3	4	4	23
MG1	5	5	3	4	5	5	27
Sup twis	1	1	2	2	3	3	12
Floue sup twis	2	2	1	1	2	2	10

D'après le Tableau III.3 on constate que :

La meilleure commande d'après l'orientation est la commande flou supertwisting.

La meilleure commande d'après la translation est la commande supertwisting.

Selon le mouvement du quadrotor la meilleure commande est la commande floue supertwisting.

III.7.2 comparaison qualitative entres les commandes

Afin de déterminer la meilleure commande qui contrôle la trajectoire du quadrotor parmi les cinq commandes étudiées on a opté à la visualisation des erreurs commises entre la sortie et l'entrée consommées par ces commandes des graphes suivant :

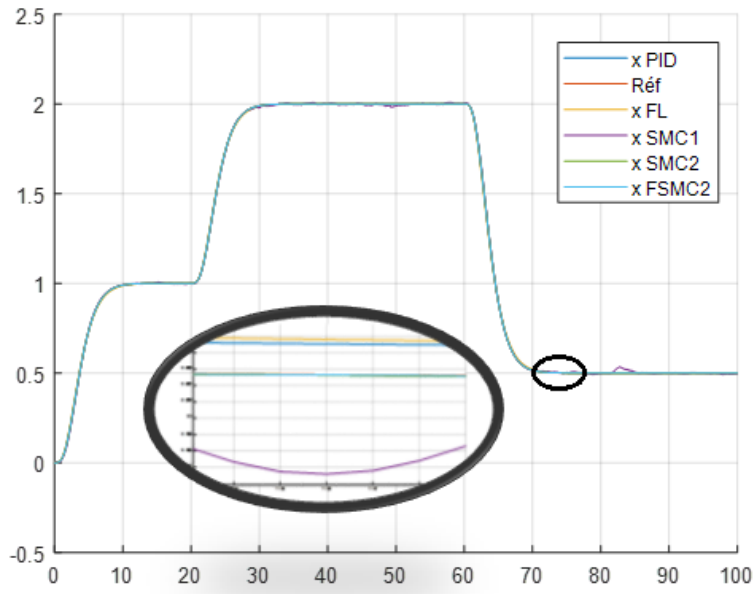


Figure III.47 Comparaison entre les commandes sur l'axe X.

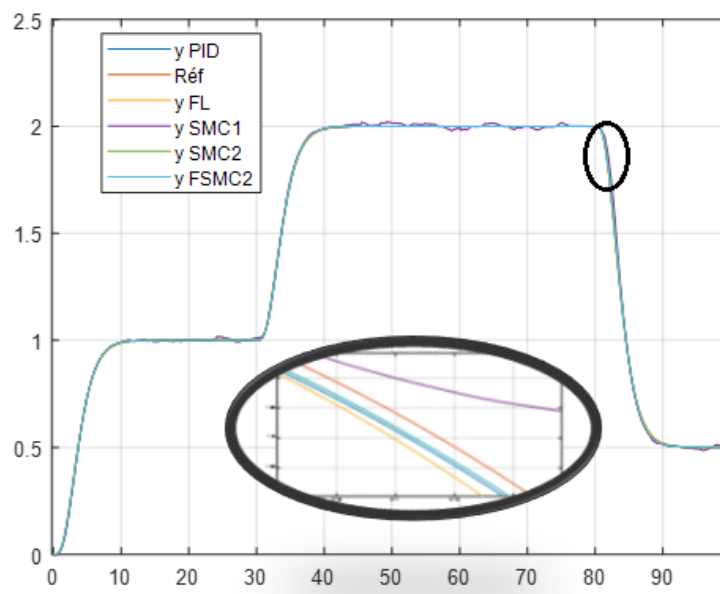
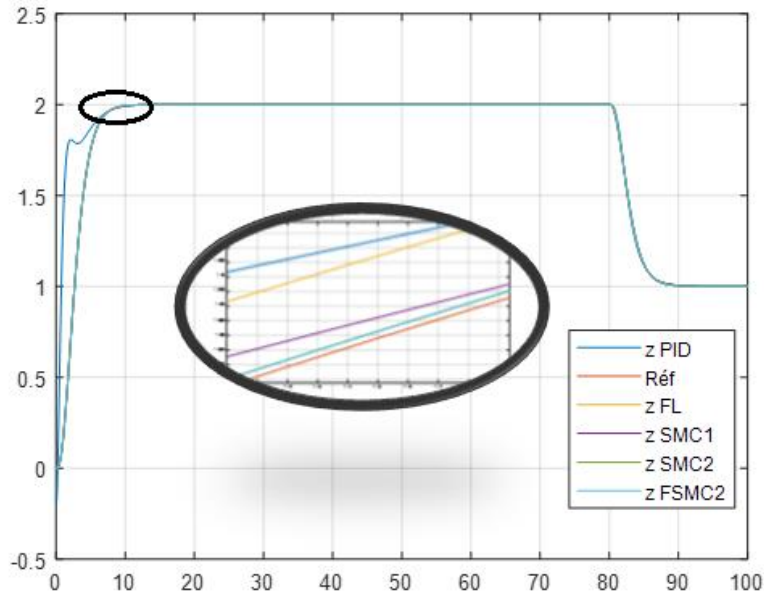


Figure III.48 Comparaison entre les commandes sur l'axe Y.



Figures III.49 Comparaison entre les commandes sur l'axe Z.

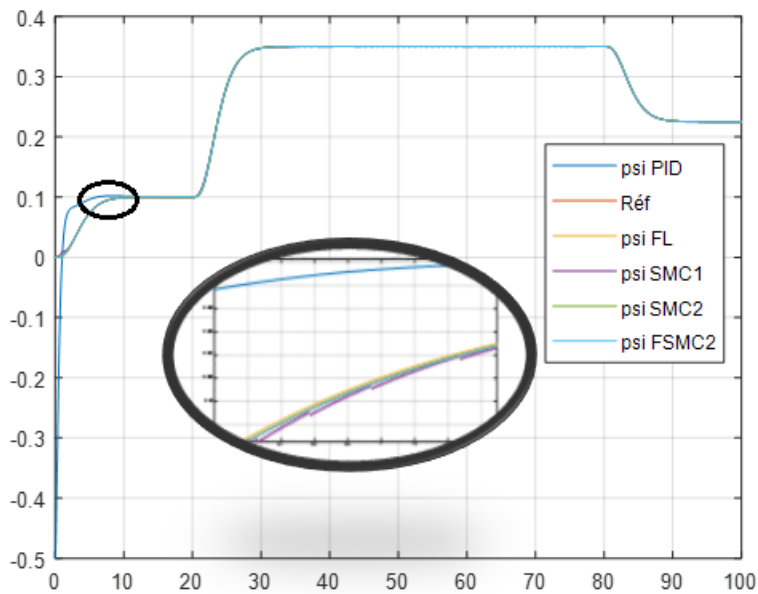


Figure III.50 Comparaison entre les commandes sur l'angle Psi.

D'après les figures III.47, III 48, III.49, III.50 la meilleure commande est partagée entre la commande supertwisting et flou-supertwisting la différence entre ces deux commandes est minimal qu'on ne peut pas la distinguer avec l'œil nu.

III.8 Conclusion

Ce chapitre concernant les résultats de simulation de cinq (05) commandes au quadrotor, à savoir ; le PID, Feedback linearization, SMC, SMC d'ordre 2 (supertwisting) et la commande floue-supertwisting, nous a permis de retenir les points suivants :

- Chaque commande a ces avantages et ces inconvénients. Les inconvénients d'une commande peuvent être réglés par une autre ;
- La commande linéaire n'est pas adaptée pour un système non linéaire (cas du PID). Pour cela, il est préférable d'utiliser des commandes non linéaires ;
- La commande par linéarisation entrée/sortie a permis de construire une loi de commande donnant de bons résultats en simulation de la trajectoire désirée tout en corrigeant les erreurs enregistrées par le PID ;
- La commande par mode glissant a donné, à son tour, de bons résultats de suivi avec effet indésirable (le phénomène de chatterring (broutement)) ;
- La commande supertwisting est une amélioration de SMC. En effet ; elle a réduit le phénomène de broutement, et a donné un bon suivi de la trajectoire de référence ;
- La commande floue-supertwisting a réglé les problèmes de la commande supertwisting et a donné les meilleurs résultats enregistrés des cinq commandes appliquées ;
- D'après la comparaison qualitative et quantitative la meilleure commande dans notre étude est la commande floue-supertwisting.

Conclusion Générale

Ce travail intitulé commandes non linéaires d'un véhicule arien est consacré à l'application des commandes suivantes : PID, linéarisation entrée/sortie, mode glissant (SMC), supertwisting (mode glissant d'ordre 2) et la commande floue-supertwisting aux quadrotors. En effet, les quadrotors sont des systèmes non linéaires décrit dans l'espace par 6 DDL sous actionnés, qu'on peut commander à l'aide de quatre commandes qui agissent sur ses quatre moteurs, ayant une dynamique complexe. Le quadrotor a cinq mouvements principaux à savoir ; le mouvement vertical, le mouvement de roulis, le mouvement de tangage, le mouvement de lacet et les translations horizontales. Ces dernières sont reliées aux mouvements de tangage et de roulis.

Afin de contrôler le quadrotor en position et en orientation, un système de commande doit être mis en place. On peut diviser ces commandes en deux grandes familles à savoir ; les commandes linéaires et non linéaires. Chaque commande ayant ces avantages et ces inconvénients.

Afin de déterminer la meilleure commande qui contrôle la trajectoire du quadrotor parmi les cinq commandes étudiées, on a opté à l'étude des erreurs commises entre la sortie et l'entrée (ISE) ainsi que l'énergie consommées par ces commandes.

La commande linéaire n'est pas adaptée pour un système non linéaire. En effet, l'application de la commande PID au quadrotor a donné un mauvais suivi de la trajectoire sur l'axe des z qui se traduit par une importante erreur quadratique intégrée (ISE) évaluée à 156.68. Pour cela, il est préférable d'utiliser des commandes non linéaires.

La commande par linéarisation entrée/sortie a permis de construire une loi de commande donnant de bons résultats en simulation de la trajectoire désirée tout en corrigeant les erreurs enregistrées par le PID.

La commande par mode glissant a donné, à son tour, de bons résultats de suivi avec effet indésirable (le phénomène de chatterring (broutement)) qui se manifeste par des déviations importantes des angles Phi et Theta par rapport aux angles de référence (ISE =43.2285, 28.0018 respectivement).

La commande super twisting est une amélioration de SMC. En effet ; elle a réduit le phénomène de broutement, et a donné un bon suivi de la trajectoire de référence avec des petites déviations jugées négligeables ne dépassant pas 10^{-3} sur les axes de translation et l'angle de lacet.

Afin d'améliorer les résultats obtenus par la commande précédente, on a opté pour un contrôleur flou ayant pour but d'adapter les gains du contrôleur super twisting. La commande floue-supertwisting résultante a réglé les problèmes de la commande supertwisting et a donné de meilleurs résultats parmi les cinq commandes appliquées.

Dans ce cas les erreurs des angles de tangage et roulis ont été réduites de 8.57%, 14.31%, respectivement par rapport à la commande supertwisting.

Selon le critère d'énergie, la meilleure commande qui consomme peu d'énergie est la commande linéarisation entrée/sortie.

La meilleure commande d'après l'orientation est la commande floue supertwisting puis qu'elle présente les plus faibles erreurs en orientation.

La meilleure commande d'après la translation est la commande supertwisting puis qu'elle présente les plus faibles erreurs en translation.

En combinant tous les critères de sélection, la meilleure commande est la commande floue-supertwisting car elle ne consomme pas beaucoup d'énergie en plus de très bon suivi de la trajectoire de référence (les erreurs enregistrées ne dépassent pas $1e-3$ pour x , y , z , Ψ).

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

- Mise en œuvre expérimentale des lois de commande développées le quadrotor.
- Généraliser 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.
- La reformulation des méthodes développées dans un contexte adaptatif.
- Validation des commandes proposées sur d'autres types des avions sans pilote.
- Généraliser l'étude des lois de commande dans d'autre type d'UAV.

Bibliographie

[1] C.A. Patel, *Building a Test Bed for mini Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle with protective Shroud, a thesis submitted to the department of Mechanical Engineering and the faculty of the Graduate School of Wichita State University in partial fulfilment of the requirements for the degree of Master of Science, July 2006.*

[2] SEDINI Chahrazed et CHERIGUI Nasre-Eddine "Conception et commande d'un quadrotor UAV à base d'Arduino" mémoire de master Université Abou Bekr Belkaïd de Tlemcen 2018 - 2019,

[3] DIARRA ZEGUE DIT MOUSSA "Etude et réalisation d'un système de Commande embarqué pour le contrôle d'un UAV (Unmanned Aerial Vehicles)" mémoire de master Université Badji Mokhtar Annaba. 2018

[4] KHELOUI Mohammed Samir "Application des commandes non linéaires sur un drone à quatre hélices" thèse de magistère. Université des Sciences et de la Technologie D'ORAN Mohamed Boudiaf 2010/2011

[5] Mer et Marine. (2014). RQ-4GlobalHawk. Repéré le 8 août 2017 à <https://www.meretmarine.com/fr/content/aero-surveillance-devoile-son-nouveau-drone-voilure-tournante>.

[6] Groizeleau, V. (2014). Aero surveillance. Repéré le 8 août 2017 à <https://www.meretmarine.com/fr/content/aero-surveillance-devoile-son-nouveau-drone-voilure-tournante>.

[7] Yassine JMILI "COMMANDE NON LINÉAIRE HIÉRARCHIQUE D'UN DRONE DE TYPE QUADROTOR SANS MESURE DE LA VITESSE LINÉAIRE" thèse de magistère. École de Technologie Supérieure Université du Québec 2016

[8] A.Belaidi "Conception, Modélisation et Commande d'un UAV de type Quadrirotor" mémoire d'Ingénieur. Université des Sciences et de la Technologie D'ORAN Mohamed Boudiaf 2016

[9] D. Rachedi Nedjmi, "Commande hybride avec observation d'un UAV de type quadrotor",

Thèse de Magistère, École Militaire Polytechnique, Alger, Algérie, 2010.

[10]. <https://www.lrma.org/exhibition/leonardo-da-vinci-machines/>

[11] JACQUELINE ET LOUIS PEÑA "Cours de préparation au B.I.A." Brevet d'Initiation à l'Aéronautique 2016

[12] *All the World's Helicopters and Rotorcraft*, www.aviastar.org

- [13] European Aeronautic Defence and Space Company, EADS N.V. www.eads.net/1024/fr/eads/history/airhist/1900-1909/Breguet1-1907
- [14]. http://www.aviastar.org/helicopters_eng/breguet_gyro.php
- [15] http://www.ctie.monash.edu.au/hargrave/rpav_britain.html
- [16] <https://www.industrie-techno.com/article/le-drone-a-100-ans.36883>
- [17] <https://en.wikipedia.org/wiki/File:OQ-2A-Radioplane.jpg> [7] KHELOUI Mohammed Samir,
- [18] <http://www.aps.dz/algerie/91253-des-drones-fabriques-en-algerie-executant-des-vols-diurnes-et-nocturnes-de-reconnaissance>
- [19] <https://www.air-cosmos.com/article/la-furtivite-du-drone-neuron-lessai-avec-des-eurofighter-951>
- [20] https://fr.wikipedia.org/wiki/Northrop_Grumman_RQ-4_Global_Hawk#/media/Fichier:Global_Hawk_1.jpg
- [21] https://ar.wikipedia.org/wiki/%D8%A8%D9%88%D9%8A%D9%86%D8%BA_%D8%A5%D9%83%D8%B3_-_45#/media/%D9%85%D9%84%D9%81:Boeing_X-45A_UCAV.jpg
- [22] <https://www.air-cosmos.com/article/des-predator-b-pour-les-pays-bas-1953>
- [23] <https://www.aviationsmilitaires.net/v2/base/view/Model/557.html>
- [24] <http://www.designation-systems.net/dusrm/app2/q-14.html>
- [25] <http://www.rfi.fr/fr/emission/20140516-utilisation-civile-drones>
- [26] <https://www.trendhunter.com/trends/picoflyer-the-worlds-smallest-rc-helicopter>
- [27] R. Lozano, P. Castillo, S. Salazar et D. Lara, "Stabilisation de véhicules aériens à décollage vertical : Théorie et application", Rapport Heurdiasyc, UMR CNRS 6599-UTC Compiègne, 2005.
- [28] *All the World's Helicopters and Rotorcraft*, www.aviastar.org
- [29] <http://www.portail-aviation.com/blog/2015/07/16/dossier-dirigeable-episode-2-un-dirigeable-quest-ce-que-cest/>
- [30] <https://www.usinenouvelle.com/article/le-microdrone-sort-de-son-cocon.N157893>
- [31] KHELOUI Mohammed Samir, " Application des commandes non linéaires sur un drone à quatre hélices" Thèse de magistère, université d'Oran mohamed boudiaf, 2011.
- [32] https://fr.123rf.com/photo_17950064_chinook-ch-47-tandem-rotor-d-%C3%A9licopt%C3%A8re-militaire-.html
- [33] https://fr.wikipedia.org/wiki/Rotor_contrarotatif#/media/Fichier:Russian_Air_Force_Kamov_Ka-50.jpg
- [34] <https://www.semanticscholar.org/paper/The-T-Wing-%3A-A-VTOL-UAV-for-Defense-and-Civilian-Stone-Clarke/64a0eafda47d476f6431436a5fd9b7591d319793>

- [35] <http://www.regimage.org/tri-rotor-drones/>
- [36] <https://techfest.org/workshops/Quadcopter>
- [37] H. OSMANI, "Mise en oeuvre d'une unité de commande pour robots volants de type quadrotor", Thèse de Magister, Ecole Militaire Polytechnique, 2008/2009
- [38] R. AbouSleiman, D. Korff, E. Gjioni and H. Chul Yang, "The Oakland University Unmanned Aerial Quadrotor System", the 2008 AU VSI UAS Student Competition.
- [39] V. Martinez, "Modelling of the flight Dynamics of a Quadrotor Helicopter", Granfieldb University, Mdc Thesis, 2007
- [40] <https://www.algerie-eco.com/2018/11/11/vente-de-drones-en-algerie-un-projet-de-loi-en-cours-detude/>
- [41] G. Hoffmann, H. Huang, S. Waslander and C. Tomlin, "Quadrotor helicopter flight dynamics and control: Theory and Experiment", AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, 2007.
- [42] L. Laib and D.E. Maamria, "Commande d'un Quadrirotor", Mémoire d'ingénieur, École Nationale Polytechnique, Alger, 2011
- [43] Guillaume CHARLAND-ARCAND, "CONTRÔLE NON LINÉAIRE PAR BACKSTEPPING D'UN HÉLICOPTÈRE DE TYPE QUADROTOR POUR DES APPLICATIONS AUTONOMES" COMME EXIGENCE PARTIELLE À L'OBTENTION DE LA MAÎTRISE EN GÉNIE ÉLECTRIQUE M. Ing., L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE, MONTRÉAL, LE 20 AOÛT 2014
- [44] Paul Pounds, Robert Mahony, Peter Corke, "Modelling and Control of a Quad-Rotor Robot" disponible sur le lien: <https://www.researchgate.net/publication/228673469>
- [45] S. Bouabdallah, "Design and Control of Quadrotors with Application to Autonomous Flying", Thèse de Doctorat, Ecole Polytechnique Fédérale de Lausanne, Suisse, 2007.
- [46] <https://raffaello.name/projects/flying-machine-arena/>
- [47] Hoffmann, G. M., Huang, H., Waslander, S. L. & Tomlin, C. J. (2007). Quadrotor helicopter flight dynamics and control: Theory and experiment. Dans AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit (vol. 2, pp. 4-7).
- [48] Yang, H. C., Sababha, B., Acar, C. & Rawashdeh, O. (2010). Rapid Prototyping of quadrotor controllers using Matlab RTW and dsPics. Proceedings of the AIAA Infotech@ Aerospace Conference, Georgia, USA.
- [49] H. Shim T. J. Koo F. Hoffmann S. Sastry, A Comprehensive Study of Control Design for an Autonomous Helicopter, Proceedings of the 37th IEEE Conference on Decision & Control Tampa, Florida USA December 1998.
- [50] R. E. Kalman, « Contributions to the Theory of Optimal Control ». Boletín de la Sociedad Matemática Mexicana, vol. 5, p. 102_119, 1960

- [51] Jafari, H., Zareh, M., Roshanian, J. & Nikkhah, A. (2010). *An optimal guidance law applied to quadrotor using LQR method*. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 53(179), 32-39.
- [52] :S. Bouabdallah, A. Noth and R. Siegwart, «PID vs LQ Control Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor », *Autonomous Systems Laboratory Swiss Federal Institute of Technology Lausanne, Switzerland*.
- [53] G. Stein et M. Athans, « *The LQG/LTR Procedure for Multivariable Feedback Control Design* », *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 32, no. 2, p.105_114, 1987.
- [54] A. Mokhtari, A. Benallegue et A. Belaidi, « *Polynomial Linear Quadratic Gaussian and Sliding Mode Observer for a Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle* », *Journal of Robotics and Mechatronics*, vol. 17, no. 4, p. 483_495, 2005.
- [55] Adrien DROUOT, « *Stratégies de Commande pour la Navigation Autonome d'un Drone Projectile Miniature* », *Ecole Doctorale IAEM Lorraine, Centre de Recherche en Automatique de Nancy*, le 2 décembre 2013.
- [56] Prempain, Emmanuel, et Ian Postlethwaite. 2005. « *Static H_∞ loop shaping control of a flyby-wire helicopter* ». *Automatica*, vol. 41, no 9, p. 1517-1528
- [57] A. Isidori, *Nonlinear control systems*, Springer Verlag, 1995
- [58] J. Hauser, S. Sastry, and G. Meyer, *Nonlinear control design for slightly nonminimum phase systems: Applications to V/STOL aircraft*, *Automatica* 28 (1992), no. 4, 651-670.
- [59] Saif, Al-Hiddabi. 2009. « *Quadrotor control using feedback linearization with dynamic extension* ». In *Proceeding of the 6th International Symposium on Mechatronics and its Applications*. (Sharjah, UAE), p. 1-3: IEEE
- [60] Yaou, Z., Wansheng, Z., Tiansheng, L. & Jingsong, L. (2013). *The attitude control of the four-rotor unmanned helicopter based on feedback linearization control*. *WSEAS Transactions on Systems*, (4), 229-239.
- [61] Fang, Zhou, Zhang Zhi, Liang Jun et Wang Jian. 2008. « *Feedback linearization and continuous sliding mode control for a quadrotor UAV* ». In *Proceedings of the 27th Chinese Control Conference (Kunming, Yunnan, China)*, p. 349-353 :IEEE.
- [62] Lee, Daewon, H. Jin Kim et Shankar Sastry. 2009. « *Feedback linearization vs. adaptive sliding mode control for a quadrotor helicopter* ». *International Journal of control, Automation and systems*, vol. 7, no 3, p. 419-428
- [63] Benallegue, A., A. Mokhtari et L. Fridman. 2006. « *Feedback linearization and high order sliding mode observer for a quadrotor UAV* ». In *Proceedings of the 2006 International Workshop on Variable Structure Systems*. (Alghero, Italy), p. 365-372: IEEE

- [64] Voos, Ilolger. 2009. « *Nonlinear control of a quadrotor micro-UAV using feedbacklinearization* ». In *Proceedings of the 2009 IEEE International Conference on Mechatronics*. (Malaga, Spain), p. 1-6: IEEE.
- [65] Mistler, V., A. Benallegue et N. K. M'Sirdi. 2001. « *Exact linearization and noninteracting control of a 4 rotors helicopter via dynamic feedback* ». In *Robot and Human Interactive Communication*. (Bordeaux, Paris), p. 586-593: IEEE.
- [66] Kanellakopoulos, Ioannis, Petar V. Kokotovic et Stephen Morse. 1991. « *Systematic design of adaptive controllers for feedback linearizable systems* ». *Automatic Control, IEEE Transactions on*, vol. 36, no 11, p. 1241-1253
- [67] Mian, Ashfaq Ahmad, et Wang Daobo. 2008. « *Modeling and backstepping-based nonlinear control strategy for a 6 DOF quadrotor helicopter* ». *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 21, no 3, p. 261-268
- [68] Zongyu, Zuo. 2013. « *Adaptive trajectory tracking control design with command filtered compensation for a quadrotor* ». *Journal of Vibration and Control*, vol. 19, no 1, p. 94-108
- [69] Hicham, Khebbache. 2012. « *Tolérance aux défauts via la méthode backstepping des systèmes non linéaires Application : Système UAV de type Quadrirotor* ». Université Ferhat Abbas de Sétif.
- [70] Zuo, Z. (2013). *Adaptive trajectory tracking control design with command filtered compensation for a quadrotor*. *Journal of Vibration and Control*, 19(1), 94-108.
- [71] Benallegue, Abdelaziz, Abdellah Mokhtari et Leonid Fridman. 2008. « *High-order slidingmode observer for a quadrotor UAV* ». *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, vol. 18, no 4-5, p. 427-440
- [72] Bouadi, H., et M. Tadjine. 2007. « *Nonlinear observer design and sliding mode control of four rotors helicopter* ». *proceedings of world academy of science, engineering and technology vol*, vol. 1, no 2, p. 115-120
- [73] Luque-Vega, L., B. Castillo-Toledo et Alexander G. Loukianov. 2012. « *Robust block second order sliding mode control for a quadrotor* ». *Journal of the Franklin Institute*, vol. 349, no 2, p. 719-739
- [74] Das, Abhijit, Frank L. Lewis et Kamesh Subbarao. 2011. *Sliding Mode Approach to Control Quadrotor Using Dynamic Inversion.*: INTECH Open Access Publisher
- [75] Bandyopadhyay, Bijnan, S. Janardhanan et Sarah K. Spurgeon. 2013. *Advances in Sliding Mode Control: Concept, Theory and Implementation.*: Springer, 388 p.
- [76] Niu, Yugang, et Xingyu Wang. 2009. « *Sliding mode control design for uncertain delay systems with partial actuator degradation* ». *International Journal of Systems Science*, vol. 40, no 4, p. 403-409
- [77] Fahimi, Farbod. 2006. « *Sliding mode formation control for under-actuated autonomous surface vehicles* ». In *Proceedings of the 2006 American Control Conference*. (Minneapolis, Minnesota, USA), p. 6: IEEE

- [78] Chatchanayuenyong, Theerayuth. 2008. « *Power Quality Improvement Using a Sliding Mode Control of a Series Active Filter* ». *American Journal of Applied Sciences*, vol. 5, no 8, p. 1029-1033 %@ 1546-9239.
- [79] Sylvain, Bertrand, Hamel Tarek et Piet-Lahanier H el ene. 2009. *Stabilization of Scale Model Vertical Take-Off and Landing Vehicles without Velocity Measurements.*: INTECH Open Access Publisher, 21 p.
- [80] 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*.
- [81] 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.
- [82] L. Gautier, B. Hamilton, J. Hazebrouck, and T. Tournette "Piloteage d'un quadri-rotor via un FPGA", *Tuteur ESIEE engineering, Journ ees p dagogiques, 2008*.
- [83] Mr. KHEBBACHE Hicham "Tolérance aux défauts via la méthode backstepping des systèmes non linéaires, Application : Système UAV de type Quadrirotor" Mémoire de Magister Université Ferhat Abbas de Setif UFAS (ALGERIE) 2012
- [84] L. Besnard "Control of a quadrotor vehicle using sliding mode disturbance observer", *Master Thesis, Alabama university, 2006*
- [85] Z. Saida "Etude d'une commande non linéaire d'un moteur à induction" mémoire de magister université de Batna, 2008
- [86] V. Bregeault, "Quelques contributions à la théorie de la commande par modes glissants", thèse de doctorat,  cole centrale de Nantes, 2010
- [87] « All the world's Rotorcraft », <http://www.aviastar.org>.
- [88] R. Austin, « *Unmanned Aircraft Systems - UAVS Design* », *Development and Deployment*. Wiley, 2010.
- [89] Ashfaq Ahmad Mian, Wang Daobo , « *Modeling and Backstepping-based Nonlinear Control Strategy for a 6 DOF Quadrotor Helicopter* » , *Chinese Journal of Aeronautics, université China* 2008.
- [90] M.fays, Long paul, M.blumenfeld Guillaume , « *Conception et réalisation d'un hélicoptère   rotor coaxiaux contrarotatifs pour le concours micro drones ONERA/DGA* », *projet industriel et de recherche, Institut Polytechnique des sciences Avancées, France* 2008.
- [91] A. Hably and N. Marchand "Global stabilization of four-rotor helicopter with bounded inputs" *International Conference on Intelligent Robots and Systems, San Diego, USA* 2007
- [92] DEIA Yacine "commande par mode glissant-floue pour la stabilisation d'attitude d'un uav de type quadrotor" mémoire de master juin 2011.

[93] Deghboudj Imen « commande des systemes non lineaires par mode glissant d'ordre superieur » mémoire de magistère, universite constantine 1 novembre 2013

[86] V. Bregeault, "Quelques contributions à la théorie de la commande par modes glissants", thèse de doctorat, École centrale de Nantes, 2010.

[94] H. Bühler, "Réglage par mode de glissement", traité d'électricité, 1ère édition, presses, 1991

[95] Stability of non-autonomous systems, *Nonlinear Anal., Theory, Methods Appl.*, 1, pp. 83–91, 1976.

[96] V.I. Utkin. *Sliding mode control. Variable structure systems: from principles to implementation*, vol 66 :1, 2004.

[97] Malik Manceur, *Commande robuste des systemes non linéaires complexes*, thèse de doctorat, Université de Reims Champagne-Ardenne, 2012.

[98] A.Levant, "Introduction to high-order sliding modes" *School of Mathematical Sciences* 2002-2003.

[99] M. Labbadi, M. Cherkaoui "Novel robust super twisting integral sliding mode controller for a quadrotor under external disturbances", *International Journal of Dynamics and Control*, <https://doi.org/10.1007/s40435-019-00599-6>, 2019

[100] Samir ZEGHLACHE, *Cours Commande Intelligente université de m'sila 2ème année Master*

[101] Salhi Ahmed « CONTRIBUTION A L'OPTIMISATION DE L'ECOULEMENT DE PUISSANCE EN UTILISANT LA LOGIQUE FLOUE ASSOCIEE AUX RESEAUX DE NEURONES (NEURO-FLOU) » Thèse de doctorat, Université Mohamed Khider – Biskra, Janvier 2015.

[102] Ahmed F. Amer, Elsayed A. Sallam, Wael M. Elawady "Adaptive fuzzy sliding mode control using supervisory fuzzy control for 3 DOF planar robot manipulators" *Applied Soft Computing* 17 June 2011

Résumé : Les quadrotors sont des systèmes non linéaires décrits dans l'espace par 6 DDL sous actionnés, qu'on peut commander à l'aide de quatre commandes qui agissent sur ses quatre moteurs, ayant une dynamique complexe. Afin de contrôler le quadrotor en position et en orientation, un système de commande doit être mis en place. Ce travail vise à étudier le comportement de quadrotor en utilisant cinq différentes commandes à savoir ; le PID, la linéarisation entrée/sortie, le mode glissant d'ordre 1, le mode glissant d'ordre 2 (supertwisting) et la commande floue-supertwisting. Afin de déterminer la meilleure commande qui contrôle la trajectoire du quadrotor parmi les cinq commandes étudiées, on a opté à l'étude des erreurs commises entre la sortie et l'entrée (ISE) ainsi que l'énergie consommées par ces commandes. La meilleure commande qui consomme peu d'énergie est la commande linéarisation entrée/sortie. La meilleure commande qui assure un bon suivi de la trajectoire désirée est la commande floue-supertwisting.

Mots clés : quadrotor, 6 DDL, PID, linéarisation entrée/sortie, mode glissant d'ordre 1, mode glissant d'ordre 2, super-twisting, floue-supertwisting, ISE.

Abstract : The quadrotors are non-linear systems described in space by 6 DOFs, they are under-actuated system, which can be controlled using four controllers which act on four motors, which have complex dynamics in order to control them in position and orientation, a system of control must be put in place. This work aims to study the behavior of quadrotor using five different strategy of controllers namely ; PID, FeedBack linearization, first order sliding mode control, second order sliding mode (supertwisting) and the fuzzy-supertwisting control. In order to determine the best control strategy which controls the trajectory of the quadrotor among the five studied commands, we opted to study the errors made between the output and the input (ISE) as well as the energy consumed by these commands. The best control strategy that consumes little power is the FeedBack linearization. The best strategy of control that ensures the good tracking of desired trajectory is the fuzzy-supertwisting.

Keywords : quadrotors, 6 DOFs, PID, FeedBack linearization, first order sliding mode control, second order sliding mode control, supertwisting, fuzzy-supertwisting control, ISE.

ملخص: رُباعية الدوارات هي أنظمة غير خطية لها ست درجات حرية في الفضاء، وهي من الأنظمة المتداخلة التي يصعب التحكم فيها، والتي يمكن التحكم فيها بواسطة أربع متحكمات تعمل على محركاتها الأربعة، ولها ديناميكية معقدة من أجل التحكم في رباعية الدوارات من ناحية الموضع والوجهة، يجب أن يكون هناك نظام تحكم. يهدف هذا العمل إلى دراسة سلوك رباعي الدوار باستخدام خمسة أساليب تحكم مختلفة وهي التحكم عبر متحكم تناسبي تكاملي تفاضلي، تحكم حلقي، تحكم انزلاقي من الدرجة الأولى، تحكم انزلاقي من الدرجة الثانية وتحكم انزلاقي من الدرجة الثانية ضبابي، ومن أجل تحديد أفضل متحكم يتحكم في مسار رباعي الدوار من بين المتحكمات الخمسة المدروسة، اخترنا دراسة الأخطاء التي حدثت بين المداخل والمخارج (تكامل مربع الخطأ) وكذلك الطاقة المستهلكة من طرف هذه المتحكمات. أفضل تحكم يستهلك القليل من الطاقة هو المتحكم الحلقي، أما أفضل تحكم يضمن تتبعًا جيدًا للمسار المطلوب هو المتحكم الانزلاقي من الدرجة الثانية ضبابي.

كلمات مفتاحية: رُباعية الدوارات، ست درجات حرية في الفضاء، متحكم تناسبي تكاملي تفاضلي، تحكم حلقي، تحكم انزلاقي من الدرجة الأولى، تحكم انزلاقي من الدرجة الثانية وتحكم انزلاقي من الدرجة الثانية ضبابي، تكامل مربع الخطأ.
