

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

UNIVERSITE MOHAMED BOUDIAF - M'SILA

FACULTE : TECHNOLOGIE
DEPARTEMENT : GENIE
ELECTRIQUE



DOMAINE : SCIENCES ET TECHNOLOGIES
FILIERE : AUTOMATIQUE
OPTION : AUTOMATIQUE ET SYSTEMES

Mémoire présenté pour l'obtention
Du diplôme de Master Académique

Par : HERIZI Boubakar

MERRAH Selma

Intitulé

Commande par backstepping d'un UAV type quadrotor

Soutenu devant le jury composé de:

ZEGHLACHE Samir

Université M'SILA

Encadreur

MEKKI Hamza

Université M'SILA

Examinateur

BOUGUERRA Abderrahmen

Université M'SILA

Président

Année universitaire : 2017 /2018

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

Remerciement

*Nous remercions Dieu « **ALLAH** » tous puissants qui nous avons donné le courage de confronter ce nouveau domaine, et la force de réaliser ce travail.*

nous tenons à remercier les personnes qui grâce à eux, nous ne pourrions jamais être là, nos mère et mon père. Ainsi que toute ma famille.

*nous tiens à remercier, tout particulièrement, à exprimer une profonde gratitude à nos encadreur **Samir zeglache** , qui nous avons aidé beaucoup dans la réalisation de nous drone et son précieux conseils*

***E**nfin nous tenons à remercier toutes les personnes qui nous avons aidés dans notre projet.*

Dédicaces

Jedédie ce mémoire

Ames chers parents. Ma mère, qui m'a encouragé à aller de l'avant et

Qui m'a donné tout son amour pour reprendre mes études, et

Mon très cher père est la plus belle perle du monde

Pour leur patience, leur amour, leur soutien et leurs

Encouragements.

A tout ma famille pour l'amour et le respect qu'ils m'ont toujours accordé

Ames frères.

Je leur souhaite tout le succès... tout le bonheur

Ames amis et mes camarade. Sur tout seydali, mohammedelamin, amine
, ousamma, aymen, miloudm khald,
mokhtar et binôme selma

Pour une sincérité si merveilleuse ...jamais oubliable, en leur souhaitant

Tout le succès ...tout le bonheur.

Sans oublier tous les professeurs que ce soit du

Primaire, du moyen, du secondaire ou de l'enseignement supérieur.

A tout personne

Qui m'a aidé à franchir un horizon dans ma vie

Herizi boubakar

Dédicace

J'édie ce mémoire

À mes très chers parents, dont le sacrifice, la tendresse, l'amour, la patience, l'aide et

l'encouragement sont l'essentiel de ma réussite.

Sans eux je ne serai pas à ce stade aujourd'hui.

À mes frères et sœurs.

À toute ma famille.

Pour leur soutien continué durant mon parcours.

À tous mes amis qui me souhaitent le succès, pour l'amitié qui nous a toujours unis.

Sur tout: assia, meryam, hadjer, cheyma, sidali, Mohammed lamin, aymen, amine, khald

et binôme boubakar

À tous ceux que j'aime.

Merrah selma

Table des matières

Table des Matières	I
Liste des Figures	IV
Liste des Tableaux	VII
Liste des Symboles et abréviations.....	VIII
Introduction générale	1

Chapitre I : Etat de L'art

I.1. Introduction	3
I.2. L'histoire des Quadroptor	3
I.3. Classification des drones.....	5
I.3.1. Classification selon la taille.....	5
I.3.2. Classification selon le mode de propulsion.....	8
I.4. Les capteurs pour la navigation et la localisation :	12
I.4.1. Capteurs Proprioceptifs	13
I.4.1.1. Accéléromètres	13
I.4.1.2. Gyromètres et Gyroscopes	13
I.4.1.3. Centrales inertielle	13
I.4.2. Capteurs extéroceptifs :	14
I.4.2.1. Les compas	14
I.4.2.2. Capteurs télémétriques.....	15
I.4.2.3. Les Caméra	16
I.4.2.4. Système de géolocalisation.....	16
I.5. missions des drones	17
I.5.1. application militaire	17
I.5.2. application civil	18
I.6. Les techniques de commande pour les quadrotor.....	19
I.6.1. Les techniques de commande linéaires	20
I.6.2. Les techniques de commande non linéaires	22
I.7. Conclusion	23

Chapitre.II: Modélisation d'un quadrotor à six degrés de liberté

II.1. Introduction	25
II.2. Description générale du quadrotor	25
II.3. Les mouvements du quadrotor	26
II.3. 1 Mouvement vertical	27
II.3.2 Mouvement de roulis	27
II.3.3 Mouvement de tangage	28

II.3.4 Mouvement de lacet	29
II.3.5 Mouvements de translation	29
II.4.Modélisation dynamique du Quadrotor	30
II 4.1. Modèle Dynamique	30
II.4.2 Matrice de rotation	31
II.4.3. Développement du modèle mathématique selon Newton-Euler	32
II.4.3.1. Equations de mouvement de translation	34
II.4.3.2. Equations de mouvement de rotation.....	34
II.4.4. La représentation d'état du système	35
II.4.5. Dynamique du rotor	37
II.5.Conclusion	39
Chapitre III Commande par backstepping du Quadrotor	
III.1. Introduction	41
III.2.Technique de commande par Backstepping.....	41
III.2.1. Algorithme de base.....	41
III.2.2. Cas des systèmes d'ordre n.....	43
III.3 Commande par backstepping du quadrotor.....	44
III.4. Résultats de simulation.....	51
III.5 conclusion.....	55
conclusion générale.....	57

Liste des figures

Chapitre I

Figure I.1 Le Gyroplane No.1 1907.....	4
Figure I.2 Pescara No.3 1923.....	4
Figure I.3. Convertawings Model A 1956.....	5
Figure I.4 Drone libellule.....	6
Figure I.5 drone AR4.....	6
Figure I.6 Drone RQ-1 Predator tirant un missile Hellfire.....	7
Figure I.7 Drone RQ-4 Global Hawk.....	7
Figure I.8. Catégories des drones.....	8
La Figure I.9 représente les classifications des drones selon le mode de propulsion.....	9
Figure I.10. Avion 3D.....	9
Figure I.11. L'hélicoptère Bi-rotor.....	10
Figure I.12. Les catégories de drones à trois rotors	11
Figure I.13. Hélicoptères à quatre hélices.....	12
Figure I.14. Modèle mécanique d'un accéléromètre.....	13
Figure I.15. Exemple centrales inertielles.	14
Figure I.16. Support au combat.....	18
Figure I.17. Drone militaires de surveillance.....	18
Figure I.18. Les type des Application civil	19
Figure I. 19. Principe de la commande par PID.....	20
Figure I 20.Zone idéale de placement des pôles de la boucle fermée	21
Figure I.21. Principe de la commande linéaire quadratique gaussienne.....	21

Chapitre II

Figure II.1 Structure générale d'un quadrotor.....	26
Figure II.2 Illustration du mouvement vertical	27
Figure II.3 Illustration du mouvement de roulis.....	28
Figure II.4 Illustration du mouvement de tangage.....	28
Figure II.5 Illustration du mouvement de lacet.....	29
Figure II.6 Illustration du mouvement de translation.....	30
Figure II.7. Configuration du quadrotor.....	30

Chapitre III

Figure III.1 : Illustration de la structure de commande du quadrotor.....	50
---	----

Figure III.2. Résultats de poursuite des trajectoires selon les axes (X.).....	51
Figure III.3. Résultats de poursuite des trajectoires selon les axes (y.).....	51
Figure III.4. Résultats de poursuite des trajectoires selon les axes (z.).....	52
Figure III.5. Résultats de poursuite des trajectoires selon les axes (ksi.).....	52
Figure III.6. Résultats de poursuite des trajectoires selon les axes (phi.).....	52
Figure III.7. Résultats de poursuite des trajectoires selon les axes (theta.).....	53
Figure III.8. Le signal de commande U1.....	53
Figure III.9. Le signal de commande U2.....	53
Figure III.10. Le signal de commande U3.....	54
Figure III.11. Le signal de commande U4.....	54
Figure III.12. Trajectoire globale du quadrotor en 3D.....	54

Liste des tableaux

Chapitre II

Tableau.II.1. Paramètres mécanique et électrique du modèle du quadrotor.....	38
--	----

Symboles et abréviations

Symboles

F	Force de poussé
Ω	Vitesse de rotation dans le repère fixe
v	Vitesse linéaire dans le repère fixe
R	Matrice de rotation
ε	Vecteur de position
φ	Angle de roulis
θ	Angle de tangage
ψ	Angle de lacet
w	Vitesse de rotation de moteur
U	La commande
X	Variable d'état
x_d	Etat désiré
e	Erreur de poursuite
t	Variable de temps
V	Fonction de Lyapunov,
J	Matrice d'inertie symétrique
Ω	La vitesse angulaire exprimée dans le repère fixe
V_i	la tension d'entrée du moteur

Abréviations

UAV	Unmanned Aerial Vehicle
DDL	Degré de liberté

Introduction générale

Introduction générale

Récemment, le contrôle des engins volants a attiré l'attention des chercheurs automaticiens. Différentes approches ont été proposées pour contrôler les avions, hélicoptères, fusées, satellites, mini hélicoptères, drones, etc. Chacun de ces appareils ne dispose pas de modèle précis décrivant son comportement.

L'intérêt pour les drones aériens télécommandés semble grandir de plus en plus notamment pour des applications militaires (déminage par exemple) et l'intervention dans des milieux hostiles (milieux radioactifs). On peut imaginer un drone afin d'explorer un immeuble ou un tunnel contaminé et de réaliser une première observation avant toute intervention humaine.

La recherche dans le domaine des véhicules aériens autonomes est essentiellement pluridisciplinaire. En effet elle fait intervenir des domaines très variés tels que l'aérodynamique, le traitement du signal et de l'image, la commande automatique, la mécanique, les matériaux composites, l'informatique temps réel

Dans ce mémoire, nous nous intéressons en particulier aux véhicules aériens miniatures et plus particulièrement à un quadrotor (micro hélicoptère à quatre hélices). Les drones quadrotors sont parmi les plus complexes des objets volants, parce que leur dynamique de vol est intrinsèquement non linéaire, et les variables sont fortement couplées. Le quadrotor la capacité d'effectuer un vol stationnaire, ce qui est requis dans certaines applications[1].

Les techniques de conception de contrôle backstepping ont reçu beaucoup d'attention en raison de sa méthodologie de conception systématique et récursive pour le contrôle de rétroaction non linéaire. L'avantage de backstepping par rapport à d'autres méthodes de contrôle réside dans sa souplesse de conception.

Ce mémoire, composée de trois chapitres, est organisé de la manière suivante :

- Dans le premier chapitre, nous avons introduit une description générale des appareils à vol (drones) ; et classification, ainsi que les domaines d'intérêt civil et militaire.
- Le deuxième chapitre est consacré à la modélisation dynamique de l'hélicoptère à six degrés de liberté de type quadrotor,
- Le troisième chapitre, présente la théorie de la méthode du backstepping, ou on va utiliser cette méthode comme une méthode de contrôle non linéaire basé sur le théorème de Lyapunov En suite, on applique ces lois de commandes sur le model du quadrotor. Suivie de quelques simulations dans MATLAB Simulink.

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

Chapitre I

Généralité et Etat de l'art

Ce premier chapitre présente un état de l'art sur la description générale des appareils à vol vertical (drones). Dans un premier temps, on a défini les classifications des drones, leurs missions et leurs applications dans le domaine militaire et civil .Nous trouvons aussi dans ce chapitre un état de l'art relatif à la commande de ces appareils.

I.1. Introduction

Un UAV (Unmanned Aerial Vehicle) ou « Drone » est un aéronef inhabité qui utilise les forces aérodynamiques pour produire un vol vertical. Il peut être piloté à distance, autonome ou semi autonome vertical [2]. Il en existe de toutes les tailles varie sur une échelle allant de quelques centimètres à plusieurs dizaines de mètres, tandis que leur masse fluctue entre quelques grammes pour les plus légers et jusqu'à plusieurs tonnes pour les plus lourds et de toutes les formes. Les drones sont capables de transporter des caméras, des capteurs, des équipements de communication ou d'autres dispositifs, Ils sont utilisés pour les applications militaires pour des missions de surveillance ou de reconnaissance comme plateforme de désignation de cible ou comme arme. , sans risque de pertes humaines, des applications civiles ont fait leur apparition comme la prévention des feux de forêts, l'inspection des ouvrages d'art, la surveillance du trafic autoroutier ou la collecte de données météorologiques [3]. Cependant, l'utilisation des drones civils reste limitée car les drones non militaires ne sont pas encore totalement intégrés dans l'espace aérien civil [3].

Dans ce chapitre, nous présentons les historique des quadrotor ensuite mode des drones, Classification des drones, nous étudions les différentes technologies de capteurs permettant au drone, Enfin les différentes techniques de commande des drones [4].

I.2. Historique des quadrotor :

On pourrait penser que les véhicules quadrotors sont apparus il y a peu, mais en réalité son historique est liée à celle des hélicoptères. En effet, dans le but de réaliser avec succès le premier vol avec décollage et atterrissage verticaux, la conception de divers types d'hélicoptères a été entreprise, y compris celle des quadrotors. Ainsi, en 1907 les frères français Louis et Jacques Bréguet et le professeur Charles Richet ont conçu le premier quadrotors, Le Gyroplane figure I.1 [5] Les rapports indiquent qu'il a pu brièvement décoller du sol avec un pilote à bord, mais il n'a pas pu partir en vol libre car il était instable et manquait également d'un système de stabilisation approprié.



Figure I.1 Le Gyroplane No.1 1907 [5].

Malheureusement, l'aérodyne fut détruit lors d'un atterrissage un peu brusque. Le quadrotor fut réparé mais, la suite des essais des frères Breguet ne déboucha sur aucun résultat significatif. À la fin des années 1920 qu'un ingénieur espagnol, Juan de la Cierva, apporte une amélioration décisive en introduisant les pales articulées et le vol contrôlé. Les premiers hélicoptères qui ont réellement volé ont été ceux du Marquis Pateras Pescara en avril, et d'Etienne OEHMICHEN en mai 1924 [6]

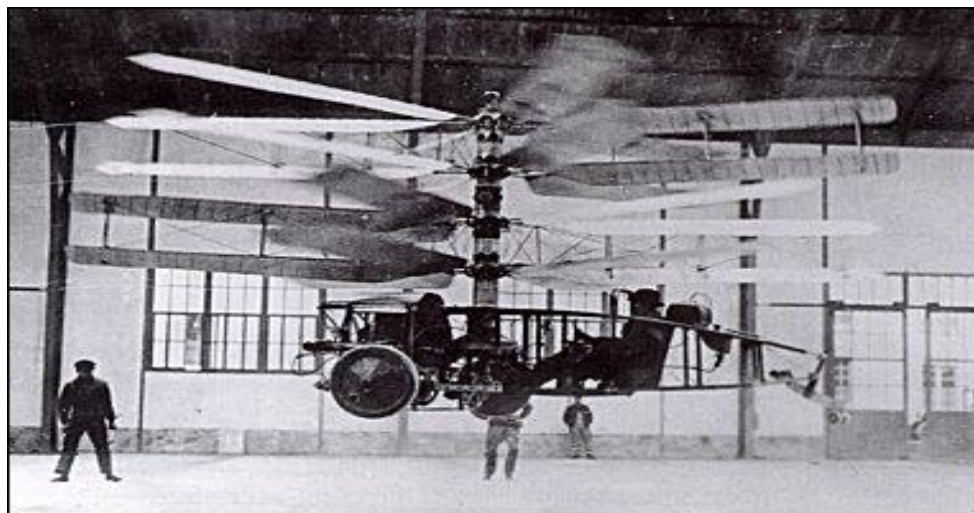


Figure I.2 Pescara No.3 1923[6].

Dans les années 50, Amityville (New York), Convertawings a construit un quadrotor avec deux moteurs « Continental ». Le quadrotor de Convertawings a été piloté avec succès, mais la production a été arrêtée en raison d'un manque d'intérêt commercial pour cet avion [7].

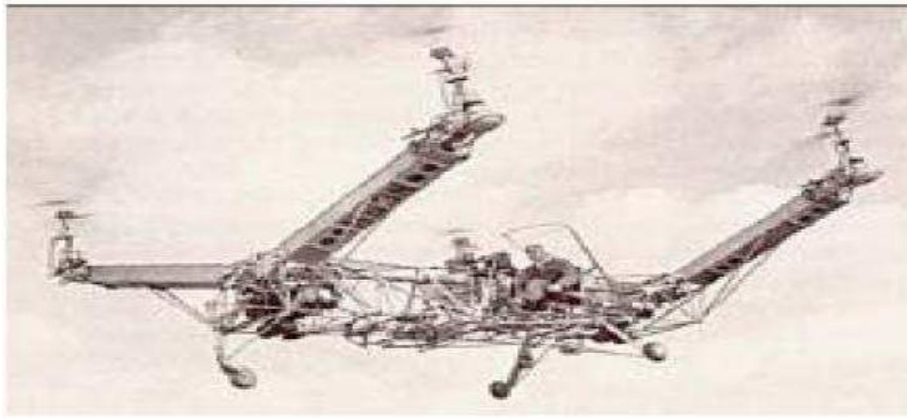


Figure I.3. Convertawings Model A 1956[8].

Malgré les succès de vol des quadrotors, l'intérêt pour ce type de structures s'est estompé pendant plusieurs années, sans nul doute pour des raisons de complexité de développement. Néanmoins, la recherche sur la commande des quadrotors a été reprise à la fin du 20e siècle, mais cette fois avec une approche différente, le développement de petits véhicules aériens sans pilotes (UAV) ou drones. Ce regain est dû en partie grâce à l'avancement rapide de l'électronique embarquée.

I.3. Classification des drones.

I.3.1. Classification selon la taille.

On distingue les drones Haute Altitude Longue Endurance (HALE), Moyenne Altitude Longue Endurance (MALE), micro drones et mini drones. Ces catégories sont résumées ci-après :

- **Les micro-drones :** De dimensions très réduites (tailles variant du centimètre à quelques dizaines de centimètres).et emportant une charge très légère généralement peu autonomes, mais qui jouent souvent le rôle de « jumelles déportées », par exemple pour observer au-dessus d'un obstacle ou dans une zone à risque. Et utilisés pour l'observation de zones à accès difficiles [4].



Figure I.4 Drone libellule [8].

- **Minis drones** : Ce sont des drones légers et de taille petite, leur poids est de quelques kilogrammes et d'envergure allant jusqu'à 1, 2 mètres.



Figure I.5 drone AR4 [7].

- **Drones MALE et HALE.**

Les drones stratégiques à « haute endurance »: les plus importants en taille. Ceux-ci se subdivisent en drones MALE et HALE. Des appareils de cette catégorie peuvent emporter des charges qui dépassent les 100 kg, atteindre des altitudes de 7 000 m et rester dans les airs plus d'une journée [10].

➤ **MALE.**

(Moyenne Altitude Longue Endurance) dont l'altitude de croisière varie entre 5000 et 15000 mètres. La figure 1.5 présente le drone MALE RQ- il peut voler jusqu'à 7600 mètres d'altitude [11].



Figure I.6 Drone RQ-1 Predator tirant un missile Hellfire [11].

➤ **HALE.**

(Haute Altitude Longue Endurance) dont le plafond de vol se situe au-delà de 20000 mètres. La figure 1.6 présente le drone HALE RQ-4 Global Hawk américain, capable de voler à une altitude de vol de 15 000 à 20 000 m avec une endurance de 24 à 36 heures, il est consacré à des missions de reconnaissance stratégique ou de désignation de cibles [10].



Figure I.7 Drone RQ-4 Global Hawk [11].

➤ **Les drones tactiques.**

Concernent une très large gamme d'engins, allant des minis ou micro drones aux drones MALE. Ils sont conçus pour effectuer un panel très large de missions [4].

➤ **Les drones de combats UCAV.**

Ils possèdent des caractéristiques techniques très différentes avec une endurance plus faible et une grande masse de décollage (soit environ 10 tonnes).

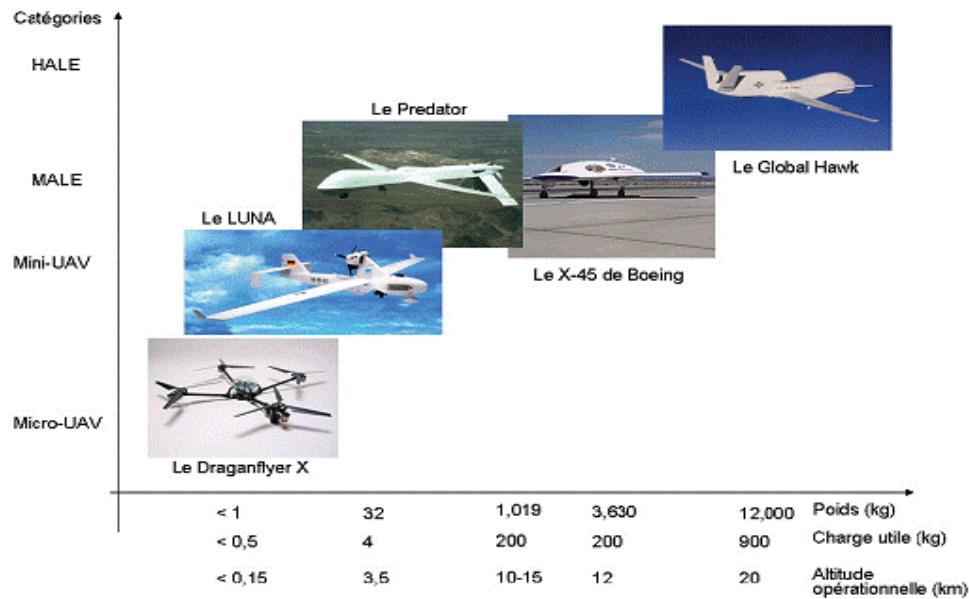


Figure I.8. Catégories des drones [10].

I .3.2. Classification selon le mode de propulsion.

Le fonctionnement aérodynamique fournit une autre possibilité de classification. Ainsi, les drones peuvent être structurés principalement en trois familles [11].

➤ Drones à voilures fixes.

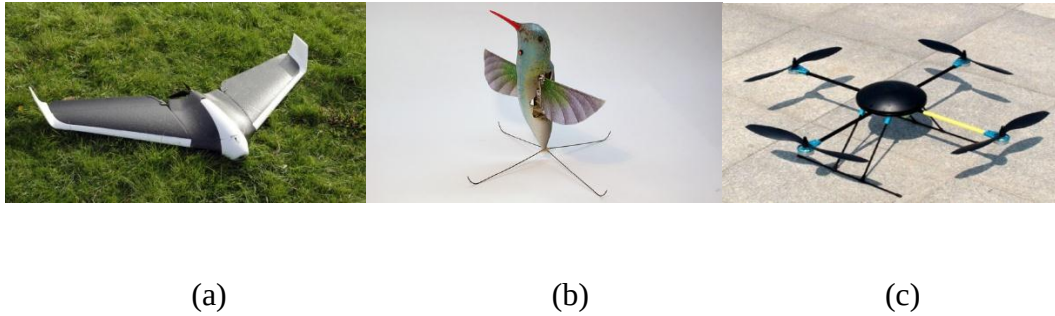
Utilisent des ailes fixes dans leur mode de déplacement .Il assure sa poussée par son moteur et sa portance par son moteur et ses ailes. Cela lui permet de couvrir de longues distances ou bien d'atteindre de hautes altitudes, la figure 1.9. (a) représente un drone Parrot Disco (58cm x 115cm) renforcé de tubes de carbone. Cette structure lui assure une très grande légèreté (750 g) ainsi qu'une grande robustesse [12].

➤ Drones à ailes battantes.

Utilisent des ailes comme celles des oiseaux ou de certains insectes.la puissance et le contrôle sont assurés grâce à des ailes battantes à de hautes fréquences (120Hz) ou à plus basses fréquences. Dotés d'une capacité de vol stationnaire comme les voilures tournantes Cela en fait des plateformes adaptées pour une utilisation intérieure. Le NAV (La Figure 1.9 .b) ne pèse lui que 20g pour des vitesses de déplacements allant jusqu'à 4.8 m.s^{-1} pour ses 16 centimètres [12].

➤ Drones à voilures tournantes.

Utilisent le même organe (rotors) pour la propulsion et la sustentation. Ce type de drones est capable d'atterrissage et de décollage vertical, ainsi que de vol stationnaire à basse et à faible altitude, la figure 1.9. (c) représente un drone Quadri-rotor Lotus T580 ARF [12].



La Figure I.9 représente les classifications des drones selon le mode de propulsion.

(a) Parrot Disco [13], (b) Nano Air Véhicule d'Aerovironment et la DARPA [14], (c) Quadri-rotor Lotus T580 ARF_[15].

Les drones à voilure tournante, Ils utilisent un (ou des) rotors(s) pour se sustenter et se propulser. Ils subdivisent en quatre sous-classes qui sont comme suit :

- Monorotor.
- Birotors contrarotatifs.
- Trirotor.
- Quadro rotor.

➤ **Les Mono-rotor.**

Ils sont caractérisés par l'utilisation d'un seul rotor comme actionneur principal. Dans cette catégorie, nous trouvons essentiellement les avions appelés 3D (figure 1.10). Ces avions ont un moteur puissant qui permet un décollage vertical et des ailerons d'une grande surface pour assurer des couples de commande suffisamment grands afin que l'appareil soit facile à piloter. 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 [7].



Figure I.10. Avion 3D [8].

➤ **Les birotors.**

Nous pouvons distinguer un ou deux plateaux cycliques : dans cette catégorie, nous avons l'hélicoptère classique avec un rotor principal et un rotor de queue (figure 1.11(a)), l'hélicoptère en tandem possédant deux rotors tournant en sens contraire mais dans des axes différents et l'hélicoptère co-axial a deux rotors contre-rotatifs mais sur le même axe, tel que celui mis dans le commerce par Hirobo. En France, des universitaires (Compiègne, projet Auryon) et des industriels construisent des prototypes de ce type d'hélicoptères. Les hélicoptères co-axiaux peuvent avoir un ou deux plateaux cycliques [17].

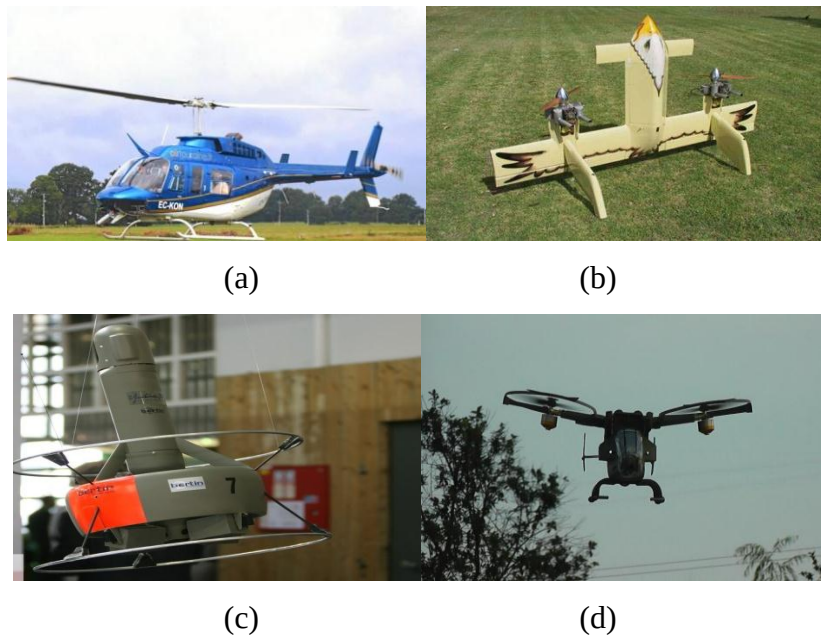


Figure I.11. L'hélicoptère Bi-rotor (a) hélicoptère classique, (b), le T-Wing, (c) HoverEye de Bertin Tech, (d) Pandora warrior RC. [17].

Les bi-rotors à pales de pas fixe : pour ces appareils sans plateaux cycliques, il est clair qu'avec seulement deux rotors on ne peut pas générer une force et trois couples indépendants. Il faut donc ajouter soit des ailerons soit des mécanismes pour faire pivoter les rotors. Ainsi nous trouvons 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 sens opposés ou dans le même sens. On peut citer le T-wing de l'Université de Sydney (figure I.11(b)). Nous avons également la possibilité d'avoir deux rotors contre-rotatifs sur le même axe et des ailerons dans le flux d'air des rotors (HoverEye de Bertin Tech) (figure I.11(c)). Cette dernière configuration est très compacte.

Finalement nous pouvons avoir deux rotors qui pivotent sur 2 axes. Cette configuration est très compacte aussi mais le couple de tangage est relativement faible (figure I.11(d)).

➤ **Les trirotors.**

Il existe trois catégories de drones à trois rotors à savoir, le trirotor, le vectron et l'hélicoptère auto-stable.

1. Le tri-rotor est constitué de deux rotors à l'avant qui tournent dans des sens opposés et un rotor à l'arrière avec orientation réglable. Le fonctionnement est similaire à celui d'un quadrotor mais la performance en vol n'est pas aussi satisfaisante (figure I.12(a)).

2. Le vectron est constitué de trois rotors qui tournent dans le même sens et qui fait ainsi tourner l'appareil dans le sens contraire. Il possède des moteurs à vitesses variables très précises de manière à obtenir des couples de tangage et de roulis (figure I.12(b)).

3. L'hélicoptère auto-stable appelé « blade-runner » est constitué de deux rotors à pas fixe montés sur le même axe et tournant dans des sens opposés (figure I.12(c)). Le tangage est obtenu grâce au rotor situé sur la queue de l'appareil. Cet appareil peut être utilisé uniquement en intérieur [7].

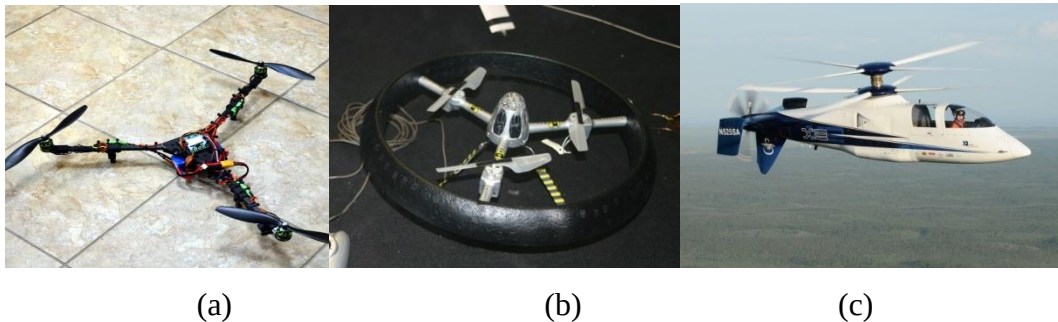


Figure I.12. Les catégories de drones à trois rotors : Trirotor (a), le vectron (b) et hélicoptère auto stable(c) [7].

➤ **Les Quadrotors.**

Un quadrotor est un engin volant doté de quatre rotors installées sur une croix généralement en fibre de carbone (Figure I.13). Ces quatre rotors lui fournissent la force verticale (portance) qui lui permet de décoller.

Son principe de fonctionnement est comme suit :

Les rotors 1 et 2 tournent dans le sens contraire des rotors 3 et 4 afin d'éliminer les anti-couples des hélices entre elles et permettre la stabilité en lacet. A l'équilibre, le drone est soit en position stationnaire soit en mouvement vertical (ascendant ou descendant).

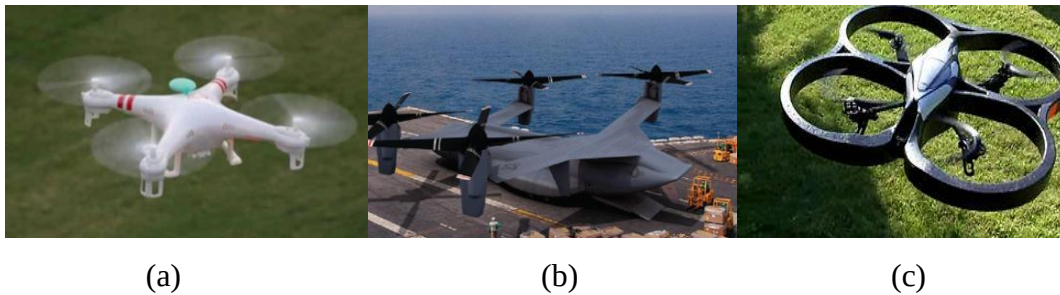


Figure I.13. Hélicoptères à quatre hélices: quadrotor de pennsylvanie (a), X19 quadtilt-rotor aircraft (b), le drone du laboratoire IBISC (c) [17].

I.4. Les capteurs pour la navigation et la localisation.

Tous les capteurs utilisés dans le domaine de la robotique mobile fournissent des informations appartenant à l'une des deux grandes catégories d'informations : les informations proprioceptives et les informations extéroceptives [18,19].

Les informations proprioceptives renseignent sur le déplacement d'un véhicule dans l'espace. Elles sont obtenues par la mesure d'informations relatives aux mouvements de l'appareil par rapport à son état de référence. Elles constituent une source d'informations simples de manipulation ne dépendant pas des conditions environnementales dans lesquelles évolue l'engin. Elles sont donc d'une importance capitale pour la navigation autonome des drones. Cependant, la précision de ces informations se dégrade continuellement au cours du temps, les rendant inutilisables comme seules références à long terme. Il est alors indispensable de leur associer un système permettant de recalibrer périodiquement la position absolue du véhicule.

Les informations extéroceptives, quant à elles, renseignent sur la position absolue d'un véhicule dans l'environnement. Elles sont obtenues par l'observation de points de repère naturels ou artificiels dont la situation est connue dans un référentiel attaché à l'environnement. Ces informations sont indépendantes des déplacements du robot et pourront donc être acquises quelle que soit l'erreur accumulée par les données proprioceptives. De plus, la reconnaissance des amers n'est pas soumise à une erreur cumulative, ce qui rend les informations extéroceptives utilisables comme références à long terme.

La conception de capteurs et d'actionneurs plus performants assure la perfection et l'autonomie pour les drones. Ces plateformes constituent aujourd'hui des systèmes qui permettent la transmission de l'information en temps réel. En général, les drones s'intéressent aux grandeurs suivantes :

1. Position (coordonnées géographiques et altitude).
2. Vitesse linéaire (selon les trois axes orthogonaux).

3. Vitesse angulaire (vitesse de rotation autour des trois axes orthogonaux).
4. Position angulaire ou attitude (roulis, tangage et lacet).

Dans cette section sont présentés les capteurs appartenant à ces deux catégories, en mettant l'accent sur ceux susceptibles d'être embarqués par des véhicules aériens autonomes de petite taille.

I.4.1. Capteurs Proprioceptifs.

I.4.1.1. Accéléromètres.

Le principe physique d'un accéléromètre consiste en une masse d'épreuve suspendue à un cadre rigide et fixe par rapport au repère inertiel I. En effet, dès que l'accéléromètre est soumis à une accélération différente de la pesanteur, la masse m réagit au mouvement et modifie la tension exercée sur son système de maintien, qui est modélisé sur la figure (1.14) [20].

1. K : le ressort de constante de raideur.
2. D : l'amortisseur dont le facteur d'amortissement.
3. d : le déplacement.

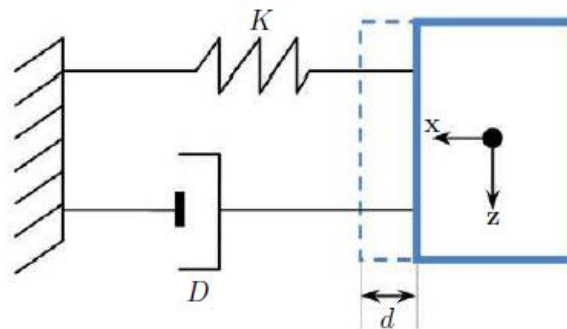


Figure I.14. Modèle mécanique d'un accéléromètre.

I.4.1.2. Gyroscopes et Gyromètres.

Il faut distinguer le gyromètre du gyroscope. Le premier est un capteur de mesure de la vitesse angulaire et le second mesure la position angulaire. Les deux capteurs permettent d'effectuer une mesure absolue de la vitesse ou de la position angulaire. Ces capteurs utilisent soit les propriétés inertielles des matériaux ou bien les propriétés cohérentes de la lumière [20].

I.4.1.3. Centrales inertielles.

Une centrale inertielle ou IMU (Inertial Measurement Unit) est un système complet souvent composé de trois gyroscopes et trois accéléromètres permettant de mesurer

l'accélération non gravitationnelle et la vitesse de rotation du véhicule par rapport à un référentiel inertiel. Grâce à ces capteurs et à partir des conditions initiales, nous pouvons calculer à chaque instant la vitesse linéaire, la position et l'orientation du véhicule. En pratique, il existe plusieurs défauts qui peuvent affecter les mesures d'accélération et des rotations (bruits, biais, facteur d'échelle, non-linéarité) [11].

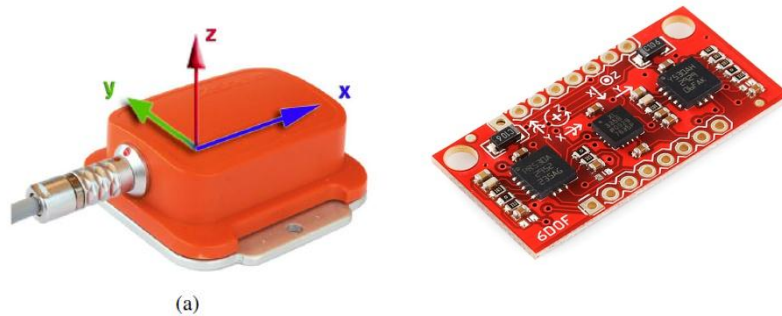


Figure I.15. Exemple centrales inertielles.

I.4.2. Capteurs extéroceptifs.

I.4.2.1. Les compas.

Un compas est un instrument de navigation qui donne une direction de référence (généralement le nord) sur le plan horizontal et permet ainsi la mesure d'angles horizontaux par rapport à cette direction. Il est gradué de 0 degré (la référence) à 359 degrés dans le sens rétrograde, c'est-à-dire le sens des aiguilles d'une montre [11]. Plusieurs technologies de compas existent comme :

➤ **Les compas magnétiques.**

Aussi appelés magnétomètres, qui indiquent la direction du nord magnétique. Tout comme la boussole, leur fonctionnement repose sur l'orientation d'une aiguille aimantée dans le champ magnétique terrestre. La principale lacune de ces capteurs est leur grande sensibilité aux masses magnétiques environnantes, ainsi qu'aux champs magnétiques parasites. Induits par la proximité de moteurs électriques par exemple [21].

➤ **Les compas électroniques.**

Quant à eux, déterminent la direction du nord magnétique à partir des propriétés électroniques de certains matériaux lorsqu'ils sont soumis à un champ magnétique. Les principales technologies utilisées dans ce type d'instrument sont le flux gâte, l'effet Hall, la magnétoinduction et la magnétorésistivité[11].

➤ **Les compas gyroscopiques.**

Basés sur l'effet gyroscopique, s'affranchissent de ces difficultés dues aux phénomènes magnétiques. La direction du nord est alors indiquée par l'axe de rotation de la toupie du compas, qui est aligné sur l'axe des pôles. Cependant, il demeure toujours une erreur angulaire entre la direction du nord géographique et la direction donnée par le compas, c'est la variation gyroscopique. Cette variation est généralement faible, de l'ordre du degré, et peut se mesurer en observant la position de points de référence (astres, amers ...). L'inconvénient de ces capteurs est qu'ils nécessitent un entretien régulier et qu'ils dépendent d'une source d'alimentation électrique, les rendant sensibles aux pannes de courant. De plus, ces instruments ne sont pas suffisamment miniaturisés pour pouvoir être embarqués sur des drones de petite taille [11].

➤ **Les compas satellitaires.**

Se composent de deux antennes placées dans l'axe longitudinal du véhicule et regroupées dans un radôme, d'un récepteur GPS pour chaque antenne ainsi que d'un calculateur traitant les informations issues des deux récepteurs. Ils exploitent alors la différence des signaux reçus par les deux antennes pour déterminer avec une très grande précision, de l'ordre du dixième de degré, la direction du segment liant les deux antennes. Ces instruments ont l'avantage de ne pas être influencés par les champs magnétiques et, contrairement aux compas magnétiques et gyroscopiques, de ne pas nécessiter de compensation de mesure. Actuellement, la taille des radômes, pouvant aller jusqu'à un mètre, ne permet pas d'utiliser les compas satellitaires pour des drones de petite taille [11].

I.4.2.2. Capteurs télémétriques.

Les capteurs télémétriques permettent de connaître l'environnement direct du drone dans lequel il évolue. Ils mesurent la distance entre l'objet le plus proche et l'engin qui en est équipé. Ceci, en mesurant l'intervalle de temps qui sépare l'émission d'une onde (acoustique, optique etc.) et sa réception. Il existe plusieurs technologies de capteurs télémétriques, à savoir [20] :

1. Les télémètres acoustiques dont la plage de mesure n'est que de quelques mètres. Ils sont souvent utilisés pour connaître la distance au sol ou à une paroi verticale, et peuvent également servir à cartographier l'environnement du drone. Ces télémètres sont limités par la lenteur de la propagation de l'onde ultrasonore. En effet, la durée nécessaire pour mesurer une cible éloignée peut être du même ordre de grandeur ou supérieure à la

fréquence de travail de la boucle de commande. Leur principal avantage concerne leur faible coût et leur compacité

2. Les télémètres lasers, contrairement aux télémètres à ultra-sons, émettent une onde électromagnétique dans le proche infrarouge. Ces capteurs ont une bonne résolution et permettent de mesurer des distances inférieures au mètre. Cependant, ils restent très chers et il existe des problèmes quant à la mesure dus à la réfraction de l'onde lumineuse, lorsque le matériau de l'objet concerné est constitué de verre ou de plastique par exemple.
3. Les radars émettent des impulsions de l'ordre de la microseconde pour les radars de bande étroite, jusqu'à la nanoseconde pour les radars dits ULB (Ultra Large Bande). Leur capacité de modulation de fréquence les rend particulièrement robustes aux perturbations, et leur confère une capacité de mesure allant du centimètre jusqu'à plusieurs centaines de mètres.

I.4.2.3. Les Caméra.

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

I.4.2.4. Système de géo-localisation.

Un système de géolocalisation est utilisé pour connaître la position absolue du véhicule à la surface du globe ou bien dans une région bien délimitée. Le système GPS (Global Positioning System) est un système de positionnement par balises actives que sont les satellites, puisque chacun d'entre eux émet un signal permettant de calculer la position de l'engin équipé d'un récepteur GPS. Le système GPS est composé de 24 satellites en orbite autour du globe. Les erreurs de mesures sont principalement dues aux perturbations atmosphériques qui altèrent la propagation des signaux. Le système DGPS (Differential Global Positioning System) utilise en plus des satellites, des balises fixes au sol. Ainsi, il est possible de comparer la mesure entre le satellite et le récepteur GPS avec la mesure relative entre deux récepteurs GPS (celui embarqué par l'engin et celui qui équipe la station fixe au sol). Les récepteurs GPS miniatures présentent des performances très moyennes à l'extérieur mais surtout à l'intérieur des bâtiments, souvent à cause d'une antenne inadaptée. Le coût d'un GPS varie beaucoup en fonction du rafraîchissement de la mesure de position, allant de 4

Hz pour les GPS bon marché jusqu'à 20 Hz. Le système GPS est très utilisé pour le recalage des signaux inertiels. D'autres méthodes de géolocalisation se basent sur des mesures de balises passives, puisqu'il s'agit de localiser l'engin par rapport à son environnement le plus proche, soit par une mesure télémétrique (radar ou télémètre laser) soit par une mesure visuelle en utilisant des caméras [20].

I.5. missions des drones.

La plupart des missions actuellement réalisées avec des aéronefs habités peuvent aujourd'hui être effectuées par des drones. Ils permettent en particulier d'effectuer des missions dangereuses, et/ou répétitives, pour un coût moins important que les vols d'hélicoptères ou d'avions et sans risque pour le pilote. D'autre part, la miniaturisation de ces engins offre de nouvelles possibilités qui n'étaient pas permises à des aéronefs plus gros. Les mini-drones ont la possibilité de voler à basse altitude et, pour certains, en zone urbaine voire même à l'intérieur des bâtiments. De nombreux articles font un état des lieux quant à leur utilisation civile ou militaire [22].

Nous présentons dans cette partie quelques exemples d'utilisation civile et militaire.

I.5.1. Application militaire.

Les drones sont largement utilisés dans le contexte militaire. Ils effectuent notamment des missions d'observation et de surveillance sans faire courir de risque aux opérateurs. Les drones conçus pour avoir une longue endurance peuvent rester en l'air pendant plusieurs jours et ainsi effectuer des missions de longue durée n'importe où sur terre. Lors d'interventions de troupes au sol, ces drones servent également de relais pour les communications radio. Certains drones sont même armés et effectuent des missions d'attaque, Les drones sont également utilisés comme cibles pour l'entraînement au tir, le test d'équipement et de missiles.

En règle générale, on peut décomposer en trois grandes catégories, les missions militaires confiées aux drones [23] :

- La surveillance et le renseignement.
- Le support au combat.
- Le combat proprement dit.



Figure I.16. Support au combat : (a) coopération UAV-UGV, (b) éclaireur [24].



Figure I.17. Drone militaires de surveillance : (a) global hawk (North grumman, 1000 kg de charge utile) et (b) sperwer (sagem) [10].

I.5.2. Application civil.

Les missions liées à la surveillance et la sécurité, typiques dans le domaine militaire, sont directement transposables pour la sécurité civile. Les drones peuvent être utilisés pour la surveillance du trafic routier [25] et maritime, ou encore pour la détection d'incendie [26]. Dans le domaine de l'audiovisuel, les petits drones permet des prises de vue aériennes inédites pour les émissions de télévision ou pour le cinéma.

Les drones trouvent également leur place dans l'industrie. En particulier les mini-drones qui, par leur faible coût et leur facilité d'utilisation permettent de remplir des missions difficilement réalisables avec des aéronefs habités. Ils sont par exemple utilisés pour l'inspection d'ouvrages d'art (pont, bâtiment, éolienne) ou encore pour l'inspection de réseaux linéaires comme les lignes électriques, les gazoducs ou les voies ferrés [23].

Les drones sont aussi utilisés pour des missions de cartographie. Ils permettent de reconstruire des images aériennes haute résolution des zones qu'ils survolent ainsi qu'un modèle 3D du terrain [19] grâce à l'utilisation de techniques de photogrammétrie. Ce type de reconstruction est particulièrement utile par exemple pour des exploitants de carrières ou lors

de fouilles archéologiques [20]. L'utilisation de caméras multi-spectrales (visible, proche infrarouge, thermique) en agriculture est un atout pour évaluer la santé des plantes [21]. Elle de mieux doser les traitements pesticides et engrais. Le déploiement rapide d'un drone permet d'actualiser régulièrement les mesures pour effectuer un suivi dans le temps de la végétation.

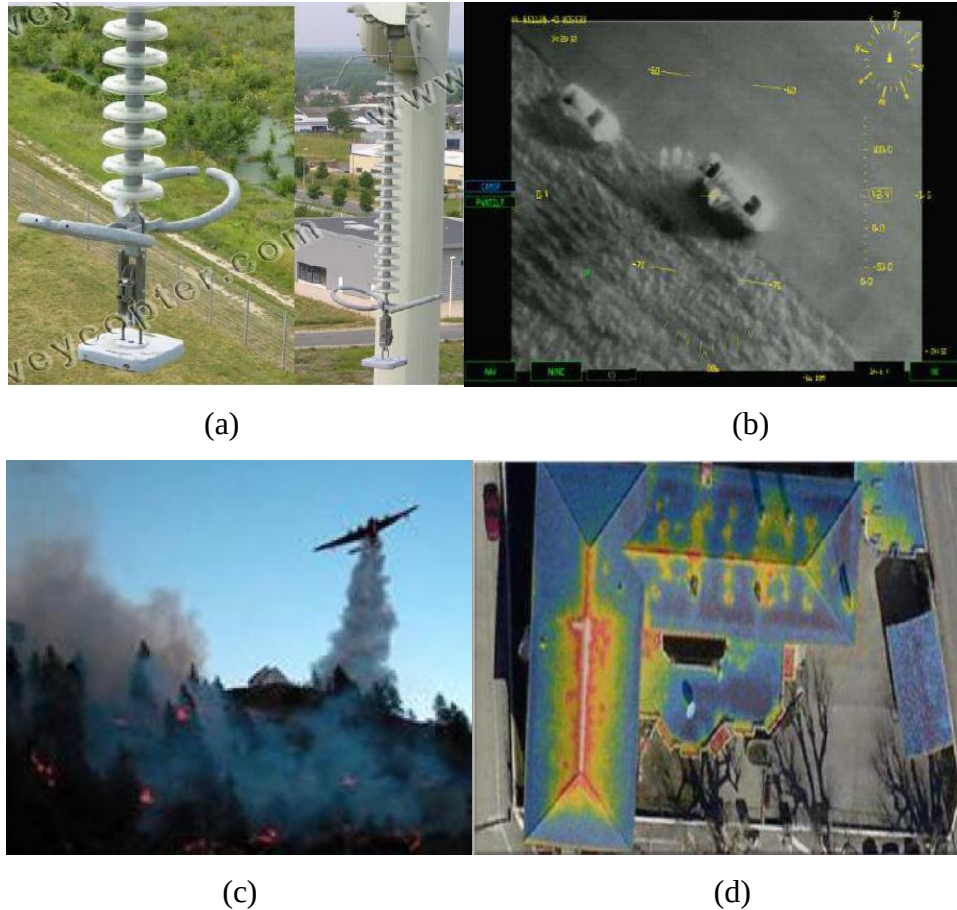


Figure I.18. Les type des Application civil : (a) Surveillance des lignes électriques (b) Surveillance (c) épandage engrais (d) Analyse énergétique [3,23].

I.6. Les techniques de commande pour les quadrotors .

Les travaux de recherche effectués, par différents groupes de recherche et universités dans le monde, ont montré que la configuration du quadrotor est meilleure que celle de l'hélicoptère pour les applications UAV.

Un grand nombre de travaux de recherche ont été effectués sur le développement des techniques de commande sur les quadrotors. Nous présentons ici les techniques utilisées dans la littérature :

I.6.1. Les techniques de commande linéaires.

- **La commande par PID (Proportionnel - Intégral - Dérivé).**

La technique de commande par PID (Proportionnel, intégral, dérivé) est certainement l'approche la plus connue et la plus simple à implémenter sur un système. Elle facilite la compréhension du rôle physique de chacun des termes de la commande, ce qui permet donc de régler les gains. Le principe de commande par PID pour certains cas des drones est constitué de plusieurs régulateurs mis en cascade. En fonction des références en position, un premier PID génère les consignes en orientation permettant la stabilisation et les déplacements horizontaux. Ensuite, un second PID prend en charge le suivi de ces consignes en roulis, en tangage et en lacet. Enfin un troisième PID s'occupe de définir la poussée pour garantir les déplacements verticaux. Cette technique de commande a été testée avec succès sur plusieurs plateformes expérimentales comme les hélicoptères (Shim et al., 1998), les quadrotors (Tayebi et McGillvray, 2004) et les drones à rotors coaxiaux (Lipera et al., 2001). (Güçlü, 2012) a utilisé un régulateur linéaire quadratique (LQR) et un correcteur PID pour le contrôle d'attitude d'un quadrotor [27].

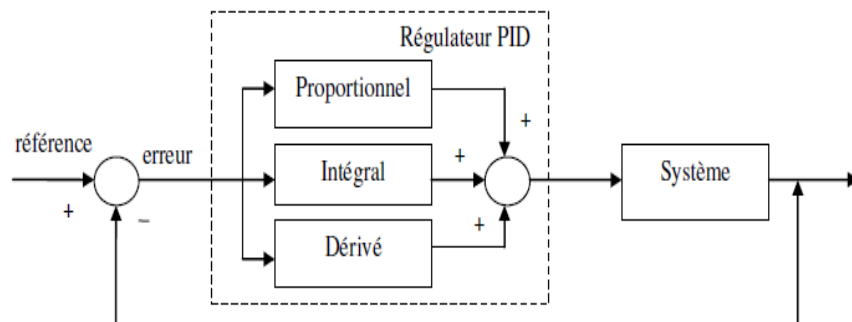


Figure I.19. Principe de la commande par PID [11].

- **La commande par placement de pôles.**

La commande par placement de pôles est une méthode qui consiste à déterminer une matrice de gains qui place les valeurs propres du système en boucle fermée en des positions prédéfinies. Cette architecture de commande qui a été sélectionnée par [28] pour commander d'un hélicoptère, d'un quadrotor et d'un drone à voilure fixe, respectivement.

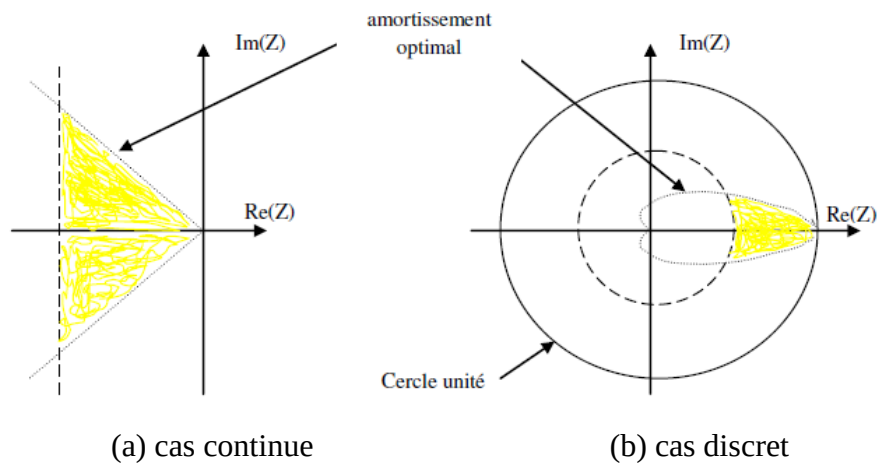


Figure I.20. Zone idéale de placement des pôles de la boucle fermée [11].

- **La commande linéaire quadratique / gaussienne (LQ/ LQG).**

La commande linéaire quadratique (LQ) est une méthode de synthèse qui permet de déterminer la commande optimale d'un système qui minimise (ou maximise) un critère de performance [29].

La commande linéaire quadratique gaussienne (LQG) est similaire à la commande LQ à la différence près qu'elle intègre un observateur dans la boucle de commande [30]. La commande LQG, optimale au sens de la norme H_2 , réunit un correcteur LQ et un estimateur de Kalman dans un souci particulier de réduire les bruits de mesure. Des procédures de conception et des résultats expérimentaux de la commande LQG/LTR (de l'anglais Loop Transfer Recovery, ces la procédure de réglage pour restaurer les marges de stabilité de la commande LQ existent) [31], appliquée aux véhicules aériens sont présentés dans [32] pour des hélicoptères et dans [33] pour des quadrotor. L'avantage de cette commande est qu'elle possède intrinsèquement de très bonnes propriétés de robustesse.

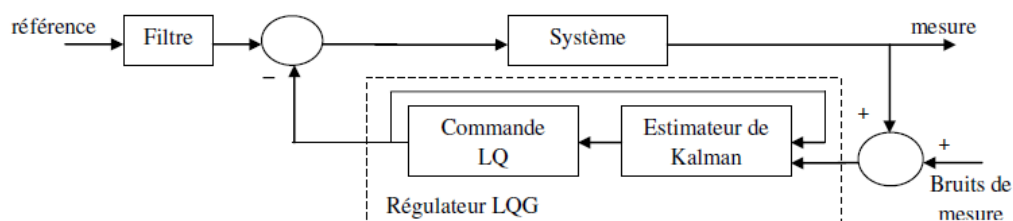


Figure I.21. Principe de la commande linéaire quadratique gaussienne [11].

I.6.2. Les techniques de commande non linéaires.

Les systèmes non linéaires sont analysés en vue d'établir des lois de commande. On présente la stabilité au sens de Lyapunov, ainsi que des méthodes de commande linéarisation de la boucle fermée.

- **La commande par linéarisation entrée – sortie.**

La linéarisation entrée/état équivalente au moyen d'un changement de variables et d'un choix approprié d'entrées de commande. Est signifie donc la création d'une relation différentielle linéaire entre et sortie du système et sa nouvelle entrée [23].

- **La commande par backstepping.**

La commande par Backstepping est une loi de commande pour les systèmes non linéaires basée sur le théorème de *Lyapunov*. Elle s'applique sur des systèmes de la forme cascade triangulaire. Chaque état du système commande l'état précédent et s'appelle « *Commande Virtuelle* », jusqu'au dernier état qui est commandé par la commande réelle. L'objectif de cette technique est de calculer en plusieurs étapes une loi de commande qui assure la stabilité globale du système [7].

- **La commande par logique floue.**

Les modèles flous peuvent être considérés comme des modèles logiques qui utilisent des règles du type « Si...Alors... » Pour établir des relations qualitatives entre les variables du modèle [17]. Les systèmes flous peuvent être classés en trois groupes : les systèmes flous linguistiques ou systèmes de Mamdani, les systèmes flous relationnels et les systèmes à conséquence fonctionnelle ou encore connus sous le nom de systèmes flous de type Takagi-Sugeno-Kang.

- **La commande adaptative.**

Le contrôle adaptatif est une technique où les paramètres de contrôle en temps réel varient pour s'adapter aux changements dans la dynamique du système. Ces changements peuvent être dus à des erreurs de modélisation, à des incertitudes scientifiques ou à des perturbations externes [11].

- **La commande par mode glissant.**

La commande par modes glissants par application de l'algorithme du twisting afin d'assurer la convergence de la surface et sa dérivée vers l'origine dans un temps fini [34]. La

surface de glissement est définie comme un système linéaire autonome et stable, La synthèse de la commande par modes glissants se fait en trois étapes :

- choix de la surface de glissement.
- Etablir la condition de convergence
- déterminer la loi de commande qui permet d'atteindre la surface et d'y demeurer.

Les inconvénients de cette stratégie de commande Le problème de robustesse lors de la phase d'accrochage et le phénomène de vibrations.

D'autres techniques de commande en été implémenté pour la commande des quadrotor parmi lesquelles on peut citer : La commande hiérarchique, La commande par saturations imbriquées, La commande tolérante aux défauts, La commande par platitude, La commande Hinf non linéaire, La commande prédictive non linéaire, réseau de neurones et La commande par asservissement visuel.

I.7. Conclusion.

Nous avons présenté une grande diversité de familles de drones à voilures fixe et tournantes, qui comporte chacune ses spécificités techniques. Le choix d'une architecture de drone n'est pas anodin et doit notamment correspondre aux missions pour les quelles il sera employé. Ainsi qu'aux degrés de performances recherchés.

Afin de permettre l'exploitation des drones sans intervention humaine, un système de commande et de décision doit être mis en place. Etant donné que le modèle dynamique décrivant un drone est fortement non linéaire, extrêmement couplé et sujet à de multiples incertitudes, le problème de commande des drones est une tâche délicate qui nécessite l'utilisation des techniques de commande plus élaborées. Certains paramètres du système dépendent des conditions d'environnement (par exemple des constantes aérodynamiques). Les paramètres inconnus du système rendent également les conditions d'équilibre de véhicule aérien inconnues.

En fait, ces caractéristiques ont suscité l'intérêt d'un grand nombre de chercheurs dans le domaine de l'automatique et ont fait de ce modèle un exemple académique pour tester l'efficacité de nombreux algorithmes de commande. Le chapitre suivant fait l'objet de la modélisation d'un drone type quadrotor de à six degrés de liberté.

Chapitre.II

Modélisation d'un quadrotor à six degrés de liberté

Du système quadrotor. Après avoir donné la description de ce système, la structure générale et le Principe de vol, nous mettons en évidence le modèle d'état adopté à ce système Le deuxième chapitre est consacré à la modélisation dynamique en vue de la commande

II.1. Introduction

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

Le quadrotor est classé dans la catégorie des systèmes volants les plus complexes vu le nombre d'effets physiques qui affectent sa dynamique à savoir les effets aérodynamiques, la gravité, les effets gyroscopiques, les frottements et le moment d'inertie [35-36] Cette complexité résulte essentiellement du fait que l'expression de ces effets diffèrent pour chaque mode de vol. En effet les modèles dynamiques du quadrotor proposés dans [37-38] changent en fonction des tâches planifiées et en fonction des milieux de navigation définis à priori par l'opérateur.

II.2.Description générale du quadrotor

Un quadrotor est un robot mobile aérien à quatre rotors définit dans l'espace par 6 DDL [40]. Ces 4 rotors sont généralement placés aux extrémités d'une croix, et l'électronique de contrôle est habituellement placée au centre de la croix. Afin d'éviter à l'appareil de tourner sur lui-même sur son axe de lacet, il est nécessaire que deux hélices tournent dans un sens, et les deux autres dans l'autre sens. Pour pouvoir diriger l'appareil, il est nécessaire que chaque couple d'hélice tournant dans le même sens soit placé aux extrémités opposées d'une branche de la croix.

Le fonctionnement d'un quadrotor est assez particulier. En faisant varier astucieusement la puissance des moteurs, il est possible de le faire monter/descendre, de l'incliner à gauche/droite (roulis) ou en avant/arrière (tangage) ou encore de le faire pivoter sur lui-même (lacet) [38], le quadrotor a six degrés de libertés, trois mouvements de rotation et trois mouvements de translation, ces six degrés doivent être commandés à l'aide de quatre déclencheurs seulement;

Donc c'est un système sous actionné (le nombre des entrées inférieure au nombre des sorties)

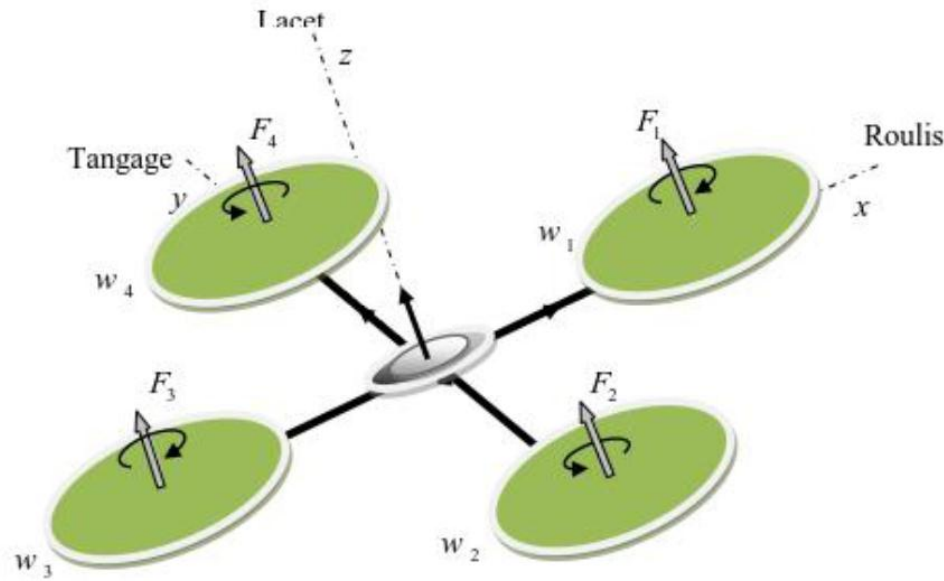


Figure II.1 : Structure générale d'un quadrotor

II.3. Les mouvements du quadrotor

Dans les hélicoptères classiques, quand le rotor principal tourne, il produit un couple réactif qui inciterait le corps de l'hélicoptère à tourner dans la direction opposée si ce couple n'est pas contrarié. Ceci est habituellement fait en ajoutant un rotor de queue qui produit une poussée dans une direction latérale. Cependant, ce rotor avec son alimentation électrique associée ne fait aucune contribution à la poussée. Par contre, en cas de quadrotor, le rotor droit et le rotor gauche tournent dans le sens des aiguilles d'une montre et dans la direction opposée les rotors avant et arrière, ceci neutralise effectivement le couple réactif non désiré et permet au véhicule de planer sans tourner hors de la commande. D'ailleurs, différemment aux hélicoptères classiques, toute l'énergie dépensée pour contrecarrer le mouvement de rotation contribue à la force de poussée [41].

Les mouvements de base de quadrotor sont réalisés en variant la vitesse de chaque rotor changeant de ce fait la poussée produite. Le quadrotor incline vers la direction du rotor plus lent, qui tient compte alors de la translation le long de cet axe. Par conséquent, comme à un hélicoptère classique, les mouvements sont couplés, signifiant que le quadrotor ne peut pas réaliser la translation sans roulement ou tangage, ce qui signifie qu'un changement de la vitesse d'un rotor se traduit dans un mouvement en au moins trois degrés de liberté. Par exemple, augmentant la vitesse de propulseur gauche aura comme conséquence un mouvement de roulis (le quadrotor incline vers le rotor plus lent, vers la droite), un mouvement de lacet (l'équilibre entre les rotors qui tourne dans le sens des aiguilles d'une montre et les rotors qui tourne dans le sens inverse est perturbé ayant pour résultat un

mouvement de rotation horizontal), et une translation (le mouvement de roulis incline l'armature et avec lui, l'orientation de la force de poussée). Cet accouplement est la raison pour laquelle nous pouvons commander les six degrés de liberté de quadrotor avec seulement quatre commandes (le couple appliqué par les moteurs sur chaque propulseur).

Le quadrotor a cinq mouvements principaux :

Mouvement vertical

Mouvement de roulis

Mouvement de tangage

Mouvement de lacet

Translations horizontales

II.3.1. Mouvement vertical

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

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

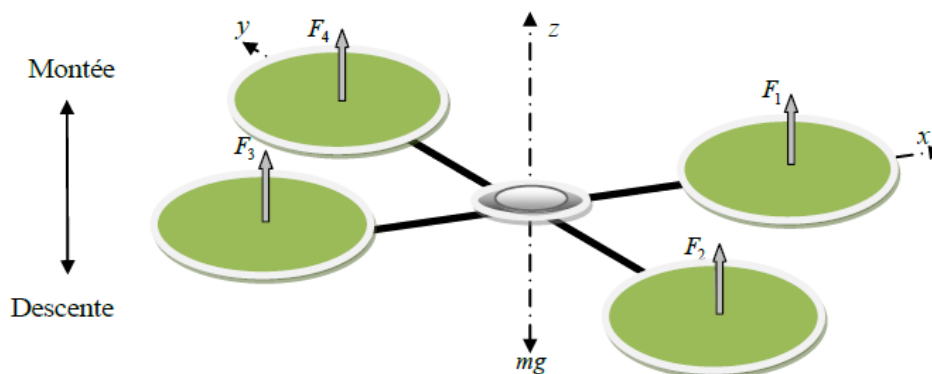


Figure II.2 : Illustration du mouvement vertical

II.3.2. Mouvement de roulis

La figure (II.3) montre comment un mouvement de roulis est obtenu. Dans ce cas, on applique un couple autour de l'axe x , c'est-à-dire en appliquant une différence de poussée entre le rotor 2 et le rotor 4. Ce mouvement (rotation autour de l'axe x) est couplé avec un mouvement de translation selon l'axe y .

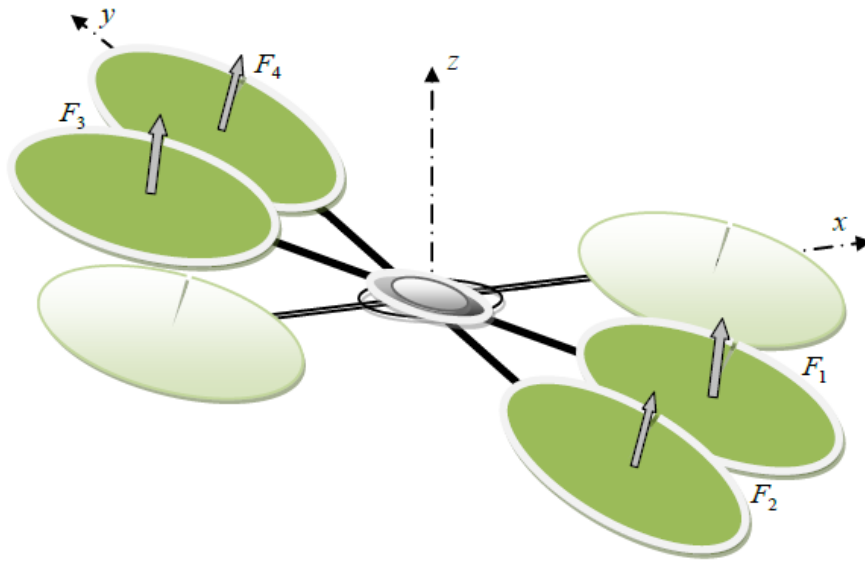


Figure II.3 : Illustration du mouvement de roulis

II.3.3. Mouvement de tangage

La figure (II.4) montre comment un mouvement de tangage est obtenu. Dans ce cas, on applique un couple autour de l'axe y , c'est-à-dire en appliquant une différence de poussée entre le rotor 1 et le rotor 3. Ce mouvement (rotation autour de y) est couplé avec un mouvement de translation selon l'axe x .

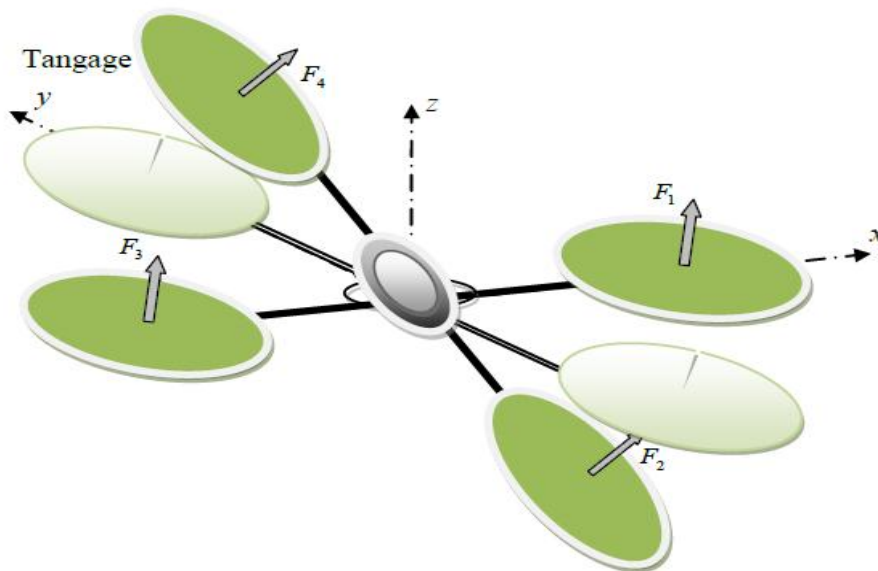


Figure II.4: Illustration du mouvement de tangage

II.3.4. Mouvement de lacet

La figure (II.5) montre comment le mouvement de lacet est obtenu. Dans ce cas, nous voulons appliquer un couple autour de l'axe z , qui est fait en appliquant une différence de vitesse entre les rotors $\{1,3\}$ et $\{2,4\}$. Ce mouvement n'est pas un résultat direct de la poussée produit par les propulseurs mais par les couples réactifs produits par la rotation des rotors. La direction de Laforce de poussée ne décale pas pendant le mouvement, mais l'augmentation de la force déportance 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.

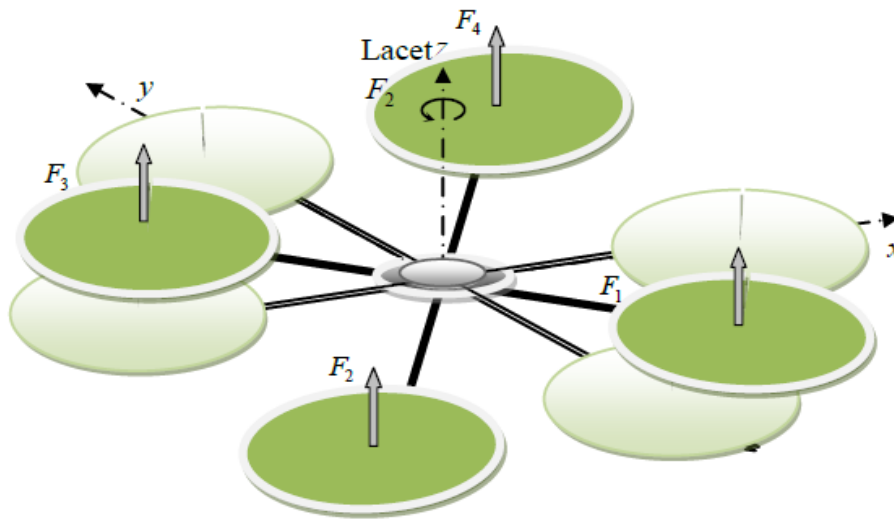


Figure II.5 : Illustration du mouvement de lacet

II.3.5. Mouvements de translation

La figure (II.6) montre comment la translation horizontale est réalisée. Dans ce cas, nous voulons appliquer une force le long de x ou de y qui est fait en inclinant le corps (par le tangage ou le roulement) et en augmentant toute la poussée produite pour garder l'importance du composant de z de la poussée égale à la force de pesanteur

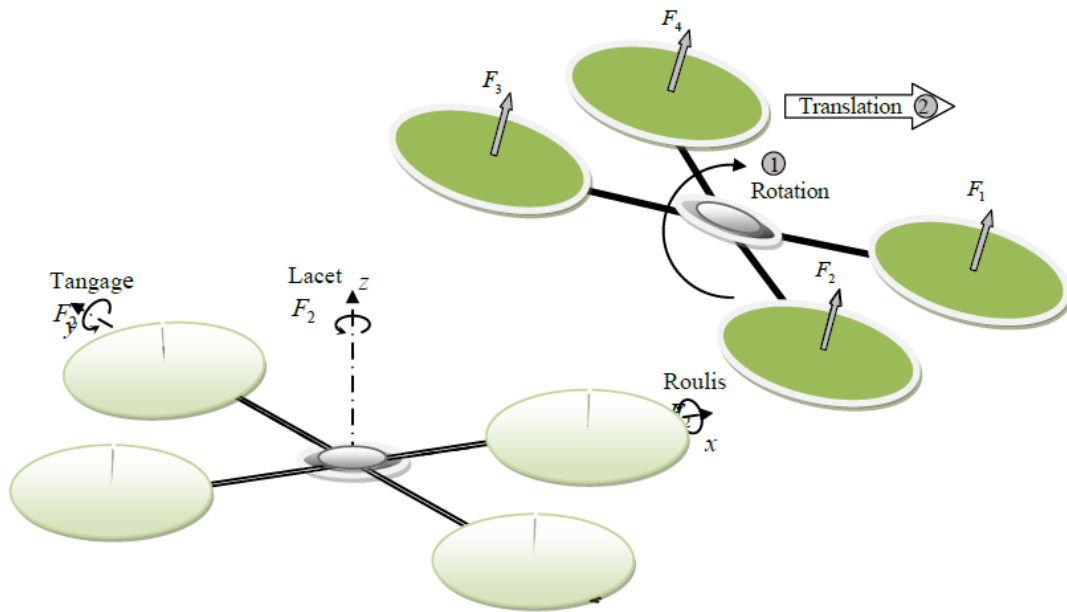


Figure II.6 : Illustration du mouvement de translation

II.4.Modélisation dynamique du Quadrotor

II.4.1. Modèle Dynamique

Pour étudier le mouvement du quadrotor on utilise deux repères (figure II.7) : le repère $E(X, Y, Z)$ lié à la terre et supposé galiléen, le repère $B(x, y, z)$ lié au corps du quadrotor.

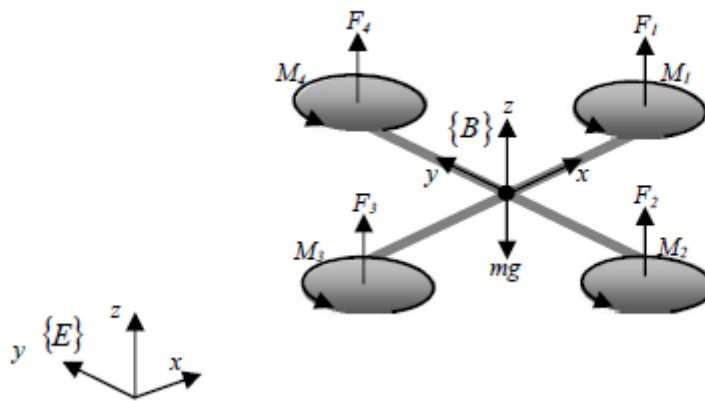


Figure II.7. Configuration du quadrotor.

Afin de pouvoir comprendre au mieux le modèle dynamique développé ci-dessous, voilà les différentes hypothèses de travail :

La structure du quadrotor est supposée rigide.

Le centre de masse et l'origine du repère lié à la structure coïncident.

Les hélices sont supposées rigides.

Les forces de portance et de trainée sont proportionnelles aux carrés de la vitesse de rotation des rotors.

Sous ces hypothèses, il est possible de décrire la dynamique du fuselage comme celle d'un corps rigide dans l'espace à laquelle viennent s'ajouter les forces aérodynamiques provoquées par la rotation du rotor.

II.4.2.la matrice de rotation

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

$$R(x, \varphi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\varphi & -s\varphi \\ 0 & s\varphi & c\varphi \end{pmatrix} \quad (\text{II.1})$$

La rotation autour de y par l'angle θ traduite par la matrice :

$$R(y, \theta) = \begin{pmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\theta & 0 & c\theta \end{pmatrix} \quad (\text{II.2})$$

La rotation autour de z par l'angle Ψ traduite par la matrice :

$$R(z, \Psi) = \begin{pmatrix} c\Psi & s\Psi & 0 \\ -s\Psi & c\Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (\text{II.3})$$

On a donc:

$$R(\Psi, \theta, \varphi) = \text{Rot}(z, \Psi) * \text{Rot}(y, \theta) * \text{Rot}(x, \varphi)$$

$$R(\Psi, \theta, \varphi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\varphi & -s\varphi \\ 0 & s\varphi & c\varphi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\theta & 0 & c\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} c\Psi & s\Psi & 0 \\ -s\Psi & c\Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (\text{II.4})$$

$$= \begin{bmatrix} c\theta c\Psi & c\Psi s\theta s\varphi - s\Psi c\varphi & c\Psi s\theta s\varphi + s\Psi s\varphi \\ c\theta s\Psi & s\Psi s\theta s\varphi + c\Psi c\varphi & s\Psi s\theta c\varphi - c\Psi s\varphi \\ -s\theta & c\theta s\varphi & c\theta c\varphi \end{bmatrix} \quad (\text{II.5})$$

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

II.4.3. Développement du modèle mathématique selon Newton-Euler [41]

En utilisant le formalisme de Newton-Euler, les équations de la dynamique s'écrivent sous la forme suivante:

$$\begin{cases} \dot{\varepsilon} = v \\ m\ddot{\varepsilon} = F_f + F_t + F_g \\ J\dot{\Omega} = -(\Omega \wedge J\Omega) + M_f - M_a - M_g \\ \dot{R} = R S(\Omega) \end{cases} \quad (II.6)$$

Avec ε : est le vecteur de position du quadrotor,

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

$$J = \begin{pmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{pmatrix} \quad (II.7)$$

Ω : désigne la vitesse angulaire du quadrotor. Elle est donnée par:

$$\Omega = \begin{pmatrix} 1 & 0 & -s\theta \\ 0 & c\varphi & c\theta s\varphi \\ 0 & -s\varphi & c\varphi s\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\Psi} \end{pmatrix} \quad (II.8)$$

$S(\Omega)$: est la matrice antisymétrique, pour un vecteur de vitesse

$\Omega = [\Omega_1 \ \Omega_2 \ \Omega_3]^T$ elle est donnée par :

$$S(\Omega) = \begin{pmatrix} 0 & -\Omega_3 & \Omega_2 \\ \Omega_3 & 0 & -\Omega_1 \\ -\Omega_2 & \Omega_1 & 0 \end{pmatrix} \quad (II.9)$$

F_f : Est la résultante des forces de poussée générées par les quatre rotors. Elle est donnée par :

$$F_f = \begin{bmatrix} c\varphi c\Psi s\theta + s\Psi c\varphi \\ c\varphi s\theta s\Psi - s\varphi c\Psi \\ c\varphi c\theta \end{bmatrix} * \sum_{i=1}^4 F_i \quad (II.10)$$

$$\text{Avec } F_i = k_p w_i^2 \quad (II.11)$$

Où K_p désigne le coefficient de portance et w_i désigne la vitesse angulaire du rotor

F_t : est la résultante des forces de trainée selon (X, Y, Z). Elle est donnée par

$$F_t = \begin{pmatrix} -k_{ftx} & 0 & 0 \\ 0 & -k_{f ty} & 0 \\ 0 & 0 & -k_{ftz} \end{pmatrix} \dot{\varepsilon} \quad (II.12)$$

où $k_{ftx}, k_{f ty}, k_{ftz}$ sont les coefficients des forces de trainée selon les trois axes.

F_g regroupe les forces liées à la gravité:

$$F_g = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{pmatrix} \quad (II.13)$$

M_f : représente le vecteur résultant des moments appliqués sur la structure du quadrotor :

$$M_f = \begin{bmatrix} d(F_4 - F_2) \\ d(F_3 - F_1) \\ k_d(-w_1^2 + w_2^2 - w_3^2 + w_4^2) \end{bmatrix} \quad (II.14)$$

d : est la distance entre le centre de masse du quadrotor et l'axe de rotation du rotor et est k_d le coefficient de trainée.

M_a : représente le vecteur résultant des frottements dus aux couples aérodynamique :

$$M_a = \begin{pmatrix} -k_{fax} & 0 & 0 \\ 0 & -k_{fay} & 0 \\ 0 & 0 & -k_{faz} \end{pmatrix} \Omega^2 \quad (II.15)$$

$k_{fax}, k_{fay}, k_{faz}$ sont les coefficients des frottements aérodynamiques selon les trois axes.

M_g : représente l'ensemble des couples dus aux effets gyroscopiques

$$M_g = \sum_{i=1}^4 \Omega \wedge J_i \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ (-1)^{i+1} w_i \end{pmatrix} \quad (II.16)$$

avec J_i et w_i représentent l'inertie et la vitesse angulaire, respectivement, du rotor

II.4.3.1.Equations de mouvement de translation :

On a :

$$m\ddot{\mathbf{e}} = \mathbf{F}_f + \mathbf{F}_l + \mathbf{F}_g \quad (\text{II.17})$$

On remplace chaque force par sa formule (I.10, I.12 et I.13), on trouve :

$$m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\varphi c\Psi s\theta + s\Psi c\varphi \\ c\varphi s\theta s\Psi - s\varphi c\Psi \\ c\varphi c\theta \end{bmatrix} * \sum_{i=1}^4 F_i - \begin{bmatrix} k_{f_{tx}} \dot{x} \\ k_{f_{ty}} \dot{y} \\ -k_{f_{tz}} \dot{z} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \quad (\text{II.18})$$

On obtient alors les équations différentielles qui définissent la dynamique de la translation :

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{1}{m} \{ (c\varphi c\Psi s\theta + s\Psi c\varphi) U_1 - k_{f_{tx}} \dot{x} \} \\ \ddot{y} = \frac{1}{m} \{ (c\varphi s\theta s\Psi - s\varphi c\Psi) U_1 - k_{f_{ty}} \dot{y} \} \\ \ddot{z} = \frac{1}{m} \{ (c\varphi c\theta) U_1 - k_{f_{tz}} \dot{z} \} - g \end{cases} \quad (\text{II.19})$$

II.4.3.2.Equations de mouvement de rotation :

$$J\dot{\bar{\Omega}} = -(\bar{\Omega} \wedge J\bar{\Omega}) + M_f - M_a - M_g \quad (\text{II.20})$$

$$\begin{pmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{pmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\Psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} \wedge \left(\begin{pmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{pmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} \right) - \begin{bmatrix} Jr\bar{\Omega}\dot{\theta} \\ -Jr\bar{\Omega}\dot{\phi} \\ 0 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} k_{f_{ax}} \dot{\phi}^2 \\ k_{f_{ay}} \dot{\theta}^2 \\ k_{f_{az}} \dot{\Psi}^2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} d(F_4 - F_2) \\ d(F_3 - F_1) \\ k_d (-w_1^2 + w_2^2 - w_3^2 + w_4^2) \end{bmatrix} \quad (\text{II.21})$$

On obtient alors les équations différentielles définissant la dynamique de la rotation :

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \frac{1}{I_x} \left[\dot{\theta}\dot{\Psi}(I_y - I_z) + dU_2 - Jr\bar{\Omega}\dot{\theta} - k_{f_{ax}} \dot{\phi}^2 \right] \\ \ddot{\theta} = \frac{1}{I_y} \left[\dot{\phi}\dot{\Psi}(I_y - I_z) + dU_3 - Jr\bar{\Omega}\dot{\phi} - k_{f_{ay}} \dot{\theta}^2 \right] \\ \ddot{\Psi} = \frac{1}{I_z} \left[\dot{\phi}\dot{\theta}(I_z - I_y) + dU_4 - k_{f_{az}} \dot{\Psi}^2 \right] \end{cases} \quad (\text{II.22})$$

$$\text{Avec: } \bar{\Omega} = (w_1^2 - w_2^2 + w_3^2 - w_4^2) \quad (\text{II.23})$$

En, le modèle dynamique complet régit la dynamique du quadrotor est :

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{1}{m} \{ (c\varphi c\Psi s\theta + s\Psi c\varphi) U_1 - k_{fx} \dot{x} \} \\ \ddot{y} = \frac{1}{m} \{ (c\varphi s\theta s\Psi - s\varphi c\Psi) U_1 - k_{fy} \dot{y} \} \\ \ddot{z} = \frac{1}{m} \{ (c\varphi c\theta) U_1 - k_{fz} \dot{z} \} - g \\ \ddot{\varphi} = \frac{1}{I_x} \left[\dot{\theta} \dot{\Psi} (I_y - I_z) + dU_2 - J_r \bar{\Omega} \dot{\theta} - k_{fax} \dot{\varphi}^2 \right] \\ \ddot{\theta} = \frac{1}{I_y} \left[\dot{\varphi} \dot{\Psi} (I_z - I_x) + dU_3 - J_r \bar{\Omega} \dot{\varphi} - k_{fay} \dot{\theta}^2 \right] \\ \ddot{\Psi} = \frac{1}{I_z} \left[\dot{\varphi} \dot{\theta} (I_z - I_y) + dU_4 - k_{faz} \dot{\Psi}^2 \right] \end{cases} \quad (\text{II.24})$$

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

$$\begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_p & k_p & k_p & k_p \\ 0 & -k_p & 0 & k_p \\ -k_p & 0 & k_p & 0 \\ -k_d & k_d & -k_d & k_d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_1^2 \\ w_2^2 \\ w_3^2 \\ w_4^2 \end{bmatrix} \quad (\text{II.25})$$

II.4.4.La représentation d'état du système :

On choisit le vecteur d'état suivant [41]

$$\begin{aligned} X &= [x, \dot{x}, y, \dot{y}, z, \dot{z}, \varphi, \dot{\varphi}, \theta, \dot{\theta}, \Psi, \dot{\Psi}]^T \\ &= [x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6, x_7, x_8, x_9, x_{10}, x_{11}, x_{12}]^T \end{aligned}$$

On obtient la représentation d'état suivante :

$$\begin{cases}
\dot{x}_1 = x_2 \\
\dot{x}_2 = a_9 x_2 + U_x \frac{U_1}{m} \\
\dot{x}_3 = x_4 \\
\dot{x}_4 = a_{10} x_4 + U_y \frac{U_1}{m} \\
\dot{x}_5 = x_6 \\
\dot{x}_6 = a_{11} x_6 + \frac{c x_9 c x_{11}}{m} U_1 - g \\
\dot{x}_7 = x_8 \\
\dot{x}_8 = a_8 x_8^2 + a_7 x_{12} x_{10} + b_3 U_4 \\
\dot{x}_9 = x_{10} \\
\dot{x}_{10} = a_5 x_{10}^2 + a_4 x_{12} x_8 + b_2 U_3 + a_6 \bar{\Omega} x_{12} \\
\dot{x}_{11} = x_{12} \\
\dot{x}_{12} = a_2 x_{12}^2 + a_1 x_{10} x_8 + b_1 U_2 + a_3 \bar{\Omega} x_{10}
\end{cases} \quad (II.26)$$

Où :

$$\begin{cases}
U_x = c x_{11} s x_9 c x_7 + s x_{11} s x_7 \\
U_y = c x_{11} s x_9 s x_7 + s x_{11} c x_7
\end{cases} \quad (II.27)$$

Avec:

$$\begin{cases}
a_1 = \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \right), a_2 = \frac{-k_{fax}}{I_x}, a_3 = \frac{-J_r}{I_x} \\
a_4 = \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} \right), a_5 = \frac{-k_{fay}}{I_y}, a_6 = \frac{-J_r}{I_y} \\
a_7 = \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right), a_8 = \frac{-k_{faz}}{I_z}, a_9 = \frac{-k_{ftx}}{m}, a_{10} = \frac{-k_{f ty}}{m}, a_{11} = \frac{-k_{ftz}}{m} \\
b_1 = \frac{d}{I_x}, b_2 = \frac{d}{I_y}, b_3 = \frac{d}{I_z}
\end{cases} \quad (II.28)$$

II.4.5. Dynamique du rotor

Généralement les moteurs utilisés dans les quadrotor sont des moteurs à courant continu

La dynamique du rotor est approximée à celle d'un moteur à courant continu, elle est donnée par les équations différentielles suivantes :

$$\begin{cases} v_i = ri + L \frac{di}{dt} + k_e \omega_i \\ k_m = j_r + c_s + k_r \omega_i^2 \end{cases} \quad (II.29)$$

Avec:

V_i : est la tension d'entrée du moteur.

ω_i : est la vitesse angulaire du moteur.

K_e : est la constante du couple électrique.

k_m : est la constante du couple mécanique.

k_r : est la constante du couple de charge

r : désigne la résistance du moteur.

j_r : désigne l'inertie du rotor.

C_s : représente le frottement.

$$\dot{\omega}_i = b v_i - \beta_0 - \beta_1 \omega_i - \beta_2 \omega_i^2 \quad i \in [1, 4] \quad (II.30)$$

$$\text{Avec} \quad : \beta_0 = \frac{c_s}{j_r}, \beta_1 = \frac{k_e k_m}{r j_r}, \beta_2 = \frac{k_r}{j_r}, b = \frac{k_m}{j_r}$$

Les Paramètres mécanique et électrique du modèle du quadrotor sont regroupés dans le tableau (II.1) [43]

Paramètres	Désignation	Valeur
K _p	Coefficient de portance	5 2.9842 $\times 10$ N.m /rad / s
K _d	Coefficient de trainée	7 2.2320 $\times 10$ N.m /rad / s
m	Masse de quadrotor	486 g
d	Distance entre le centre de masse du quadrotor et l'axe de rotation du rotor	25 cm
J	Matrice d'inertie du quadrotor	Diag(3.8278,3.8288 ,7.6566) $\times 10^{-3}$ N.m / rad / s ²
k _{fa}	Coefficient des frottements aérodynamique	Diag(5.5670,5.5670,6.3540) $\times 10^{-4}$ N.m / rad / s
k _{ft}	Coefficient des forces de trainées selon (X,Y,Z)	Diag(5.5670,5.5670,6.3540) $\times 10^{-4}$ N.m / m / s
J _r	Inertie du rotor	2.8385 $\times 10^{-5}$ N.m /rad / s ²
k _e	Constante du couple électrique	0.0216
C _s	Frottement	5.8326 $\times 10^{-3}$
k _r	Constante du couple de charge	3.46269 $\times 10^{-7}$

Tableau.II.1. Paramètres mécanique et électrique du modèle du quadrotor.

II.5.Conclusion:

Dans ce chapitre nous avons donné des généralités sur le monde de drone et leurs domaines d'applications, et description du principe de fonctionnement du drone quadrotor est présentée avec une description détaillée sur ses mouvements possibles ainsi que les modes de vol, (tangage, roulis, lacet) de vol correcte, En se basant sur les lois de la cinématique (Euler / Lagrange), ce chapitre présente une modélisation dynamique du drone quadrotor.

Sa modélisation a été établie par l'usage du formalisme Newton-Euler, ce formalisme nous a permis d'établir le modèle dynamique du quadrotor. Nous concluons que le quadrotor est un système sous actionné finalement on a constaté que, l'une des configurations qu'a connue un développement et une exploitation considérables, cette dernière décennie, que ce soit à l'échelle scientifique ou industrielle est le quadrotor.

Chapitre III

Commande par backstepping du Quadrotor

Ce chapitre présente les fondements et les aspects théoriques de la commande Backstepping. Et appliqué au modèle quadrotor.

III.1. Introduction

La technique de commande par Backstepping a été développée par Kanellakopoulos et al [44] en 1991, elle est inspirée par les travaux de Feurer et Morse [45] d'une part, et Tsinias [46] et Kokotovic et Sussmann [47] d'autre part. Cette technique offre une méthode systématique pour effectuer la conception d'un contrôleur pour les systèmes non linéaires, l'idée consiste à calculer une loi de commande afin de garantir pour une certaine fonction (Lyapunov) définie positive que sa dérivée soit toujours négative. L'objectif de cette technique est de calculer, en plusieurs étapes, une commande qui garantit la stabilité globale du système [48].

III.2. Technique de commande par Backstepping

III.2.1. Algorithme de base:

Afin d'illustrer le principe de la méthode backstepping, on considère le cas des systèmes non linéaires de la forme [48] :

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = f_1(x_1) + g_1(x_1)x_2 \\ \dot{x}_2 = f_2(x_1, x_2) + g_2(x_1, x_2)x_3 \\ \dot{x}_3 = f_3(x_1, x_2, x_3) + g_3(x_1, x_2, x_3)u \end{cases} \quad (\text{III.1})$$

Ou, g_i, f_i ($i=1, 2, 3$) sont des fonctions non linéaires connues tel que $f_i(0)=0$ et

$G_i(x) \neq 0, \forall (x_1, x_2, x_3) \in \mathbb{R}^3$. On désire faire suivre à la sortie $y=x_1$ le signal de référence y_r ,

Ou, $y_r, \dot{y}_r, \ddot{y}_r$ et $y^{(3)}$ sont supposées connues et uniformément bornées. Le système étant du troisième ordre, le design s'effectue en trois étapes.

Etape 1 :

On considère d'abord le premier sous-système :

$$\dot{x}_1 = f_1(x_1) + g_1(x_1)x_2 \quad (\text{III.2})$$

La variable d'état x_2 est traitée comme une commande et l'on définit la première valeur désirée :

$$(x_1)_d = \alpha_0 = y_r \quad (\text{III.3})$$

La première variable d'erreur se définit par :

$$e_1 = x_1 - \alpha_0 \quad (\text{III.4})$$

Sa dérivée est donnée comme suit :

$$\dot{e}_1 = \dot{x}_1 - \dot{\alpha}_0 = f_1 + g_1 x_2 - \dot{\alpha}_0 \quad (\text{III.5})$$

Pour un tel système, la fonction quadratique

$$V_1(e_1) = \frac{1}{2}e_1^2 \quad (\text{III.6})$$

Sa dérivée est donnée par :

$$\dot{V}_1 = e_1 \dot{e}_1 = e_1 [f_1 + g_1 x_2 - \dot{\alpha}_0] \quad (\text{III.7})$$

Un choix judicieux de x_2 rendre $\dot{V}_1$ négative et assure la stabilité de l'origine du sous-système décrit par (III.2), ce choix se donne comme suit:

$$(x_2)_d = \alpha_1 = \frac{1}{g_1} [-k_1 e_1 - f_1 + \dot{\alpha}_1] \quad (\text{III.8})$$

$K_1 > 0$ est un paramètre de design.

Par conséquence, l'équation (III.7) devienne :

$$\dot{V}_1 = -k_1 e_1^2 \leq 0 \quad (\text{III.9})$$

Etape 2 :

On considère, dans ce cas, le deux premiers sous-systèmes:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = f_1(x_1) + g_1(x_1)x_2 \\ \dot{x}_2 = f_2(x_1, x_2) + g_2(x_1, x_2)x_3 \end{cases} \quad (\text{III.10})$$

Et on définit la nouvelle variable d'erreur :

$$e_2 = x_2 - \alpha_1 \quad (\text{III.11})$$

La dynamique des erreurs (e_1, e_2) s'écrit comme suit :

$$\begin{cases} \dot{e}_1 = f_1 + g_1(e_2 + \alpha_1) - \dot{\alpha}_0 \\ \dot{e}_2 = f_2 + g_2 x_3 - \dot{\alpha}_1 \end{cases} \quad (\text{III.12})$$

Pour lequel on choisit comme fonction de Lyapunov :

$$V_2(e_1, e_2) = V_1 + \frac{1}{2}e_2^2 \quad (\text{III.13})$$

Cette fonction de Lyapunov a pour dérivée :

$$\begin{aligned} \dot{V}_2(e_1, e_2) &= \dot{V}_1 + e_2 \dot{e}_2 \\ &= e_1 [f_1 + g_1(e_2 + \alpha_1) - \dot{\alpha}_0] + e_2 [f_2 + g_2 x_3 - \dot{\alpha}_1] \\ &= -k_1 e_1^2 + e_2 [f_2 + g_1 e_1 + g_2 x_3 - \dot{\alpha}_1] \end{aligned} \quad (\text{III.14})$$

On prend x_3 comme une deuxième commande virtuelle, sa valeur est donné par :

$$(x_3)_d = \alpha_2 = \frac{1}{g_2} [\dot{\alpha}_1 - g_1 e_1 - f_2 - k_2 e_2] \quad (\text{III.15})$$

Ou $k_2 > 0$, avec $\dot{\alpha}_1$ calculée analytiquement

$$\dot{\alpha}_1 = \frac{\partial \alpha_1}{\partial x_1} \dot{x}_1 + \frac{\partial \alpha_1}{\partial y_r} \dot{y}_r + \frac{\partial \alpha_1}{\partial \dot{y}_r} \ddot{y}_r \quad (\text{III.16})$$

Un tel choix permet de réduire la dérivée à :

$$\dot{v}_2 \leq -k_1 e_1^2 - k_2 e_2^2 \leq 0 \quad (\text{III.17})$$

Etape 3 :

Le système (III.1) est maintenant considéré dans sa globalité. La nouvelle variable d'erreur est:

$$e_3 = x_3 - \alpha_2 \quad (\text{III.18})$$

Ce qui permet d'écrire la dynamique des erreurs (e_1, e_2, e_3) :

$$\begin{cases} \dot{e}_1 = f_1 + g_1(e_2 + \alpha_1) - \dot{\alpha}_0 \\ \dot{e}_2 = f_2 + g_2(e_3 + \alpha_2) - \dot{\alpha}_1 \\ \dot{e}_3 = f_3 + g_3 u - \dot{\alpha}_2 \end{cases} \quad (\text{III.19})$$

On prend comme fonction de Lyapunov

$$V_3(e_1, e_2, e_3) = V_2 + \frac{1}{2} e_3^2 \quad (\text{III.20})$$

Sa dérivée s'écrit sous la forme :

$$\dot{V}_3(e_1, e_2, e_3) = \dot{V}_2 + e_3 \dot{e}_3 = -k_1 e_1^2 - k_2 e_2^2 + e_3 [f_3 + g_2 e_2 + g_3 u - \dot{\alpha}_2] \quad (\text{III.21})$$

Le choix approprié de la vraie commande u se donne par :

$$u = \frac{1}{g_3} [\dot{\alpha}_2 - f_3 - g_2 e_2 - k_3 e_3] \quad (\text{III.22})$$

Où $k_3 > 0$, avec $\dot{\alpha}_2$ calculée analytiquement:

$$\dot{\alpha}_2 = \frac{\partial \alpha_2}{\partial x_1} \dot{x}_1 + \frac{\partial \alpha_2}{\partial x_2} \dot{x}_2 + \frac{\partial \alpha_2}{\partial y_r} \dot{y}_r + \frac{\partial \alpha_2}{\partial \dot{y}_r} \ddot{y}_r + \frac{\partial \alpha_2}{\partial \ddot{y}_r} \ddot{\ddot{y}}_r \quad (\text{III.23})$$

Avec ce choix, on trouve :

$$\dot{v}_3(e_1, e_2, e_3) \leq -k_1 e_1^2 - k_2 e_2^2 - k_3 e_3^2 \leq 0 \quad (\text{III.24})$$

D'où la stabilité en boucle fermée du système original (III.1), et la régulation à zéro de l'erreur de poursuite ($y - y_r$). Les deux principaux objectifs du design (la stabilité et la poursuite) sont alors atteints.

III.2.2. Cas des systèmes d'ordre n

L'extension de la procédure récursive de conception de la commande par backstepping à un système d'ordre n du type [48] :

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{x}_1 = f_1(x_1) + g_1(x_1)x_2 \\ \dot{x}_2 = f_2(x_1, x_2) + g_2(x_1, x_2)x_3 \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ \dot{x}_{n-1} = f_{n-1}(x_1, x_2, \dots, x_{n-1}) + g_{n-1}(x_1, x_2, x_{n-1})x_n \\ \dot{x}_n = f_n(x_1, x_2, x_{n-1}, x_n) + g_n(x_1, x_2, x_{n-1}, x_n)u \end{array} \right. \quad (\text{III.25})$$

Donne :

$$\left\{ \begin{array}{l} (x_1)_d = \alpha_0 = y_r \\ (x_{i+1})_d = \alpha_1 = \frac{1}{g_i} [\varphi_i - f_3 - g_{i-1}e_{i-1} - w_i - k_i e_i] \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ u = \frac{1}{g_n} [\varphi_n - g_{n-1}e_{n-1} - w_n - k_n e_n] \end{array} \right. \quad (\text{III.26})$$

Où

$$\left\{ \begin{array}{l} e_i = x_i - \alpha_{i-1} \\ \varphi_i = \sum_{k=1}^i \left(\frac{\partial \alpha_{i-1}}{\partial x_k} g_k x_{k+1} + \frac{\partial \alpha_{i-1}}{\partial y_r^{(k-1)}} y_r^{(k)} \right) - \omega_i \quad i=1, \dots, n \\ \omega_i = f_i - \sum_{k=1}^i \frac{\partial \alpha_{i-1}}{\partial x_k} f_k \end{array} \right. \quad (\text{III.27})$$

Les différentes fonctions de Lyapunov sont données par :

$$V_i = \frac{1}{2} \sum_{j=1}^i [x_j - \alpha_{j-1}]^2 \quad (\text{III.28})$$

III.3 Commande par backstepping du quadrotor

Pour établir les différentes lois de commande « backstepping », nous utilisons le Modèle d'état du quadrotor donné par les équations (II.26) et (II.27) et nous suivons les étapes Récursives suivantes :

D'abord, définissons les erreurs de poursuite comme suit

$$e_i = \begin{cases} x_{id} - x_i & i \in \{1, 3, 5, 7, 9, 11\} \\ x_i - \dot{x}_{i-1} - \alpha_{i-1} e_{i-1} & i \in \{2, 4, 6, 8, 10, 12\} \end{cases} \quad (\text{III.29})$$

Avec $\alpha > 0 \quad \forall i \in [1, 12]$

Les fonctions de Lyapunov prennent alors la forme suivante :

$$V_i = \begin{cases} \frac{1}{2} e_i^2 & i \in \{1, 3, 5, 7, 9, 11\} \\ \frac{1}{2} (V_{i+1} + e_i^2) & i \in \{2, 4, 6, 8, 10, 12\} \end{cases} \quad (\text{III.30})$$

À partir de (II.27), on trouve :

$$\begin{cases} \varphi_d = \arcsin(U_x \sin(\Psi_d) - U_y \cos(\Psi_d)) \\ \theta_d = \arcsin\left(\frac{U_x \cos(\Psi_d) - U_y \sin(\Psi_d)}{\cos(\Psi_d)}\right) \end{cases} \quad (\text{III.31})$$

Cas où $i = 5$:

$$\begin{cases} e_5 = x_{5d} - x_5 \\ V_5 = \frac{1}{2} e_5^2 \end{cases} \quad (\text{III.32})$$

$$\dot{v}_5 = e_5 \dot{e}_5 = e_5 (\dot{x}_{5d} - \dot{x}_5) \quad (\text{III.33})$$

Par application du théorème de lyapunov ($\dot{v}_5 \leq 0$) la stabilisation de e_5 peut être obtenue par l'introduction d'une nouvelle entrée de commande virtuelle x_6 :

$$x_6 = \dot{x}_{5d} + \alpha_5 e_5 \quad (\text{III.34})$$

L'équation (III.33) devient alors:

$$\dot{v}_5 = -\alpha_5 e_5^2 < 0 \quad (\text{III.35})$$

Avec $\alpha_5 > 0$

Faisons le changement de variable suivant :

$$e_6 = x_6 - \dot{x}_{5d} - \alpha_5 e_5 \quad (\text{III.36})$$

Pour $i = 6$:

$$\begin{cases} e_6 = x_6 - \dot{x}_{5d} - \alpha_5 e_5 \\ v_6 = \frac{1}{2} e_5^2 + \frac{1}{2} e_6^2 \end{cases} \quad (\text{III.37})$$

$$\dot{v}_6 = e_5 \dot{e}_5 + e_6 \dot{e}_6 \quad (\text{III.38})$$

La dérivée de e_6 est donnée par :

$$\dot{e}_6 = a_{11} x_6 + \frac{c x_9 c x_{11}}{m} U_1 - g - \dot{x}_{5d} - \alpha_5 \dot{e}_5 \quad (\text{III.39})$$

La loi de commande U_1 est alors déduite en satisfaisant $\dot{v}_6 < 0$, nous obtenons :

$$U_1 = \frac{m}{c x_9 c x_{11}} \left\{ -a_{11} x_6 + \ddot{z}_d + g + a_5 (\dot{z}_d - x_6) - a_6 e_6 + e_5 \right\} \quad c x_9 c x_{11} \neq 0 \quad (\text{III.40})$$

Le terme $a_6 e_6$ est ajouté afin de stabiliser e_5

Cas où $i = 11$:

$$\begin{cases} e_{11} = x_{11d} - x_{11} \\ V_{11} = \frac{1}{2} e_{11}^2 \end{cases} \quad (\text{III.41})$$

$$\dot{V}_{11} = e_{11} \dot{e}_{11} = e_{11} (\dot{x}_{11d} - \dot{x}_{11}) \quad (\text{III.42})$$

Par application du théorème de Lyapunov ($\dot{V}_{11} \leq 0$) la stabilisation de e_{11} peut être obtenue par l'introduction d'une nouvelle entrée de commande virtuelle x_{12} :

$$x_{12} = \dot{x}_{11d} + \alpha_{11} e_{11} \quad (\text{III.43})$$

L'équation (III.42) devient alors:

$$\dot{V}_{11} = -\alpha_{11} e_{11}^2 < 0 \quad (\text{III.44})$$

Avec $\alpha_{11} > 0$

Faisons le changement de variable suivant :

$$e_{12} = x_{12} - \dot{x}_{11d} - \alpha_{11} e_{11} \quad (\text{III.45})$$

Pour $i = 12$:

$$\begin{cases} e_{12} = x_{12} - \dot{x}_{11d} - \alpha_{11} e_{11} \\ V_{12} = \frac{1}{2} e_{11}^2 + \frac{1}{2} e_{12}^2 \end{cases} \quad (\text{III.46})$$

$$\dot{V}_{12} = e_{11} \dot{e}_{11} + e_{12} \dot{e}_{12} \quad (\text{III.47})$$

La dérivée de e_{12} est donnée par :

$$\dot{e}_{12} = a_2 x_{12}^2 + a_1 x_{10} x_8 + b_1 U_2 + a_3 \bar{\Omega} x_{10} - \ddot{x}_{11d} - \alpha_{11} \dot{e}_{11} \quad (\text{III.48})$$

La loi de commande U_2 est alors déduite en satisfaisant $\dot{V}_{12} < 0$, nous obtenons :

$$U_2 = \frac{1}{b_1} \left\{ -a_2 x_{12}^2 - a_1 x_{10} x_8 - a_3 \bar{\Omega} x_{10} + \ddot{\phi}_d + \alpha_{11} (\dot{\phi} - x_{12}) - \alpha_{12} e_{12} + e_{11} \right\} \quad (\text{III.49})$$

Le terme $\alpha_{12} e_{12}$ est ajouté afin de stabiliser e_{11}

Cas où $i = 9$:

$$\begin{cases} e_9 = x_{9d} - x_9 \\ V_9 = \frac{1}{2} e_9^2 \end{cases} \quad (\text{III.50})$$

$$\dot{V}_9 = e_9 \dot{e}_9 = e_9 (\dot{x}_{9d} - \dot{x}_{10}) \quad (\text{III.51})$$

Par application du théorème de lyapunov ($\dot{v}_9 \leq 0$) la stabilisation de e_9 peut être obtenue par l'introduction d'une nouvelle entrée de commande virtuelle x_{10} :

$$x_{10} = \dot{x}_{9d} + \alpha_9 e_9 \quad (III.52)$$

L'équation (III.51) devient alors:

$$\dot{v}_9 = -\alpha_9 e_9^2 < 0 \quad (III.53)$$

Avec $\alpha_9 > 0$

Faisons le changement de variable suivant :

$$e_{10} = x_{10} - \dot{x}_{9d} - \alpha_9 e_9 \quad (III.54)$$

Pour $i = 10$:

$$\begin{cases} e_{10} = x_{10} - \dot{x}_{9d} - \alpha_9 e_9 \\ v_{10} = \frac{1}{2} e_9^2 + \frac{1}{2} e_{10}^2 \end{cases} \quad (III.55)$$

$$\dot{v}_{10} = e_9 \dot{e}_9 + e_{10} \dot{e}_{10} \quad (III.56)$$

La dérivée de e_6 est donnée par :

$$\dot{e}_{10} = a_5 x_{10}^2 + a_4 x_{12} x_8 + b_2 U_3 + a_6 \bar{\Omega} x_{12} - \ddot{x}_{9d} - \alpha_9 \dot{e}_9 \quad (III.57)$$

La loi de commande U_3 est alors déduite en satisfaisant $\dot{v}_{10} < 0$, nous obtenons :

$$U_3 = \frac{1}{b_2} \left\{ -a_5 x_{10}^2 - a_4 x_{12} x_8 - a_6 \bar{\Omega} x_{12} + \ddot{\theta}_d + \alpha_9 (\dot{\theta}_d - x_{10}) - \alpha_{10} e_{10} + e_9 \right\} \quad (III.58)$$

Le terme $a_{10} e_{10}$ est ajouté afin de stabiliser e_9

Cas où $i = 7$:

$$\begin{cases} e_7 = x_{7d} - x_7 \\ V_7 = \frac{1}{2} e_7^2 \end{cases} \quad (III.59)$$

$$\dot{v}_7 = e_7 \dot{e}_7 = e_7 (\dot{x}_{7d} - \dot{x}_8) \quad (III.60)$$

Par application du théorème de lyapunov ($\dot{v}_7 \leq 0$) la stabilisation de e_7 peut être obtenue par l'introduction d'une nouvelle entrée de commande virtuelle x_8 :

$$x_8 = \dot{x}_{7d} + \alpha_7 e_7 \quad (III.61)$$

L'équation (III.60) devient alors:

$$\dot{v}_7 = -\alpha_7 e_7^2 < 0 \quad (III.62)$$

Avec $\alpha_7 > 0$

Faisons le changement de variable suivant :

$$e_8 = x_8 - \dot{x}_{7d} - \alpha_7 e_7 \quad (III.63)$$

Pour $i = 8$:

$$\begin{cases} e_8 = x_8 - \dot{x}_{7d} - \alpha_7 e_7 \\ v_8 = \frac{1}{2} e_7^2 + \frac{1}{2} e_8^2 \end{cases} \quad (\text{III.64})$$

$$\dot{v}_8 = e_7 \dot{e}_7 + e_8 \dot{e}_8 \quad (\text{III.65})$$

La dérivée de e_8 est donnée par :

$$\dot{e}_8 = a_8 x_8^2 + a_7 x_{12} x_{10} + b_3 U_4 - \ddot{x}_{7d} - \alpha_7 \dot{e}_7 \quad (\text{III.66})$$

La loi de commande U_4 est alors déduite en satisfaisant $\dot{v}_8 < 0$, nous obtenons :

$$U_4 = \frac{1}{b_3} \left\{ -a_8 x_8^2 - a_7 x_{10} x_{12} + \ddot{\Psi}_d + \alpha_7 (\dot{\Psi}_d - x_8) - \alpha_8 e_8 + e_7 \right\} \quad (\text{III.67})$$

Le terme $a_8 e_8$ est ajouté afin de stabiliser e_7

Cas où $i = 1$:

$$\begin{cases} e_1 = x_{1d} - x_1 \\ V_1 = \frac{1}{2} e_1^2 \end{cases} \quad (\text{III.68})$$

$$\dot{v}_1 = e_1 \dot{e}_1 = e_1 (\dot{x}_{1d} - \dot{x}_1) \quad (\text{III.69})$$

Par application du théorème de lyapunov ($\dot{v}_1 \leq 0$) la stabilisation de e_1 peut être obtenue par l'introduction d'une nouvelle entrée de commande virtuelle x_2 :

$$x_2 = \dot{x}_{1d} + \alpha_1 e_1 \quad (\text{III.70})$$

L'équation (III.69) devient alors:

$$\dot{v}_1 = -\alpha_1 e_1^2 < 0 \quad (\text{III.71})$$

Avec $\alpha_1 > 0$

Faisons le changement de variable suivant :

$$e_2 = x_2 - \dot{x}_{1d} - \alpha_1 e_1 \quad (\text{III.72})$$

Pour $i = 2$:

$$\begin{cases} e_2 = x_2 - \dot{x}_{1d} - \alpha_1 e_1 \\ v_2 = \frac{1}{2} e_1^2 + \frac{1}{2} e_2^2 \end{cases} \quad (\text{III.73})$$

$$\dot{v}_2 = e_1 \dot{e}_1 + e_2 \dot{e}_2 \quad (\text{III.74})$$

La dérivée de e_2 est donnée par :

$$\dot{e}_2 = a_9 x_2 + U_x \frac{U_1}{m} - \ddot{x}_{1d} - \alpha_1 \dot{e}_1 \quad (\text{III.75})$$

La loi de commande U_x est alors déduite en satisfaisant $\dot{v}_2 < 0$, nous obtenons :

$$U_x = \frac{1}{u_1} \{ -a_9 x_2 + \ddot{x}_d + \alpha_1 (\dot{x}_d - x_2) - \alpha_2 e_2 + e_1 \} \quad u_1 \neq 0 \quad (\text{III.76})$$

Le terme $\alpha_2 e_2$ est ajouté afin de stabiliser e_1

Cas où $i = 3$:

$$\begin{cases} e_{11} = x_{3d} - x_3 \\ V_3 = \frac{1}{2} e_3^2 \end{cases} \quad (\text{III.77})$$

$$\dot{v}_3 = e_3 \dot{e}_3 = e_3 (\dot{x}_{3d} - \dot{x}_4) \quad (\text{III.78})$$

Par application du théorème de lyapunov ($\dot{v}_3 \leq 0$) la stabilisation de e_3 peut être obtenue par l'introduction d'une nouvelle entrée de commande virtuelle x_4 :

$$x_4 = \dot{x}_{3d} + \alpha_3 e_3 \quad (\text{III.79})$$

L'équation (III.78) devient alors:

$$\dot{v}_3 = -\alpha_3 e_3^2 < 0 \quad (\text{III.80})$$

Avec $\alpha_3 > 0$

Faisons le changement de variable suivant :

$$e_4 = x_4 - \alpha_3 e_3 - \dot{x}_{3d} \quad (\text{III.81})$$

Pour $i = 4$:

$$\begin{cases} e_4 = x_4 - \dot{x}_{3d} - \alpha_3 e_3 \\ v_4 = \frac{1}{2} e_3^2 + \frac{1}{2} e_4^2 \end{cases} \quad (\text{III.82})$$

$$\dot{v}_4 = e_3 \dot{e}_3 + e_4 \dot{e}_4 \quad (\text{III.83})$$

La dérivée de e_4 est donnée par :

$$\dot{e}_4 = a_{10} x_4 + U_y \frac{U_1}{m} - \ddot{x}_{3d} - \alpha_3 \dot{e}_3 \quad (\text{III.84})$$

La loi de commande U_2 est alors déduite en satisfaisant $\dot{v}_{12} < 0$, nous obtenons :

$$U_y = \frac{1}{u_1} \{ -a_{10} x_4 + \ddot{y}_d + \alpha_3 (\dot{y}_d - x_4) - \alpha_4 e_4 + e_3 \} \quad u_1 \neq 0 \quad (\text{III.85})$$

Le terme $a_4 e_4$ est ajouté afin de stabiliser e_3

Les lois de commande complet de quadrotor est :

$$\begin{cases} U_1 = \frac{m}{CX_9 CX_{11}} \{-a_{11}x_6 + \ddot{z}_d + g + a_5(\dot{z}_d - x_6) - a_6 e_6 + e_5\} \\ U_2 = \frac{1}{b_1} \{-a_2 x_{12}^2 - a_1 x_{10} x_8 - a_3 \bar{\Omega} x_{10} + \ddot{\phi}_d + \alpha_{11}(\dot{\phi} - x_{12}) - \alpha_{12} e_{12} + e_{11}\} \\ U_3 = \frac{1}{b_2} \{-a_5 x_{10}^2 - a_4 x_{12} x_8 - a_6 \bar{\Omega} x_{12} + \ddot{\theta}_d + \alpha_9(\dot{\theta} - x_{10}) - \alpha_{10} e_{10} + e_9\} \\ U_4 = \frac{1}{b_3} \{-a_8 x_8^2 - a_7 x_{10} x_{12} + \ddot{\psi}_d + \alpha_7(\dot{\psi} - x_8) - \alpha_8 e_8 + e_7\} \\ U_x = \frac{1}{u_1} \{-a_9 x_2 + \ddot{x}_d + \alpha_1(\dot{x}_d - x_2) - \alpha_2 e_2 + e_1\} \\ U_y = \frac{1}{u_1} \{-a_{10} x_4 + \ddot{y}_d + \alpha_3(\dot{y}_d - x_4) - \alpha_4 e_4 + e_3\} \end{cases} \quad (III.86)$$

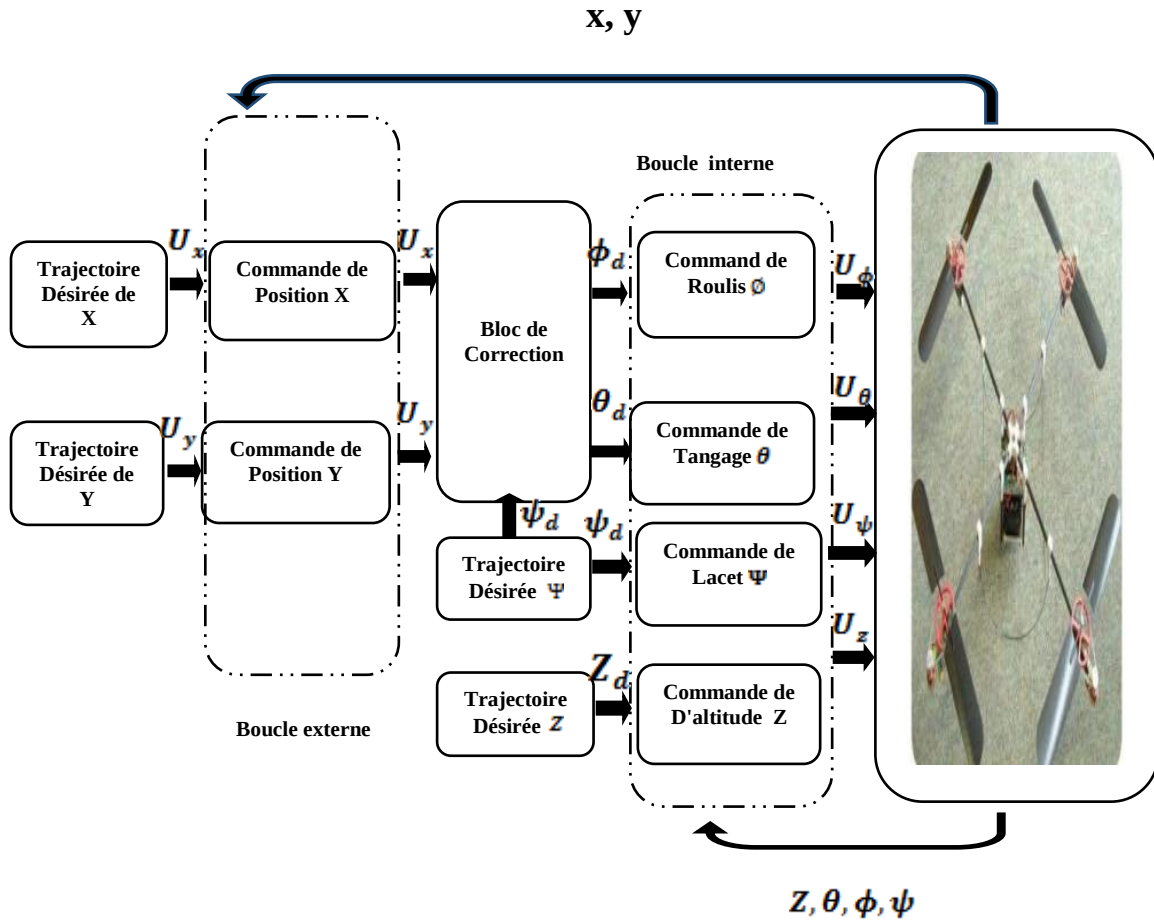


Figure III.1 : Illustration de la structure de commande du quadrotor.

III.4. Résultats de simulation

Les résultats de la commande backstepping appliquée au quadrotor. Ces résultats ont été pris avec les paramètres du Tableau (II.1)

D'après les résultats de simulation nous remarquons que l'erreur de poursuite est faible (Figures III.2, III.3, III.4, III.5) et que les angles (φ, θ) sont stabilisés autour de zéro avec des oscillations de faible amplitude (Figures III.6, III.7) et la Figure III.12 Montre la trajectoire effectuée en 3D.

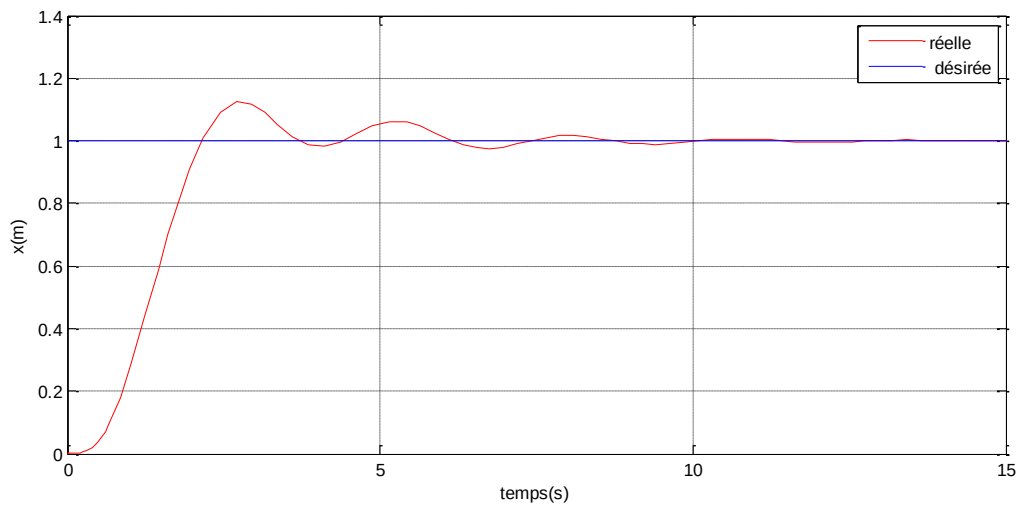


Figure III.2. Résultats de poursuite des trajectoires selon les axes (X.)

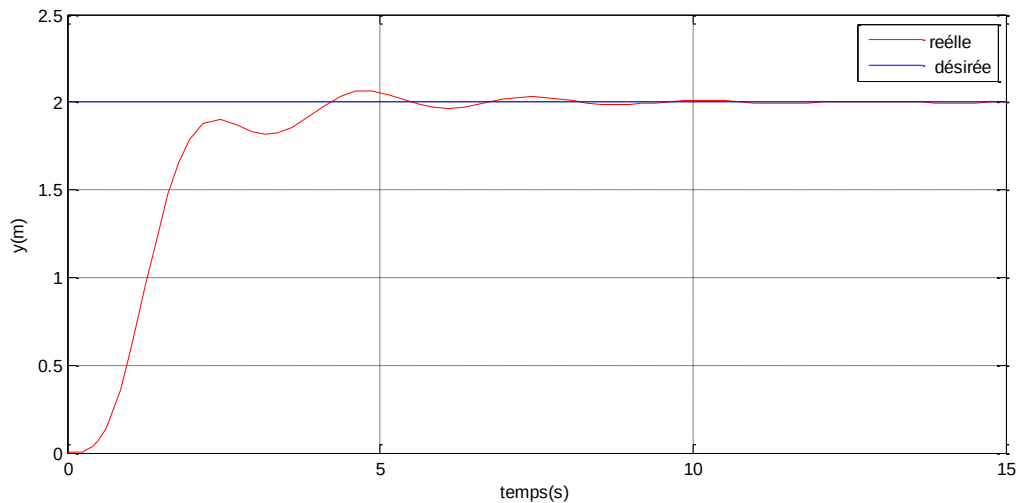


Figure III.3. Résultats de poursuite des trajectoires selon les axes (y.)

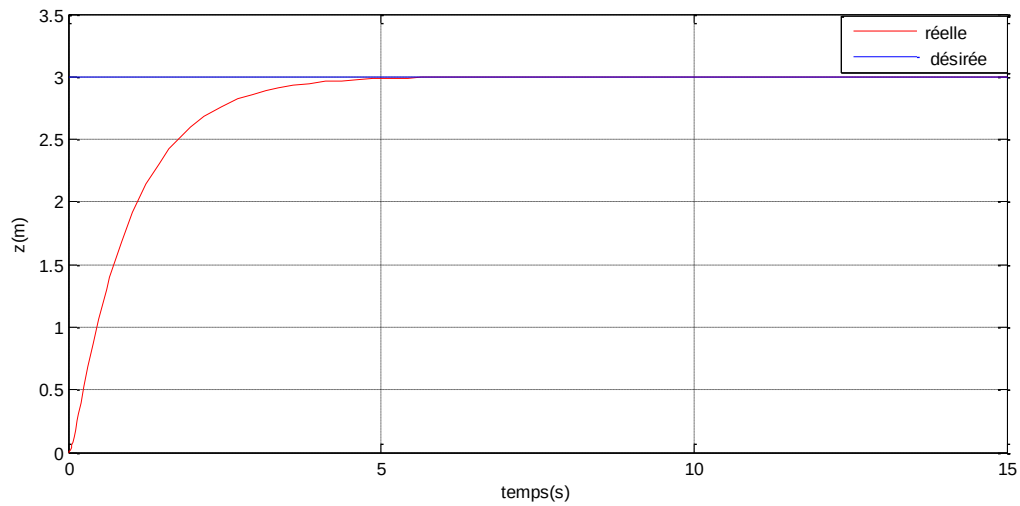


Figure III.4. Résultats de poursuite des trajectoires selon les axes (z.)

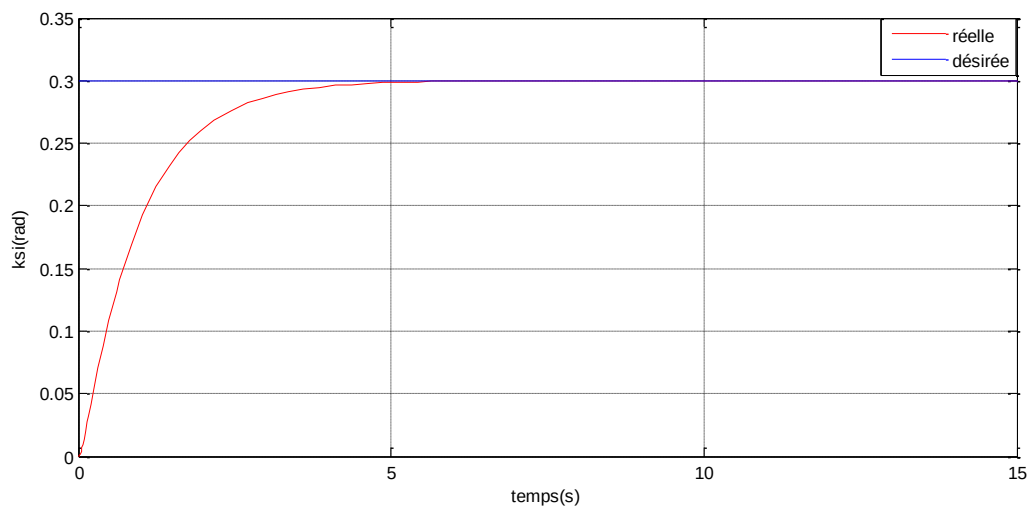


Figure III.5. Résultats de poursuite des trajectoires selon les axes (ksi.)

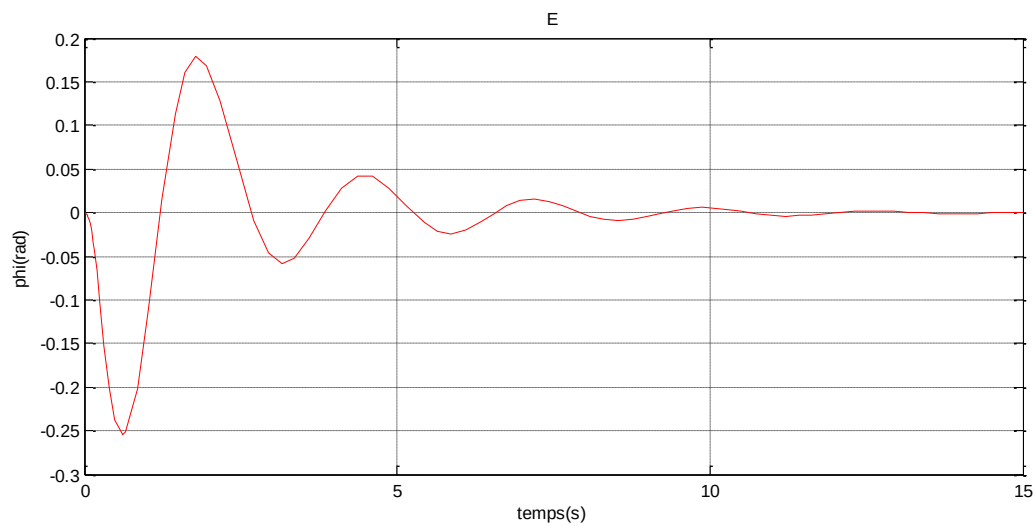


Figure III.6. Résultats de poursuite des trajectoires selon les axes (phi.)

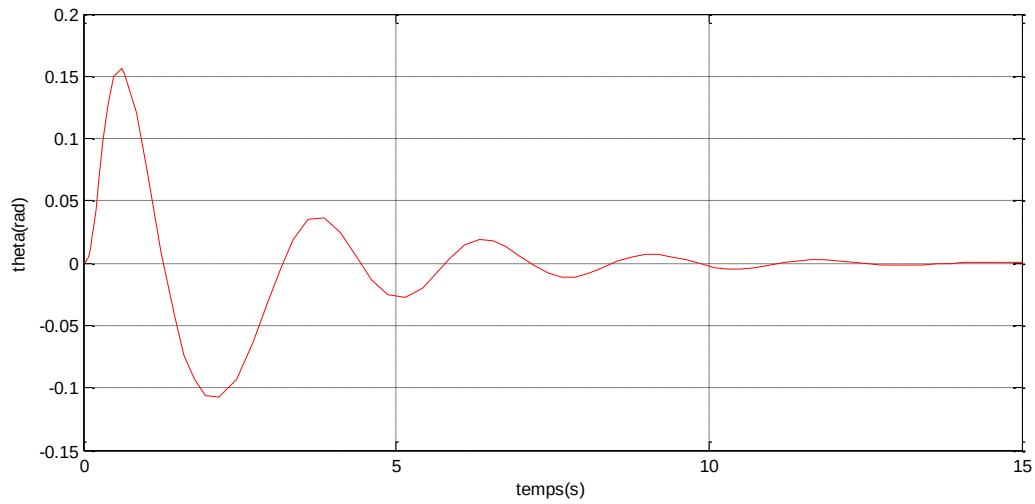


Figure III.7. Résultats de poursuite des trajectoires selon les axes (theta.)

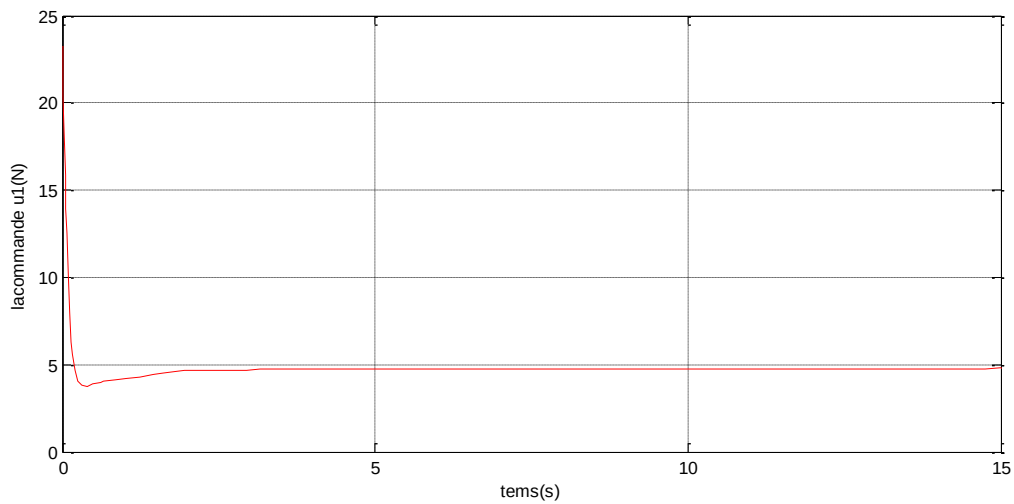


Figure III.8. Le signal de commande U1

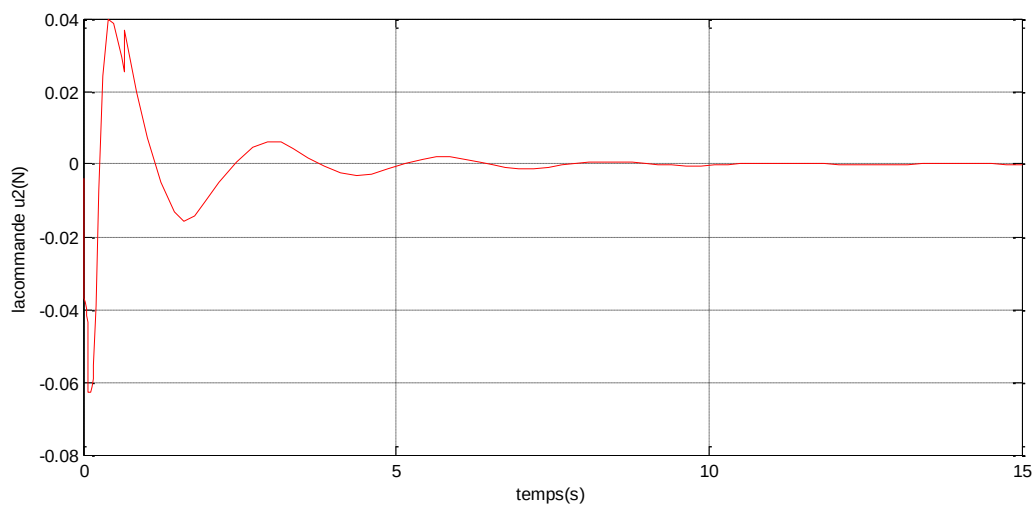
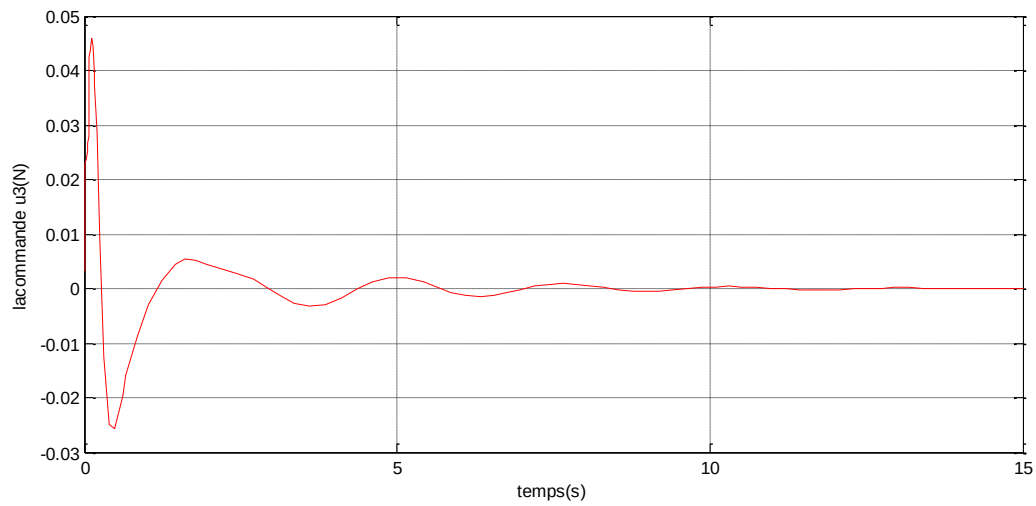
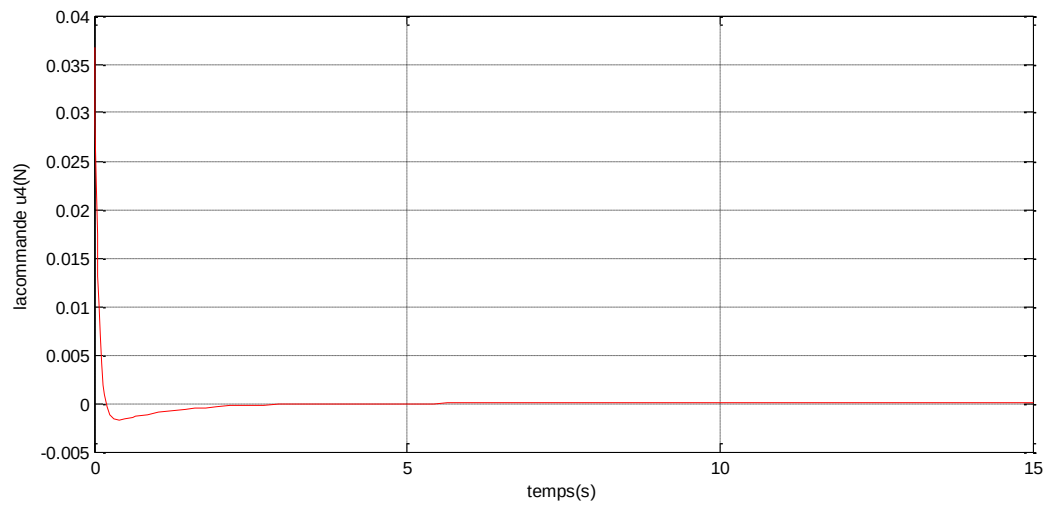


Figure III.9. Le signal de commande U2



. Figure III.10. Le signal de commande U3



. Figure III.11. Le signal de commande U4

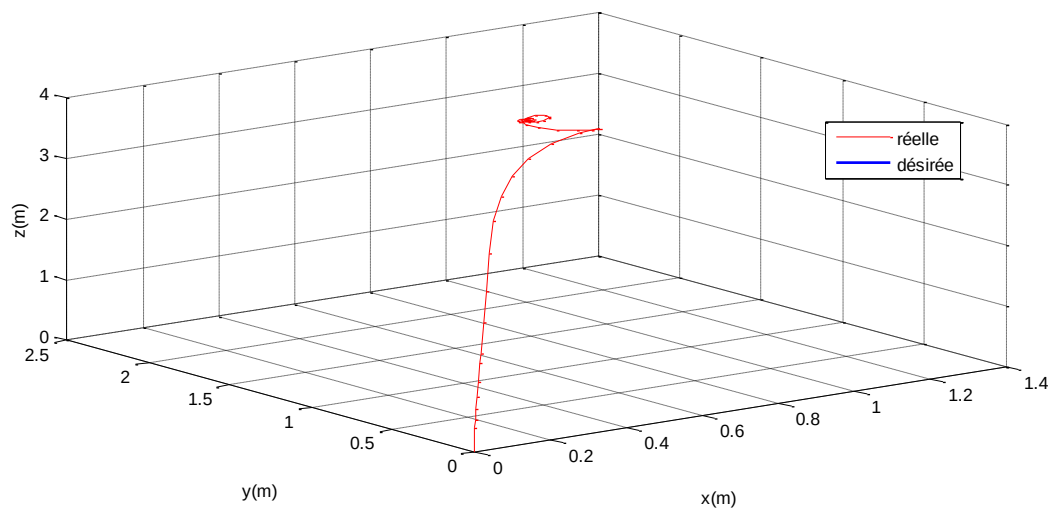


Figure III.12. Trajectoire globale du quadrotor en 3D

III.5.Conclusion.

Ce troisième chapitre présente la technique de commande backstepping permettant le pilotage de la position et de l'orientation d'un hélicoptère à six degrés de liberté de type Quadrotor.

Alors que la technique de commande le backstepping est une excellente stratégie de contrôle. Cette technique de commande permet d'obtenir de façons constructives une loi de commande qui assure la stabilité de quadrotor en boucle fermée via une fonction de Lyapunov. Les résultats de simulation et la précision de poursuite des trajectoires de référence, présente une bonne robustesse vis-à-vis des perturbations externe et le biais des paramètres.

Grâce à les résultats de simulation nous concluons que, la commande par backstepping est une commande très efficace permet de démontrer facilement la stabilité d'un système non linéaire en boucle fermée.

Conclusion générale

Conclusion général

Nous avons abordé, dans ce mémoire, la problématique du contrôle d'un hélicoptère à quatre hélices de type quadrotor

Le quadrotor est un système complexe non linéaire, multi variables, instable notamment en mode de vol quasi-stationnaire et présente une dynamique fortement couplée. Le problème traité consiste à garantir en premier lieu la stabilité de ce dernier.

Pour ce faire, nous avons fait concevoir un contrôleur non linéaire permettant de contrôler quadrotor à six degrés de liberté.

Nous avons donc commencé par le principe du vol de quadrotor, et en suite développer un modèle mathématique en se basant sur les lois fondamentales de la mécanique du processus. Le modèle obtenu régi par un système d'équations fortement non linéaires (les équations de mouvement de Newton) présente une dynamique instable en boucle ouverte.

À partir de ce modèle, la construction d'un contrôleur par backstepping et appliqué au quadrotor, La stabilité du contrôleur par backstepping est analysée face aux erreurs de poursuite ainsi que face à l'effet de la dynamique sous-actionnée du système.

Le contrôleur a été validé par des résultats de simulation. Ces résultats ont montré l'efficacité de la commande par backstepping en termes de poursuite et stabilité.

Enfin, On conclure que les résultats obtenus montrent le bon fonctionnement de la commande par backstepping aussi bien pour les simulations effectuées sur le modèle du quadrotor.

Bibliographie

Bibliographie

- [1] KHELEDJ Abdennour BOUGAR Oussama,"Etude et réalisation d'un drone de type quadrotor", diplôme Master, Université Djilali Bounaama Khemis Miliana, 2017
- [2] BELLAHCENE zakaria, "Synthèse de lois de commande robuste pour un hélicoptère à quatre hélices", Université des Sciences et de la Technologie d'Oran Mohamed Boudiaf, 2013.
- [3] BOUROUIS thameur mohamed BOUZID abdellah souleymane , "commande floue glissante d'un appareil a vol et atterrissage vertical",master, universite mohamed boudiaf - m'sila , 2017.
- [4] yassine JMILI , "commande non linéaire hiérarchique d'un drone de type quadrotor sans mesure de la vitesse linéaire", université du québec,2016
- [5] Néstor Alonso SANTOS ORTIZ, ' Analyse de la robustesse de la loi de commande d'un quadrirotor embarquant une charge suspendue par câble",master, 2017
- [6] <https://helicoptereos.wordpress.com/dossiers/les-annees-1920/>
- [7] KHELOUI Mohammed Samir, "Application des commandes non linéaires sur un drone à quatre hélices", universite des sciences et de la technologie d'oran mohamed boudiaf , magistere en automatique, 2011
- [8] <http://www.oocbo.com/Savoir/les-abeilles/robots-abeilles.htm>
- [9] <http://airray.tekever.com/>
- [10] J.F.G. Castellanos, " Estimation de l'attitude et commande bornée en attitude d'un corps rigide : application a un mini hélicoptère à quatre rotors ", Thèse de doctorat, Université Joseph Fourier – Grenoble I, France, 2005.

- [11] 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.
- [12] MOKHTARI Mohammed Rida ‘‘Observation et Commande de Drones Miniatures à voilures tournantes’’, Université Aboubekr Belkaid Tlemcen ,Thèse de doctorat,22 Octobre 2015.
- [13] <http://www.trustedreviews.com/reviews/parrot-disco>
- [14] Dr. Todd Hylton, Mr. Christopher Martin†, Mr. Richmon Tun‡, Dr. Vince Castelli§ ‘‘The DARPA Nano Air Vehicle Program’’, ;Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition 09 - 12 January 2012, Nashville.
- [15] <https://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?1384681-ARF-LotusRC-T580-quadcopter/page152>
- [16] M’hammed GUISSER,’’ Contribution à la Commande des Systèmes Volants : Application aux Hélicoptères Autonomes ‘’, Université Hassan II Aïn Chock Ecole Nationale Supérieure, Thèse de doctorat, 17 janvier 2009.
- [17] Kadda ZEMALACHE MEGUENNI,’’ Commande d'un système sous-actionné : Application à un drone à Quatre Hélices’’, L'Université d'Evry Val d'Essonne, Thèse de doctorat, 20 Décembre 2006.
- [18] H. R. Everett, Sensors for Mobile Robots : Theory and Application. A K Peters, 1995.
- [19] M. J. Aldon, _ Capteurs et Méthodes pour la Localisation des Robots Mobiles _, Techniques de l'Ingénieur, S7852, 2001.
- [20] Arnaud Koehl, ‘‘Modélisation, observation et commande d’un drone miniature à birotor coaxial’’, Université Henri Poincaré, 2012

- [21] J.M. Pflimlin, « Commande d'un mini drone à hélice carénée : De la stabilisation dans le vent à la navigation autonome », Thèse de doctorat, Ecole Doctorale Systèmes de Toulouse, France, 2006.
- [22] R. L. Finn and D.Wright, « Unmanned aircraft systems: Surveillance, ethics and privacy in civil applications ». In: Computer Law & Security Review 28.2 (2012), p. 184–194. issn: 0267-3649 (cf. p. 5).
- [23] ZEGHLACHE Samir, « Commande non linéaire d'un appareil à vol vertical », Université de M'sila Faculté de Technologie Département D'électronique, Thèse de doctorat, 2014.
- [24] K. P. Valavanis, « Advances in Unmanned Aerial Vehicles - State of the Art and the Road to Autonomy ». Springer, 2007.
- [25] A. Puri, « A survey of Unmanned Aerial Vehicles (UAV) for traffic surveillance ». In: Department of computer science and engineering, University of South Florida (2005).
- [26] M. Kontitsis, K. Valavanis et N. Tsourveloudis, « A UAV vision system for airborne surveillance ». In: ICRA '04 IEEE International Conference on Robotics and Automation. T. 1. Avr. 2004, 77–83 Vol.1 (cf. p. 6).
- [27] BOUDGUIGA Oussama, ''commande à saturation pour le contrôle de la position d'un robot volant de type quadrotor'', université du québec, le 10 février 2016.
- [28] E. Pfeifer et F. Kassab, « Dynamic Feedback Controller of an Unmanned Aerial Vehicle », Proceedings of the Brazilian Robotics Symposium and Latin American Robotics Symposium, Fortaleza, Ceara, Brazil, p. 261_266, 2012.
- [29] R. E. Kalman, « Contributions to the Theory of Optimal Control ». Boletín de la Sociedad Matemática Mexicana, vol. 5, p. 102_119, 1960.
- [30] 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.

- [31] J. C. Morris, M. van Nieuwstadt and P. Bendotti, « Identification and Control of a Model Helicopter in Hover ». Proceedings of the American Control Conference, Baltimore, Maryland, USA, vol. 2, p. 1238_1242, 1994.
- [32] 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.
- [33] D. McFarlane et K. Glover, « A Loop-Shaping Design Procedure using H1 Synthesis », IEEE Transactions on Automatic Control, vol. 37, p. 759_769, 1992.
- [34] BENADEL Hani, ‘ ‘ Commande Robuste des Systèmes Non Linéaires Multivariables : Application à un système hydraulique’ ’, universite mohamed boudiaf - m’sila, 2016.
- [35].S. Bouabdallah, and R.Siegwart “Backstepping and slidingmode techniques applied to an indoor micro quadrotor”, IEEE International Conference on Robotics and Automation ICRA, Barcelona, Spain, 2005.
- [36].S. Bouabdallah “Design and control of quadrotors with application to autonomous flying ”, Thèse de Doctorat, Ecole Polytechnique Fédérale de Lausanne, EPFL 2007.
- [37.]H. Bouadi, and M. Tadjine “Nonlinear observer design and sliding mode control for four rotors helicopter” Proceedings of World Academy of Science, Engineering and Technology, Venice, Italy, Vol. 25, pp. 225-230, 2007.
- [38].N. Guenard, T. Hamel, and V. Moreau “modélisation et élaboration de commande de stabilisation de vitesse et de correction d’assiette pour un drone” CIFA, 2004
- [39]. Vincent Cocquempot “Contribution à la surveillance des systèmes industriels complexes”, thèse doctorat, Université de Lille, 2004
- [40]. Direction Cosine Matrix IMU : Theory. William Premerlani and Paul Bizard. Mai2009flying”
- [41]. RCtoys, <http://www.rc toys.com/>.

- [42]. John K. Borchardt, Unmanned aerial vehicles spur composites use, 2004 Elsevier Ltd. All rights reserved.
- [43] L. Derafa, T. Madani and A. Benallegue, "Dynamic modelling and experimental identification of four rotor helicopter parameters", Proceedings of the IEEE International Conference on Industrial Technology, Mumbai, India, 15-17 Dec 2006, pp. 1834-1839.
- [44].I. Kanellakopoulos, P.V. Kokotovic, A.S. Morse "systematic design of adaptive controllers for feedback linearizable systems", IEEE Transactions on Automatic Control, Vol. 36, No.11, pp.1241-1253, 1991.
- [45].A. Feurer, and A.S. Morse "Adaptive control of single-input, single-output linear systems", IEEE Transactions on Automatic Control, Vol. 23, No. 4, pp. 557-569, 1978.
- [46].J. Tsinias "Sufficient lyapunov-like conditions for stabilization", Math. Contr. Signal. Syst. Vol. 2, pp. 343-357, 1989.
- [47].P.V. Kokotovic, H.J. Sussmann "A positive real condition for global stabilization of Nonlinear systems", Systems and Control Letters, Vol. 13, pp. 125-133, 1989.
- [48].Abder Rezak Benaskeur "Aspects de l'application du Backstepping adaptatif à la commande décentralisée des systèmes nonlinéaires", Thèse Doctorat, Université du Laval, février 2000.

Résumé

L'objectif dans ce mémoire est de concevoir un contrôleur non linéaire par backstepping pour permettre la navigation du quadrotor à six degrés de liberté selon des points de contrôle prédéfinis. Pour ce faire, une modélisation mathématique du quadrotor a été effectuée. Par la suite, la conception du contrôleur par backstepping a été effectuée à partir du modèle. Sa stabilité a été validée à l'aide de la théorie de stabilité de Lyapunov. Et en fin des résultats de simulations illustrent les performances de cette stratégie de commande.

Mots clés: Backstepping, commande non linéaire, modèle dynamique, quadrotor, Lyapunov

المخلص

الهدف من هذه المذكرة هو تجسيد وحدة التحكم غير خطية من خلال التحكم بالرجوع المرحلي باستغلال طائرة بستة درجات من الحرية وفقا لنقاط تحكم محددة مسبقا وللقيام بذلك تم تنفيذ تصميم النمذجة الرياضية للرباعي الدوار اضافة الى تنفيذ تصميم وحدة التحكم عن طريق التحكم بالرجوع المرحلي باستغلال النموذج واستقرارها يكون صحيحا بتطبيق نظرية استقرار lyapunov

الكلمات المفتاحية: الرجوع المرحلي، التحكم اللاخطي، النموذج الديناميكي، الرباعي الدوار، lyapunov

Resume

The objective in this memory is to conceive a nonlinear controller by backstepping to allow the navigation of the quadrotor to six degree of liberty according to pre-defined control points To do this, a mathematical modeling of the quadrotor was carried out .the design of the controller by backstepping was carried out from the model its stability was valid using the theory of Lyapunov finally, the results of simulation illustrate the performance of this control strategy

Key Word: Backstepping, nonlinear command, dynamic model, quadrotor, Lyapunov