

République Algérienne Démocratique et Populaire

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

Université de Blida 1

Institut d'Aéronautique et des Etudes Spatiales de Blida



024/07
EX2

MÉMOIRE De Fin d'Étude

En vue de l'obtention du Diplôme Master en Aéronautique

Département : Construction Aéronautique

Option : Avionique

THEME

**«Stabilisation d'un UAV miniaturisé sans mesure
des vitesses»**

Réalisé par :

- *HASSAINE EL HADI*
- *KOURID ABDERRAOUF*

Promotrice :

- *Md.BENCHIKHE.S*

Octobre : 2017

Remerciement

Il n'est meilleur remerciement que notre reconnaissance à DIEU LE TOUT PUISSANT qui nous a donné du courage et de la volonté pour pouvoir accomplir ce présent travail. Tout simplement et basant sur la traduction d'une parole du Prophète Mohammed (que la prière d'Allah et son salut soient sur lui) et qui a dit : « Celui qui ne remercie pas pour la petite chose, ne remercie pas pour la grande chose et celui qui ne remercie pas les gens, ne remercie pas Allah »

Le travail présenté dans ce mémoire a été effectué au sein de l'institut d'Aéronautique de Blida sous la direction de notre promotrice Md. BENCHIKHE, à qui on présente notre profonde gratitude et notre vif et sincère remerciement pour avoir accepté de diriger ce travail, pour ses disponibilités, tous les conseils et pour les encouragements qu'il nous a prodigués pendant toute la durée de ce travail.

On tient à remercier également tout le corps professorats de l'institut d'Aéronautique. On exprime notre remerciements aux membres du jury de nous avoir honoré en acceptant de juger notre travail.

Enfin, on exprime notre très grande reconnaissance à nos parents, nos familles, et nos frères pour nous avoir encouragés, pour tous les soucis qu'on leur a causés et surtout pour avoir été toujours auprès de nous.

Dédicace

Je tiens à dédier ce modeste travail avant tout :

A mon très cher père.

A ma très chère mère, ma fierté et mon bonheur.

A mes très chers frères et mes sœurs.

A toute la famille.

A tous mes amis et mes collègues de promos

Et mes collègues de travail.

A mon binôme «KOURID Abderraouf».

Et à tous ceux qui m'ont aidé de près ou de loin

à accomplir ce travail.

HASSAINE Elhadi.

Dédicace

Je tiens à dédier ce modeste travail avant tout :

A mon très cher père.

A ma très chère mère, ma fierté et mon bonheur.

A mes très chères sœurs.

A toute la famille.

A tous mes amis et mes collègues de promos

Et mes collègues de travail.

A ZITOUNI Akram

A mon binôme «H.El hadi».

Et à tous ceux qui m'ont aidé de près ou de loin

à accomplir ce travail.

KOURID Abderraouf.

Résumé

Le but de ce travail est de présenter la méthode proposée par [Sylvain Bertrand] pour la conception des lois de guidage et de contrôle d'un véhicule VTOL miniaturisé dans le cas où aucune mesure de vitesse linéaire ou angulaire n'est disponible. La stratégie de contrôle est basée sur l'introduction des états virtuels dans l'équation d'état du système et permet de concevoir des contrôleurs de stabilisation par retour d'état.

Mots clés :

Drones miniatures à voilure tournante, VTOL, commande sans mesure de vitesse, commande en position, commande en attitude, états virtuelles.

Abstract

The aim of this work is to present the method proposed by [Sylvain Bertrand] for the design of the guiding and control laws of a miniature VTOL vehicle in the case where no linear or angular velocity measurement is available. The control strategy is based on the introduction of virtual states into the system state equation and allows the design of stabilization controllers by state feedback.

Keywords :

Drones miniatures with rotating wing, VTOL, control without speed measurement, position control, attitude control, virtual states.

المخلص

الهدف من هذا العمل هو تقديم الطريقة المقترحة من قبل [سيلفان برتراند] لتصميم قوانين التوجيه والسيطرة على المركبات ذات الإقلاع و الهبوط العمودي في حالة حيث لا يتوفر قياس السرعة الخطية أو السرعات الدوران. وتستند استراتيجية التحكم على إدخال الدوال الافتراضية في معادلة حالة النظام ويسمح بتصميم وحدات تحكم الاستقرار من قبل ردود الفعل الدالة.

الكلمات المفتاحية :

طائرات بدون طيار, هبوط وإقلاع عمودي, مراقبة بدون حساب السرعة, مراقبة الموقع, مراقبة

الاتجاه الدوران, حالات افتراضية

Table de matières

Remerciement

Dédicace

Résumé

Table des matières.....I

Table des figures..... VII

List des tableaux VII

List des symboles

List des abréviations

INTRODUCTION GENERALE.....1

Chapitre I : Généralités sur les VTOL

1.1. INTRODUCTION.....4

1.2. HISTORIQUE ET CLASSIFICATION DES DRONES.....4

1.2.1. Historique.....4

1.2.2. Classification des drones.....5

1.2.2.1. Classement aérodynamique.....6

1.2.2.1.1. Les drones à voilure fixe.....6

1.2.2.1.2. Drones à voilure tournante..... 8

1.2.2.1.4. Drones convertibles.....12

1.2.2.1.5. Ailes souples.....12

1.2.2.2. Classement selon la tail /rayon d'action /l'altitude.....13

1.2.2.2.1. Drones HALE (Haute Altitude Longue Endurance)13

1.2.2.2.2. Drones MALE (Moyenne Altitude Longue Endurance) ...14

1.2.2.2.3. Drones TUAV (Tactical Unmanned Aerial Vehicle).....14

1.2.2.2.4 Drones de combat UCAV (Unmanned Combat Air Véhicule).....	15
1.2.2.2.5. Mini drones MAV (Mini Air Véhicule)	15
1.2.2.2.6. Micro/Nano drones.....	15
1.2.2.2.7. RPH (Remotely piloted helicopter).....	16
1.3. LES MOUVEMENTS POSSIBLES D’UN DRONE QUADRI ROTOR	17
1.3.1 Le Lacet.	17
1.3.2 Le Tangage et le Roulis.....	18
1.3.3 Mode de vol.....	19
1.3.3.1 Vol vertical.....	19
1.3.3.2 Vol stationnaire.....	19
1.3.3.3 Vol de translation.....	19
1.4. CONSTITUTION DU DRONE.....	19
1.4.1. Autopilote.....	20
1.4.2. Les batteries.....	20
1.4.3. La propulsion.....	20
1.4.3.1. Le moteur électrique.....	20
1.4.3.2 Le moteur thermique	21
1.4.4 Les hélices.....	21
1.4.5. Les capteurs.....	22
1.4.5.1. Les capteurs à ultrasons.....	22
1.4.5.2. Le télémètre laser.....	23
1.4.5.3. La centrale inertielle.....	23
1.4.5.4. La carte intelligente.....	24
1.4.5.5. Localisation par le GPS.....	24

1.4.5.6. La caméra.....	24
1.4.5.7. 3D tracker system (Polhemus)	25
1.4.6. Le microcontrôleur.....	25
1.4.7. Partie informatique.....	26
1.5 .LES TECHNIQUES DE COMMANDE DES VTOL.....	26
1.5.1 Commandes par retours d'états linéaires.....	27
1.5.2 Commandes non-linéaires.....	29
1.5.2.1. Commande par extension dynamique.....	29
1.5.2.2. Commande non-linéaire par backstepping.....	30
1.5.2.3. Commande hiérarchique.....	30
1.5.2.4. Commande non-linéaire par modes glissants.....	31
1.5.2.5. La commande adaptative.....	31
1.6. CONCLUSION.....	32
 Chapitre II : Modélisation d'un drone quadrirotor	
2.1 INTRODUCTION.....	33
2.2 DEFINITION DES REPERES.....	34
2.3 DEFINITION DES VECTEURS DE POSITION, DES VITESSES.....	34
2.3.1 Angles d'Euler.....	35
2.3.2. Vitesses angulaires.....	36
2.3.3 Vitesses linéaires.....	37
2.4. DEFINITION DES FORCES ET DES MOMENTS.....	38
2.4.1. Les force.....	38
2.4.1.1. Le poids du quadrirotor.....	38
2.4.1.2. La force de poussée.....	38

2.4.1.3. La portance.....	38
2.4.1.4. Les forces de traînée.....	39
2.4.2 Les moments.....	39
2.4.2.1. Moments dus aux forces de poussée.....	39
2.4.2.2. Moments dus aux forces de traînée.....	40
2.4.2.3. Effet gyroscopique.....	40
2.4.2.4 L'effet d'inertie.....	42
2.5. FORCES ET MOMENTS NON MODELISES.....	42
2.5.1. Battement d'hélices.....	42
2.5.2. Frottement de l'air	43
2.5.3. Effet de sol.....	43
2.5.4. Instabilité de l'air et vent.....	43
2.6. ETUDE DYNAMIQUE DE QUADRIROTOR.....	43
2.6.1 .Equations de mouvement de translation.....	45
2.6.2. Equations de mouvement de rotation.....	46
2.6.3 Dynamique du rotor.....	47
2.7. LE MODELE DYNAMIQUE COMPLET.....	48
2.8. LA REPRESENTATION D'ETAT DU SYSTEME.....	49
2.9. CONCLUSION.....	50
 Chapitre III : Commande de drone sans mesure de vitesse	
3.1. INTRODUCTION.....	51
3.2. SYNTHESE DE LOIS DE GUIDAGE-PILOTAGE AVEC UN ETAT VIRTUEL.....	52
3.2.1. Principe.....	52
3.2.2. Mise en forme du problème.....	52

3.2.3 Introduction d'un état virtuel.....	52
3.3 COMMANDE EN POSITION.....	53
3.4. COMMANDE EN ATTITUDE.....	57
3.5. ANALYSE DE STABILITE.....	61
3.6. CONCLUSION.....	62

Chapitre IV : Résultats de simulation

4.1. INTRODUCTION.....	63
4.2. EXEMPLE DE SIMULATION	63
4.2.1 LES CARACTERISTIQUES PHYSIQUES DE DRONE A SIMULEE....	63
4.2.2. LES CONDITIONS INITIALES.....	64
4.3. RESULTATS DE SIMULATION.....	64
4.3.1. COMMANDE EN POSITION.....	64
4.3.1.1 SIMULATION EN TRANSLATION.....	64
4.3.2. COMMANDE EN ATTITUDE.....	66
4.3.2.1. SIMULATION EN ROTATION.....	66
4.3.3. DISCUSSION DES RESULTATS.....	69
4.4 ETUDE COMPARATIVE.....	69
4.4.1 L'ALGORITHME DE CONTROLE PID.....	70
4.4.1.1 CONTROL D'ALTITUDE.....	71
4.4.1.2 CONTROLE D'ATTITUDE.....	71
4.4.2 SIMULATION DE COMPARAISON.....	72
4.4.2.1 RESULTATS DE NOTRE METHODE.....	72
4.4.2.2 RESULTATS DE COMMANDE « PID »	75
4.4.3 Comparaison.....	77

4.5. CONCLUSION.....79

CONCLUSION GENERALE.....80

Bibliographie

Annexes

List des figures

Chapitre 1 : Généralités sur les VTOL

Fig.1.1. Maquette de vis aérienne de Léonard de Vinci du musée des sciences et des techniques Léonard de Vinci à Milan [4].....5

Fig.1.2. Un avion radiocommandé « Le MA Vinci Sirius » [4].....6

Fig.1.3. Aile volante « Le Trimbale X100 » [4].....7

Fig.1.4. Hélicoptère traditionnels avec un rotor anti couple [21].....8

Fig.1.5. Hélicoptère à rotors contrarotatifs [21].....9

Fig.1.6. Le drone iSTAR d’Allied Aerospace [14].....9

 Poly drone de Polytech’Orleans [21].....9

Fig.1.7.Drone tri-rotor [22].....10

Fig.1.8. Le X4 Flyer du CEA LIST [4].....10

 Le CPX4 (Challengemini drones ONERADGA) [4].....10

Fig.1.9. Drone HEXACOPTERE [16].....11

Fig.1.10 Drone OCTOCOPTERE [16].....11

Fig.1.11. Drone à ailes battantes [18].....11

Fig.1.12. Drone convertible[4].....12

Fig.1.13. Drone parapente[4].....12

Fig.1.14. HALE RQ-4 Global Hawk [4].....14

Fig.1.15. MALE RQ-1 Predator [4].....14

Fig.1.16. Drone TUAV Sperwer [4].....14

Fig.1.17. Drone UCAV X-45 Boeing [4].....15

Fig.1.18. MiniAV Hovereye [4].....15

Fig.1.19. Micro/Nano UAV [14], [19].....16

Fig.1.20. Mouvement de lacet [14].....17

Fig.1.21. Forces aérodynamiques [14].....17

Fig.1.22. Tangage et Roulis [14].....18

Fig.1.23. Mouvement de Tangage [14].....18

Fig.1.24. Mouvement de Roulis [14].....18

Fig.1.25. Batteries [4].....20

Fig.1.26. Moteur brushless [4].....21

 Moteur à courant continu avec balais [4].....21

Fig.1.27. Les hélices [4].....	22
Fig.1.28. Capteur à ultrasons [4].....	23
Fig.1.29. Télémètres laser [4].....	23
Fig.1.30. centrale inertiel [4].....	23
Fig.1.31. carte intelligente [4].....	24
Fig.1.32. capteur GPS [4].....	24
Fig.1.33. caméra thermique [4].....	25
Fig.1.34. 3D tracker system [14].....	25
Fig.1.35. MICROCONTROLEUR [4].....	25
Fig.1.36. Schéma Synoptique de l'architecture embarquée [14].....	26
Fig.1.37. Boucle de guidage-pilotage [30].....	27

Chapitre 2 : Modélisation d'un drone quadrirotor

Fig.2.1. Vue globale de notre drone quadrirotor [33].....	33
Fig.2.2. Les repères inertiel et local [26].....	34
Fig.2.3. Définition des rotations et des angles d'Euler [26].....	35
Fig.2.4. La portance [46].....	38
Fig.2.5. La trainée [46].....	39

Chapitre 4 : Résultats de simulation

Fig.4.1 : présentation 3D de trajectoire suivi par le drone « simulation 1 ».....	65
Fig.4.2 : la courbe de poussée.....	65
Fig.4.3 : présentation 3D de trajectoire suivi par le drone « simulation 2 ».....	66
Fig.4.4 : la courbe de poussée.....	67
Fig.4.5 : présentation 3D de trajectoire suivi par le drone « simulation 3».....	68
Fig.4.6 : la courbe de poussée.....	68
Fig.4.7 : les courbes des erreurs entre les angles d'attitudes réelles et les angles Désirées « simulation 1 ».....	69
Fig.4.8 : variation de l'angle de roulis.....	70
Fig.4.9 : variation de l'angle de tangage.....	70
Fig.4.10 : variation de l'angle de lacet.....	71
Fig.4.11 : la courbe de variation de couple.....	71

Fig.4.12 : les courbes des erreurs entre les angles d'attitudes réelles et les angles désirées« simulation 2 ».....	72
Fig.4.13 : variation de l'angle de lacet.....	72
Fig.4.14: variation de l'angle de roulis.....	73
Fig.4.15 : variation de l'angle de tangage.....	73
Fig.4.16 : la courbe de variation de couple.....	74
Fig.4.17: les courbes des erreurs entre les angles d'attitudes réelles et les angles désirées « simulation3 ».....	74
Fig.4.18 : variation de l'angle de roulis.....	75
Fig.4.19 : variation de l'angle de tangage.....	75
Fig.4.20 : variation de l'angle de lacet.....	76
Fig.4.21 : la variation de couple.....	76

List des tableaux

Tableau.1.1. Avantages et Inconvénients des deux types de voilure fixe [14].....7
Tableau.1.2. Comparative des drones à voilures tournantes. [16].....13
Tableau.1.3. Classement selon la tail /rayon d'action /l'altitude [26].....16
Tableau.4.1. caractéristique physique de drone [55].....63
Tableau.4.2. les gains de simulation 1.....64
Tableau.4.3. les gains de simulation 2.....66
Tableau.4.4. les gains de simulation 3.....67

Liste des abréviations

UAV	Unmanned Aerial Vehicle.
VTOL	Vertical Tack-Off and Landing
HALE	Haute Altitude Longue Endurance.
MALE	Moyenne Altitude Longue Endurance.
TUAV	Tactical Unmanned Aerial Vehicle.
UCAV	Unmanned Combat Aerial Vehicle.
MAV	Mini Air Vehicle.
RPH	Remotely Piloted Helicopter.
VTUAV	Vertical Take-off UAV.
IMU	Inertial Measurement Unit.
PIC	Peripheral Interface Controller.
GPS	Global Positioning System.
PID	Proportionel Integral Dérivé.
LQR	Linear-Quadratic Regulator
MALE	Moyenne Altitude et Longue Endurance
MAV	Micro-Air Vehicle
MIMO	Multi Input Multi Output
SAS	Stability Augmentation System
MR	Medium Range
SR	Short Range
UAS	Unmanned Aerial System

Liste des symboles

ϕ	L'angle de roulis.
θ	L'angle de tangage.
ψ	L'angle de lacet.
R^I	repère inertiel du quadri-rotor.
R^b	repère mobile.
ξ	Vecteur de position.
$\dot{\xi}$	Vecteur de la vitesse linéaire exprimée dans le repère inertiel.
v	Vecteur de la vitesse linéaire exprimée dans le repère du châssis.
f	Les forces appliquées au centre de masse du quad-rotor.
τ	Les moments appliqués au centre de masse du quad-rotor.
R	Matrice de transformation.
R^d	La matrice désirée.
Ω	La vitesse angulaire.
v	La vitesse linéaire.
P	Le poids.
m	La masse totale du quadri-rotor.
g	La gravité.
F_i	La force de poussée.
ω	La vitesse de rotation des moteurs.
T_h	La force de trainée.
b	Le coefficient de portance.
d	Le coefficient de drag.
K_{ft}	Le coefficient de trainée.
l	La longueur du bras entre le rotor et le centre de gravité du quadri-rotor.
M_x	Moment dus aux forces de poussée autour l'axe x
M_y	Moment dus aux forces de poussée autour l'axe y
M_z	Moment dus aux forces de trainée autour l'axe z
M_a	Le moment résultant des frottements aérodynamiques.
K_{fa}	Le coefficient des frottements aérodynamiques.

M_{gh}	Le moment gyroscopique des hélices.
M_{gm}	Le moment gyroscopique dû aux mouvements du quadri-rotor.
J_r	L'inertie des rotors.
J	L'inertie du système.
I	Moment d'inertie.
$S(\Omega)$	La matrice antisymétrique.
F_f	La force totale générée par les quatre rotors.
F_i	La force de traînée selon les axes (x, y, z) .
F_g	La force de gravité.
M_f	Le moment provoqué par les forces de poussée et de traînée.
M_a	Le moment résultant des frottements aérodynamiques.
V	La tension d'entrée du moteur.
r	La résistance du moteur.
L	La résistance du l'inductance.
k_e	La constante des couples électrique.
ω_l	La vitesse angulaire du rotor.
k_m	La constante des couples mécanique.
C_s	Le frottement sec.
k_r	La constante du couple de charge.
u	La commande
x	Ensemble d'entées.
w	Ensemble de poids.
η	Pas d'apprentissage.
T	La force de poussé
Γ	Le couple des rotors
τ	Couples extérieurs
τ_g	Couples gyroscopique
V	Fonction de Lyapunov

INTRODUCTION GENERALE :

Le domaine des drones (Unmanned Aerial Vehicle - UAV) est en constante évolution depuis les débuts de l'aviation. À l'origine, les recherches dans ce domaine étaient principalement motivées par des applications militaires (Valavanis, 2007). En effet, les drones étaient, et demeurent aujourd'hui, la meilleure solution pour éviter la perte de pilotes lors de missions dangereuses. Cependant, compte tenu des complexités additionnelles inhérentes aux drones, le développement de ce domaine s'est effectué plus lentement que pour les systèmes avec pilote. L'apparition de capteurs de plus en plus précis, l'augmentation constante de la puissance de calcul des processeurs ainsi que l'avancement des connaissances dans le domaine de l'aéronautique ont permis à cette tendance de s'inverser[1].

En effet, le domaine des drones croît de manière exponentielle depuis le début des années 80 [2]. L'utilisation de drones est désormais monnaie courante dans plusieurs domaines d'applications telles que l'arpentage, la surveillance de pipeline et la photographie aérienne [3]. Aussi, les drones sont désormais très connus du public spécialement depuis l'intensification de l'utilisation de drones militaires, tels que le désormais célèbre Predator, par l'armée américaine [4].

Compte tenu du potentiel énorme des drones pour des applications civiles, un très grand nombre de compagnies concevant des drones civils sont apparues depuis les années 90 telles que, par exemple, Aeryon Labs et Aerodreams. En effet, pour la même application, les drones civils sont typiquement beaucoup moins volumineux que des véhicules avec pilote. Ceci permet de réduire drastiquement le coût de carburant, de fabrication, d'opération ainsi que de maintenance des appareils. Par ailleurs, l'apparition de capteurs bon marché, la multiplication de communautés hébergées sur internet portant sur les drones légers ainsi que l'apparition de projets à code libre sont des facteurs qui ont rendu accessible le domaine des drones à une très grande partie de la population. . La dynamique d'un drone à décollage et atterrissage verticaux (VTOL Vertical Take-Off and Landing), par exemple, a fait l'objet d'une étude très approfondie, a constitué une source énorme de connaissances et a permis des développements supplémentaires à la théorie des systèmes plats et aux techniques de linéarisation entrées sorties [3]. De ce fait, il existe désormais une très grande variété de drones de différentes classes. Le quadrirotor, dont le contrôle fait l'objet de ce mémoire, fait partie

de la famille des hélicoptères, plus particulièrement de la famille des appareils multi rotors [3]. Comme son nom l'indique, il s'agit d'un appareil qui possède quatre moteurs construits en forme de croix

Comparativement à l'hélicoptère conventionnel où le contrôle de l'appareil est effectué en changeant l'angle d'incidence du rotor principal, le quadrirotor est contrôlé par la variation de vitesse entre les différents moteurs. Ceci simplifie grandement la fabrication de ce type d'appareil en éliminant les pièces mécaniquement complexes constituant notamment le système de propulsion. Malgré ces différences de mécaniques, le quadrirotor conserve toutes les caractéristiques d'un hélicoptère conventionnel, ce qui lui permet d'être rapidement et facilement déployé sur une multitude de terrains. Il peut également effectuer des vols dans des environnements restreints tels que des bâtiments et maintenir un vol stationnaire.

Une multitude de tâches peuvent être envisageables pour un quadrirotor telles que : l'inspection de bâtiments, plantations, structures, lignes électrique, pipelines...; Opération de déminage; exploration de lieux difficiles d'accès ou dangereux; arpentage; localisation de feux de forêt; photographie aérienne...etc.

Problématique

Pour l'ensemble de ces applications, le quadrirotor doit être asservi pour être en mesure de demeurer en vol. En effet, un contrôleur robuste doit être conçu afin d'éliminer les principaux désavantages liés à la dynamique du quadrirotor, dont principalement sa dynamique instable. Une telle tâche est complexe, car la dynamique du quadrirotor offre de nombreux défis compte tenu de sa nature hautement non linéaire, couplée et sous-actionnée.

Plusieurs types de contrôle ont été développés pour commander les drones. La plupart des contrôleurs linéaires développés pour les drones ainsi que pour les hélicoptères miniatures sont obtenus par la linéarisation d'un modèle simplifié. Les contrôleurs les plus employés sont le contrôleur PID [5], le contrôleur LQR [6] et le contrôleur \mathcal{H}_∞ [7]. La plupart des travaux obtiennent de bonnes performances soit une erreur d'environ $\pm 1^\circ$. Cependant celles-ci se dégradent au fur et à mesure que l'on s'éloigne du point d'opération. Des contrôleurs non linéaires sont aussi largement utilisés dont les répondus sont : le mode glissant [8], la linéarisation au sens entrées-sorties [9], le contrôle géométrique [10] et le backstepping [11].

Objectifs

L'objectif est de présenter la méthode proposée dans [12] pour la conception des lois de guidage et de contrôle d'un véhicule VTOL. Un contrôleur non linéaire de type backstepping a été développé et implanté permettant à un quadricoptère d'effectuer des déplacements précis dans l'espace à partir de points de contrôle, pourvu qu'ils soient dans le domaine d'opération de l'appareil. Le backstepping a été choisi car il s'agit d'un contrôleur moderne, performant et bien adapté pour répondre aux problèmes inhérents à la dynamique sous-actionnée du quadricoptère.

Méthodologie

Pour parvenir à notre objectif, nous devons effectuer les chapitres suivants :

Dans le chapitre 1, nous présentons un aperçu sur les types des drones en général et les VTOLs en particulier, leurs classifications et leurs constitutions. Ensuite, nous citons les différentes technologies de capteurs et de systèmes permettant la localisation et le positionnement. Enfin, un état de l'art sur les techniques de contrôle des VTOLs existantes dans la littérature est présenté.

Dans le Chapitre 2 porte sur la modélisation de la dynamique du quadricoptère. Celle-ci est effectuée en utilisant les lois de mouvement de Newton et les angles d'Euler. On y présente aussi les principales forces et les principaux moments appliqués sur le quadricoptère.

Dans le Chapitre 3 porte sur la conception détaillée du contrôleur backstepping développé dans [12]. Le contrôleur est divisé en deux étapes: contrôle de position et contrôle d'attitude. La preuve de la stabilité asymptotique du système est effectuée en se basant sur la théorie de Lyapunov.

Dans le chapitre 4, nous illustrons un exemple de calcul pour montrer les performances et l'efficacité de la méthode présentée dans ce mémoire. Puis, nous faisons une comparaison avec un contrôleur PID.

Nous concluons ce mémoire par une conclusion générale qui porte sur le travail effectué et les résultats obtenus et quelques perspectives.

Chapitre 1
Généralités sur les « VTOL »

1.1 INTRODUCTION

Les drones, aéronefs autonomes et/ou pilotés depuis le sol, sont à la mode. Leur usage lors des conflits récents a été largement médiatisé. Les revues spécialisées sont pavées de photos de ces engins aux formes souvent très originales comparées aux aéronefs traditionnels. Les objectifs des drones militaires sont divers et leurs utilisations sont facilement justifiables par un environnement "hostile" où la sécurité des pilotes est délicate à assurer. L'absence de pilote permet également la conception de "petits" drones, micro drones (quelques dizaines de grammes) ou mini-drones (quelques kilogrammes).

La commande des véhicules de type VTOL (Vertical Take-Off and Landing) suscite depuis plusieurs années un intérêt important dans la communauté roboticienne, notamment française. De nombreux laboratoires de recherche sont maintenant équipés de tels systèmes (hélicoptères, quadrirotor, "tail sitters", etc...). Citons par exemple le HoverEye de Bertin Technologie, le X4-flyer du CEA, l'hélicoptère vigilant de l'ONERA [13], l'iStar, ou l'AVATAR. Une raison de cet intérêt tient aux nombreuses applications que ce type de véhicule permet de couvrir, aussi bien dans le secteur civil que militaire (surveillance, inspection d'ouvrages ou de zones dangereuses pour l'homme, cartographie, œil déporté, etc.). Une autre raison est la récente miniaturisation des capteurs et cartes de traitement de données, permettant d'embarquer sur de petits véhicules tous les éléments nécessaires à leur fonctionnement autonome.

Dans ce chapitre on va parler brièvement sur l'historique des drones, puis on cite les différentes classes des drones et ensuite les mouvements possible de drone (ex : quadrirotor) et leur constitution de commande. A la fin, on parle des différentes techniques de commandes.

1.2 HISTORIQUE ET CLASSIFICATION DES DRONES

1.2.1 Historique

Le recours à des aéronefs non pilotés à des fins militaires n'est pas une nouveauté historique. Depuis les cerfs-volants et les ballons chargés d'explosifs, en passant par les « bombes volantes », utilisés dans plusieurs conflits dans l'histoire pour l'observation ou le combat, jusqu'aux aéronefs automatisés, ce sont des siècles d'innovations et d'efforts technologiques qui se sont écoulés. En 1483, le père de l'hélicoptère Léonard de Vinci imagina le concept de machine volante à aile tournante nommée vis aérienne (voir figure 1.1) fondée sur le principe de la vis d'Archimède. En 1754, le Russe Mikhaïl Lomonosov a développé un modèle complexe à deux rotors coaxiaux contrarotatifs entraînés par un

mécanisme d'horlogerie, l'aéronef a volé librement et a atteint une bonne altitude. Ce concept a contribué au développement de l'hélicoptère moderne. La première utilisation des drones pour le combat remonte à 1849 quand les Autrichiens ont utilisé des ballons chargés d'explosifs pour attaquer la ville italienne de Venise. Les premiers avions sans pilote, destinés à être utilisés comme des avions pour l'entraînement au combat, ont été conçus pendant et après la première guerre mondiale. En septembre 1916, l'avion-cible Hewitt-Sperry Automatic Air plane a réalisé son premier vol autonome. Le développement secret de nouveaux drones a continué pendant la deuxième guerre mondiale et la guerre froide. Pendant les années 1980, les drones ont été utilisés pour des missions de reconnaissance, de surveillance et d'attaque, principalement par les Israéliens et les Américains, et par les forces alliées lors des deux guerres du Golfe, en Irak et en Afghanistan.

Dans la dernière décennie, beaucoup de configurations de drones de différentes tailles ont été développées notamment grâce à la miniaturisation des capteurs et unités de traitement d'un côté, et une demande croissante pour les applications militaires et civiles de l'autre côté.



Figure 1.1 – Maquette de vis aérienne de Léonard de Vinci du musée des sciences et des techniques Léonard de Vinci à Milan

1.2.2 Classification des drones

La classification des systèmes aériens est difficile, car il existe de nombreux types de drones aériens partant du nano drone de quelques grammes jusqu'au drone lourd capable d'effectuer des missions de plus de 24 heures à plusieurs milliers de kilomètres de sa base. Cependant, les véhicules autonomes peuvent être classés en plusieurs catégories selon : l'altitude de croisière, le rayon d'action, l'endurance, la taille (longueur, envergure, etc.) ou encore leur voilure (fixe, tournante ou battante) [14].

1.2.2.1 CLASSEMENT AERODYNAMIQUE

Afin de mieux décrire l'aérodynamique des drones. Nous avons classé les drones selon cinq grandes familles [14] :

- à voilures fixes,
- à voilures tournantes,
- à ailes battantes.
- Drones convertibles
- Ailes souples

1.2.2.1.1 Les drones à voilure fixe

Les drones à voilure fixe produisent la portance nécessaire au vol par le vent relatif sur la voilure (le vent relatif est généré par le mouvement en lui-même). Le contrôle du vol s'effectue par des gouvernes aérodynamiques [16]. Ces drones assurent 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 [18]. Il en existe deux sous familles : les avions et les ailes volantes [16].

a) Avions

Les avions traditionnels sont composés d'une aile, d'un fuselage, d'une dérive et d'un empennage. Ils constituent la catégorie de ceux qui ont la plus longue endurance, 100 km et plus par vol, bien utile pour l'inspection de linéaires. L'empennage, le plus souvent en forme de T (donc surélevée) ou en V, est une pièce fragile parce qu'il est mince. Les drones de cette catégorie sont tous des avions à ailes hautes (placées au-dessus du fuselage), ce qui abaisse le centre de gravité donc accroît la stabilité. Autre avantage à l'atterrissage, le fuselage (élément relativement robuste) touche le sol le premier, en épargnant les ailes, plus fragiles. Un avion traditionnel bénéficie d'une redondance de commande : commande de profondeur, gouvernail, ailerons.

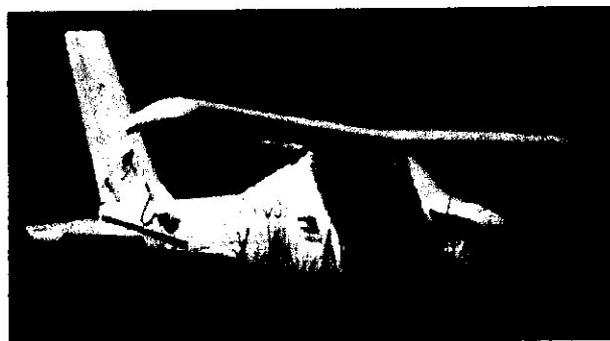


Figure 1.2 – Avion radiocommandé « Le MA Vinci Sirius »

b) Ailes volantes

D'une forme très simple, l'aile volante se suffit à elle-même. Elle n'a pas besoin de dérive ou d'empennage, car son profil est auto stable. Ses seules gouvernes (Les élevons, un terme dérivé de l'anglais élévateur (gouverne de profondeur) et d'aileron, un par aile) assurent à la fois :

- Les virages lorsqu'elles bougent en sens inverse ;
- La profondeur lorsqu'elles bougent dans le même sens.

Comme l'épaisseur d'une aile volante est rarement suffisante pour loger tous les composants et la charge utile, elle est souvent complétée par un fuselage court. Les ailes volantes tendent à perdre de l'altitude dans les virages. Pour y remédier, les extrémités des ailes sont souvent complétées par des Wing Tips qui sont des petites ailes perpendiculaires.

L'absence de dérive et d'empennage rend l'aile volant facile à ranger dans une mallette plate. Sa maniabilité l'aide à suivre un plan de vol même en cas de rafales. Son épaisseur la rend robuste. Elle s'impose comme le design dominant de drones à usage de cartographie quand une longue endurance n'est pas recherchée. [16]

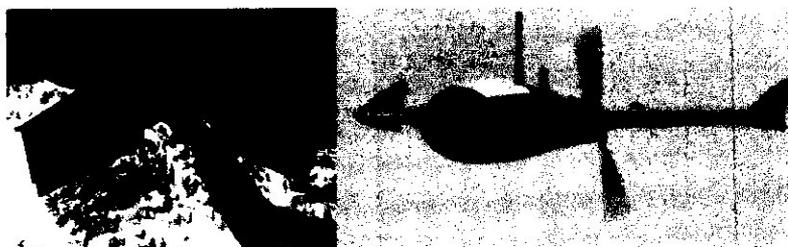


Figure 1.3 – Aile volante « Le Trimbale X100 »

Tableau. 1.1 - Avantages et Inconvénients des deux types de voilure fixe

Type	Avantages	Inconvénient
Avion	-Longue endurance. -Redondance des gouvernes. -Protection et carénage de la charge utile.	-Moindre manœuvrabilité. -Encombrement. -Fragilité de la dérive et de l'empennage.
Aile Volant	-Moindre manœuvrabilité. -Faible encombrement. -Solidité.	-Moindre endurance. -Peu de place pour loger les composants et la charge utile. -Absence de gouvernances redondantes.

1.2.2.1.2 Drones à voilure tournante

Un drone à voilure tournante assure sa poussée et sa portance par ses moteurs. Il a l'avantage de pouvoir voler à de faibles vitesses ou bien de rester immobile [18] et capables de décoller et d'atterrir verticalement [15].

Il existe trois types :

- * Les hélicoptères traditionnels à pas variable.
- * Les Rotors à pas fixe carène et volets :
- * Les Multi-rotors à pas fixe.

a) Hélicoptères à pas variable

Avant l'apparition de la propulsion électrique, les voilures tournantes ont toujours été à rotor à pas variable. Le contrôle de la montée et de la descente s'effectue en changeant le pas des deux pales du rotor principal. Le contrôle du tangage et de roulis s'opère en modifiant le pas d'une seule des pales de rotor principal. On distingue deux sous-familles :

- * Les hélicoptères traditionnels avec un rotor anti-couple.
- * Hélicoptère à rotors contrarotatifs [16].

Les Hélicoptères classiques avec un rotor anti-couple comportent un fuselage contenant le moteur, un rotor principal et un rotor de queue (le rotor anti couple). Les pales en rotation du rotor principal balayent le disque rotor afin de générer une poussée suffisante pour contrer le poids de l'appareil. Le rotor de queue, également appelé rotor anti-couple de par sa fonction, permet de compenser le moment dû à la rotation du rotor principal selon son propre axe. En d'autre terme, il permet de piloter la position de l'angle de lacet afin d'éviter que l'hélicoptère ne tourne indéfiniment sur lui-même [13]. Les pales du rotor principal comme celles du rotor anti-couple sont à pas variable. Le régime du moteur reste le même quelle que soit la vitesse, puisque c'est le pas qui change [16].



Figure 1.4 – Hélicoptère traditionnels avec un rotor anti couple [21]

Les Hélicoptères à rotors contrarotatifs sont constitués de deux rotors principaux, de tailles identiques mais tournants en sens contraires et disposant du même axe de rotation. Ceci permet de neutraliser mutuellement le couple global généré par chacun des rotors sur le fuselage. Comme les hélicoptères traditionnels, il ne concerne que les grands drones et peut être mu par un moteur thermique [13] [16].



Figure 1.5 – Hélicoptère à rotors contrarotatifs

b) Rotor à pas fixe carène et volets

Le véhicule est équipé d'un rotor principal à pas fixe assurant la sustentation. Des volets sont disposés dans le flux d'air afin de réaliser la commande en tangage et roulis. La stabilisation en lacet est assurée par un étage anti-couple.



Figure 1.6 – Le drone iSTAR d'Allied Aerospace



Poly drone de Polytech'Orleans

c) Les Multi-rotors à pas fixe

Les multi-rotors à pas fixe sont des véhicules de nombre élevé de moteurs (trois, quatre, six, huit moteurs...) qui permettent d'obtenir plus de portance, donc emporter une charge utile plus lourde, tout en utilisant des moteurs et hélices standards. Il augmente aussi, en théorie, la stabilité tout comme la rigidité du châssis, la qualité du pilote automatique et l'inertie du drone. Le faible nombre de pièces en mouvement réduit le risque de défaillance tandis que la redondance des moteurs apporte une certaine sécurité [16].

c.1) Configurations à trois rotors

Le tri-rotor est constitué de deux rotors qui tournent dans des sens opposés et positionnés à l'avant de l'appareil et d'un rotor à l'arrière avec orientation réglable [22].



Figure 1.7 – Drone tri-rotor

c.2) Configurations à 4 rotors (Le quadrirotor)

Le moteur avant et le moteur arrière tournent dans le sens de l'aiguille d'une montre tandis que les moteurs droit et gauche tournent dans le sens contraire. Les hélices utilisées sont à pas fixe. Le tangage est obtenu par une différence de vitesse de rotation des rotors avant et arrière. Le roulis est obtenu de manière similaire avec la différence de vitesse des moteurs latéraux. Le lacet s'obtient en augmentant la vitesse des moteurs avant et arrière tout en réduisant la vitesse des moteurs latéraux [23].

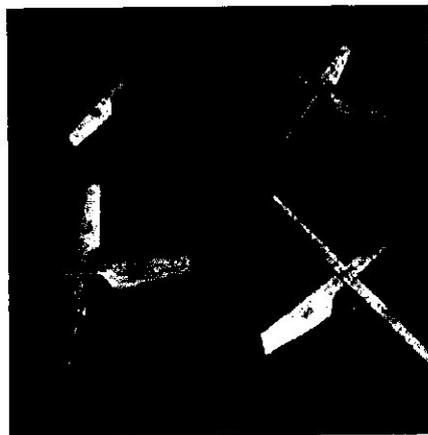


Figure 1.8 – Le X4 Flyer du CEA LIST



Le CPX4 (Challenge mini drones ONERADGA)

c.3) Configuration HEXACOPTERE

Les hexacoptères (6 rotors et 6 bras) sont très populaire chez les photographes qui apprécient le compromis entre un encombrement raisonnable et une charge utile d'1 kg suffisante pour emporter la nouvelle génération d'appareil photo reflex plein format [16].



Figure 1.9 – Drone HEXACOPTERE

c.4) Configuration OCTOCOPTERES

Les octocoptères sont les « gros-porteurs » professionnels pour des charges utiles allant jusqu'à 2 kg. Toutefois, leur encombrement peut rebuter. Ils rentrent rarement tout montés, prêts à vole [16].



Figure 1.10 – Drone OCTOCOPTERE

1.2.2.1.3 Drones à ailes battantes

Pour ces drones, la sustentation et le pilotage sont assurés grâce à des ailes battantes.

Ils sont dotés d'une capacité de vol avec des trajectoires similaires à celles des insectes ou du colibri, et de vol stationnaire à basses vitesses, comme les voilures tournantes, ce qui est intéressant pour des missions en intérieur ou dans des espaces réduits [18].

Ces nouveaux drones peuvent être perçus comme des appareils à mi-chemin entre les voilures fixes et les voilures tournantes. En effet, ces engins reproduisent le vol des oiseaux ou des insectes à ailes battantes à partir de composants électromécaniques [13].



Figure 1.11– Drone à ailes battantes

1.2.2.1.4 Drones convertibles

Les drones convertibles cumulent les avantages de l'avion et de l'hélicoptère : décollage et atterrissage vertical, vol stationnaire, vol d'avancement rapide et économique. Ce type d'appareil est parfois appelé hybride. Les rotors sont placés sur des ailes qui, sur certains concepts, sont également libres de basculer. Le principe de convertible est de faire basculer l'hélice d'une position verticale en vol stationnaire à une position horizontale en vol d'avancement. En vol stationnaire ainsi qu'à basse vitesse, les "pro rotors" (propulseurs pivotants montés en bout d'aile) sont orientés verticalement de façon à diriger la poussée des rotors vers le haut de manière à contrer le poids de l'appareil. Le basculement symétrique des rotors contrôle le tangage. Le différentiel de portance pilote le roulis et le basculement antisymétrique contrôle le lacet [14].



Figure 1.12 – Drone convertible

1.2.2.1.5 Ailes souples

Le drone à aile souple est un promoteur équipé d'une nacelle où prend place la charge utile. En prenant de la vitesse, l'aile se gonfle et épousé un profil aérodynamique qui lui assure une portance. Le pilotage est très simple : il suffit de tourner en tirant sur une suspente reliée à un bout d'aile, de monter en augmentant les gaz et de descendre en les coupant. Ce drone ne peut pas décrocher : en cas de panne moteur, il redescend comme un parapente. La vitesse lente, constante quel que soit le régime du moteur, est problématique en cas de vent ou d'ascendances [16].



Figure 1.13 – Drone parapente

Tableau. 1.2 - Comparatif des drones à voilures tournantes [16]

TYPE	AVANTAGES	INCONVENIENTS
Helicopter traditional	Performance. Autorotation possible. Manœuvrabilité. Endurance (quand motorisation thermique).	Complexité. Taille. Danger des rotors.
Multi rotor à pas variable	Centralisation du bloc moteur qui permet une motorisation thermique de grande endurance.	Complexité
Helicopter à rotor contrarotatif	Les mêmes que l'hélicoptère traditionnel, avec en plus un encombrement moindre.	Idem aux hélicoptères traditionnels.
Aile battante	Pas de danger d'hélice. Confondu avec un oiseau.	Fragilité. Complexité. Faible charge utile.
Convertible	Performance théorique d'endurance et de décollage vertical.	Complexité technique. Transition délicate entre vols vertical et horizontal.

1.2.2.2 CLASSEMENT SELON LA TAILLE ET LE RAYON D'ACTION

Nous présentons une notre classification des drones en fonction de leurs tailles, leur rayon d'action, leur endurance et leurs altitudes.

1.2.2.2.1 Drones HALE (Haute Altitude Longue Endurance)

Plus de 15 000 m d'altitude et 24 heures et plus d'endurance. Ce drone utilisé pour des missions de reconnaissance, désignation d'objectifs et d'observation des dommages de combat. Ils sont habituellement exploités par les forces aériennes à partir de bases fixes. La figure (1.14) présente le drone HALE RQ-4 Global Hawk utilisé pour des missions de reconnaissance ou de désignation de cibles.

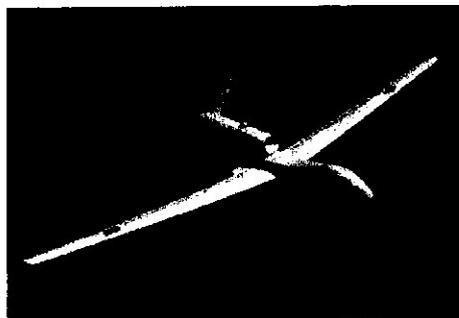


Figure 1.14 – HALE RQ-4 Global Hawk

1.2.2.2.2 Drones MALE (Moyenne Altitude Longue Endurance)

Ils ont une autonomie d'une trentaine d'heures et peuvent voler entre 5 000 et 15 000 mètres d'altitude, et 24 heures d'endurance. Leurs rôles sont similaires aux systèmes HALE mais fonctionnent généralement à des intervalles un peu plus courts pouvant dépasser encore 500 km à partir de bases fixes. La figure (1.15) présente le drone MALE RQ-1 Predator tirant un missile Hellfire.

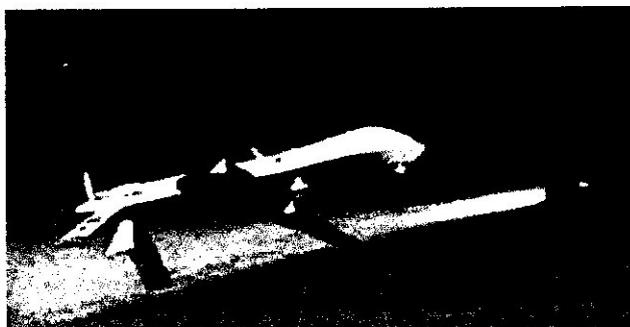


Figure 1.15 – MALE RQ-1 Predator

1.2.2.2.3 Drones TUAV (Tactical Unmanned Aerial Vehicle)

Ils ont un rayon d'action jusqu'à plus de cent kilomètres, une autonomie d'une dizaine d'heures et peuvent voler à une altitude opérationnelle de 200 à 5 000 mètres. Ces drones sont plus petits et fonctionnent dans des systèmes plus simples que HALE ou MALE et sont exploités également par l'armée et la marine.



Figure 1.16 – Drone TUAV Sperwer

1.2.2.2.4 Drones de combat UCAV (Unmanned Combat Air Véhicule)

Ils sont équipés de systèmes d'armes ou de recueils de renseignements. Ils sont destinés à accomplir des missions de reconnaissance, d'attaque, de tir, et d'occupation de l'espace aérien sur de très longues périodes, pouvant embarquer une charge utile létale. A l'heure actuelle, ces drones se trouvent au stade des études ou de la réalisation de prototypes comme l'exemple de X-45 de Boeing.



Figure 1.17 – Drone UCAV X-45 Boeing

1.2.2.2.5 Mini drones MAV (Mini Air Véhicule)

Ils ont une endurance de quelques heures et des dimensions de l'ordre du mètre. Ils peuvent voler jusqu'à un plafond de 300 mètres et fonctionner à des distances allant jusqu'à environ 30 kilomètres en emportant une charge utile très légère.

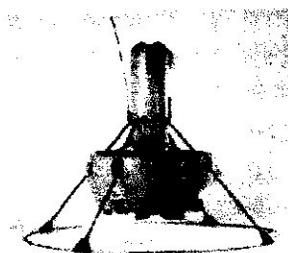


Figure 1.18 – MiniAV Hovereye

1.2.2.2.6 Micro/Nano drones

Ils désignent des appareils d'une taille inférieure à quinze centimètres, de quelques dizaines à quelques centaines de grammes. L'autonomie est d'environ une vingtaine de minutes pour un rayon d'action d'une dizaine de kilomètres. Ils pourraient accomplir des tâches dont des engins plus gros sont incapables [14][19].



Honeywell "RQ-16 T-Hawk"



Prox Dynamics "Hornet 3"

Figure 1.19 – Micro/Nano UAV

1.2.2.2.7 RPH (Remotely piloted helicopter)

Les RPH sont des véhicules aériens capables d'effectuer le décollage vertical et l'atterrissage. Ils sont normalement utilisés dans des missions nécessitant un vol stationnaire. Les drones à voilure tournante sont également moins sensibles à la turbulence de l'air par rapport aux drones à voilure fixe de dimensions similaires. Ces derniers sont aussi appelés drones de décollage vertical VTUAV (Vertical Take-off UAV) [21].

Tableau 1.3 Classement selon la taille, le rayon d'action et l'altitude [26]

Catégorie	Acronyme	Poids maximum au décollage (kg)	Altitude de vol maximale (km)	Endurance (h)	Exemple
Micro/Mini drones	MAV	0.10	0.25	1	<i>Microbat</i>
	Mini	< 30	0.15- 0.3	< 2	<i>Aladin</i>
Drones tactiques	CR	150	3	2 - 4	<i>R-Max</i>
	SR	200	3	3 - 6	<i>Phantom</i>
	MR	150 - 500	3 - 5	6 - 10	<i>Hunter B</i>
	LR	-	5	6 - 13	<i>Vigilante 502</i>
	EN	500 - 1 500	5 - 8	12 - 24	<i>Aerosonde</i>
	MALE	1000- 1500	5 - 8	24 - 48	<i>Predator-IT</i>
Drones Strategies	HALE	2500-12 500	15 - 20	24 - 48	<i>Global Hawk</i>
Drones spécialisés	LET	250	3 - 4	3 - 4	<i>Harpy</i>
	DEC	250	0.05 - 5	< 4	<i>Nulka</i>
	STRATO	À déterminer	20 - 30	> 48	<i>Pegasus</i>
	EXO	À déterminer	> 30	À déterminer	<i>MarsFlye</i>

1.3 MOUVEMENTS POSSIBLES D'UN DRONE QUADRI ROTOR

Il existe trois mouvements possibles pour un quadrirotor : le lacet, le tangage et le roulis.

1.3.1 Le Lacet

La rotation autour de l'axe z est appelée lacet (Yaw) en aéronautique. Lorsque les moteurs tournent à vitesse égale, le couple d'anti-rotation est nul et l'hélicoptère ne tourne pas. Pour modifier l'angle de lacet (ψ), il faut faire varier la vitesse de rotation sur le couple d'hélices un et trois ou deux et quatre en fonction de l'angle désiré sur le lacet (Figure 1.20).

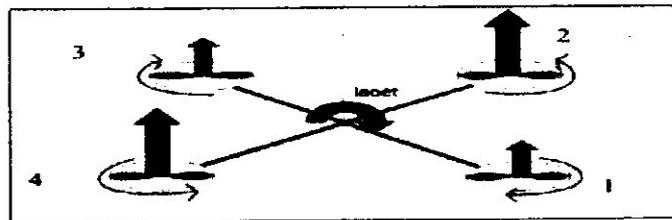


Figure 1.20 – Mouvement de lacet

En effet lorsque l'on projette les forces aérodynamiques exercées par l'air sur la pale, on s'aperçoit qu'un rotor a toujours tendance à faire tourner le micro hélicoptère dans le sens inverse de sa rotation (Figure 1.21).

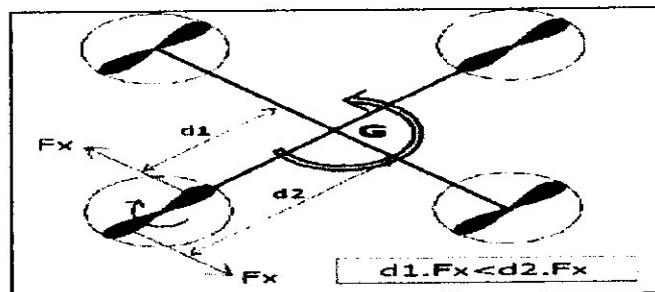


Figure 1.21 – Forces aérodynamiques

1.3.2 Le Tangage et le Roulis

Le roulis et le tangage sont des mouvements qui provoquent l'inclinaison de la quadrirotor selon les axes horizontaux (Figure 1.22). Ces mouvements peuvent être assurés par le drone en agissant sur la vitesse de l'un des quatre moteurs et par conséquent sur la force des rotors.

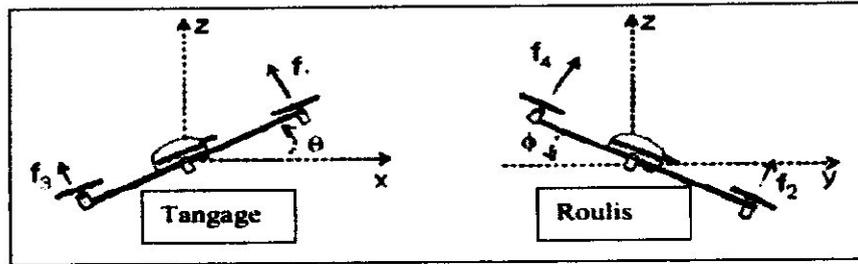


Figure 1.22 – Tangage et Roulis

La rotation autour de l'axe Y est appelée tangage (Pitch) en aéronautique. Une variation de l'angle de tangage (θ) est obtenue grâce à une différence de vitesse entre les moteurs un et trois (Figure 1.23).

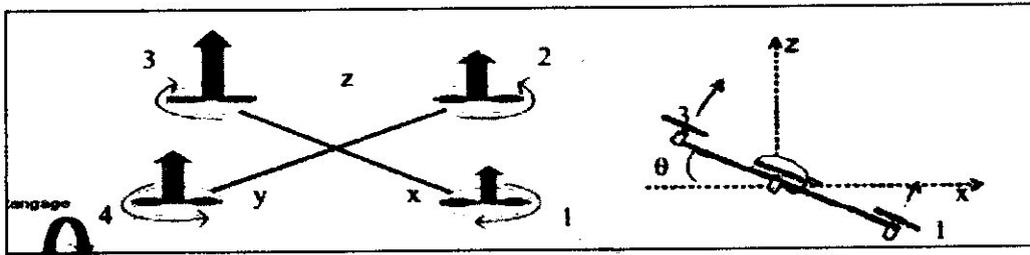


Figure 1.23 – Mouvement de Tangage

En aéronautique, la rotation autour de l'axe X est appelée roulis (Roll). Une variation de l'angle de roulis (ϕ) est obtenue grâce à une différence de vitesse entre les moteurs deux et quatre (Figure 1.24).

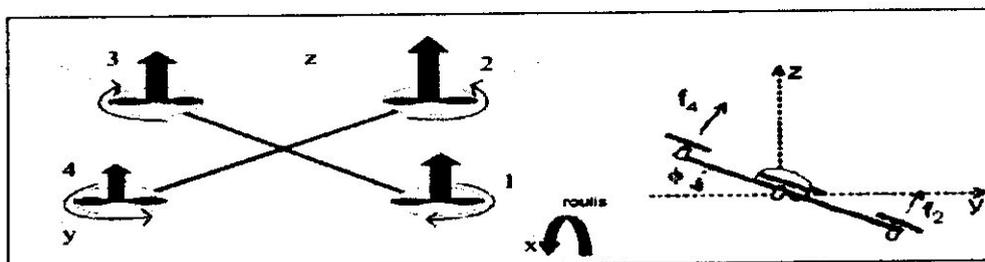


Figure 1.24 – Mouvement de Roulis

1.3.3 Mode de vol

En se basant sur les mouvements possibles, le drone peut effectuer trois modes de vol :

- vol vertical.

- vol stationnaire.
- vol de translation.

2.3.3.1 VOL VERTICAL

Dans le vol vertical, la résultante aérodynamique et le poids totale sont deux forces ayants la même direction mais de sens opposé [26]. L'hélicoptère peut monter ou descendre suivant l'effet aérodynamique soit supérieur ou inférieur au poids de l'appareil. Afin de planer, toute la force de portance devrait seulement être le long de l'axe z avec une grandeur exactement opposée à la force de pesanteur. Par conséquent, la poussée produite par chaque rotor doit être identique.

Les mouvements ascendant et descendant sont obtenus par la variation de la vitesse de rotation des moteurs par conséquent la poussée produite. Si la force de portance est supérieure au poids du quad-copter, le mouvement est ascendant, et si la force de portance est inférieure au poids du quad-copter le mouvement est descendant [26].

2.3.3.2 VOL STATIONNAIRE

Quand la force de portance et celle de pesanteur sont égales et opposées, l'hélicoptère reste immobile. On parle de vol stationnaire.

2.3.3.3 VOL DE TRANSLATION

Le vol de translation correspond à la navigation de l'hélicoptère sur un plan horizontal. Il est assuré en se basant sur les mouvements d'inclinaison tangage et roulis.

1.4 CONSTITUTION DU DRONE

Le développement des drones connaît un essor croissant depuis quelques années et ce en raison des grands avancements faits dans le domaine des capteurs et des cartes électroniques qui sont de plus en plus légers et performants et aussi le développement des batteries qui a permis de réduire considérablement le poids de celle-ci pour une autonomie plus importante.

1.4.1 Autopilote

L'autopilote constitue le centre nerveux du drone dont il assure à minima la stabilité (dans ce cas, il est simplement appelé « contrôleur »). L'autopilote, qui tient aujourd'hui dans le creux de la main, résume à lui seul les progrès de miniaturisation et de fiabilité de la robotique pour ces vingt dernières années.

L'autopilote se présente sous la forme d'un ou de deux circuits imprimés. Il contient le processeur principal, des capteurs, de la mémoire et de nombreuses interfaces dont le module GPS nécessaire à la navigation. Situé entre le récepteur radio et les actionneurs, il est solidement fixé au châssis, le plus près possible du centre de gravité. Il est programmé avec un logiciel contenant toutes les informations nécessaires à la gestion du vol [16].

1.4.2 Les batteries

Un des gros problèmes rencontrés dans la navigation des drones est la durée du vol. Il a été donc donné une grande importance à l'étude énergétique et l'économie de celle-ci, et cela passe par le choix entre autres des moteurs des batteries et des hélices. La batterie doit être de la plus forte densité énergétique possible et doit accepter un taux de décharge important, qualité qui font se distinguer les batteries au lithium polymère [23][16].



Figure 1.25 – Batteries

1.4.3 La propulsion

Les drones utilisent des moyens de propulsion comme les moteurs électriques du commerce ou des moteurs thermiques de petites cylindres issus aussi de l'aéromodélisme.

1.4.3.1 LE MOTEUR ELECTRIQUE

Peu ou pas utilisé pour la motorisation de grands véhicules (aériens ou terrestres) à cause des faibles performances des accumulateurs électriques (conséquences : masse des accumulateurs embarqués trop élevée ou autonomie trop réduite), le moteur électrique retrouve ses lettres de noblesse pour la propulsion des véhicules modèles réduits. L'aéromodélisme utilise beaucoup ces moteurs pour la propulsion d'avions modèles réduits qui, équipé de moyens d'autopilotage et de surveillance, deviennent de vrais drones miniatures. Pour ce type d'application, deux types de moteurs électriques existent [20] :

- le moteur à courant continu avec balais,
- le moteur synchrone sans balais ou "brushless".



Figure 1.26 – Moteur brushless

Moteur à courant continu avec balais

1.4.3.2 LE MOTEUR THERMIQUE

A grande échelle, le principal mode de propulsion est le moteur thermique qui est alimenté par des carburants à fort pouvoir calorifique. Le principal inconvénient de ce type de moteur pour son utilisation dans des modèles réduits est sa signature acoustique très importante, ce qui est très préjudiciable pour un véhicule qui se veut discret ! De plus, son utilisation s'accompagne d'une pollution atmosphérique locale qui, par exemple, peut perturber une mission se déroulant dans des espaces confinés [20].

Malgré cela, ce mode de propulsion est très performant avec, certes, des rendements thermomécaniques inférieurs à 30 % mais les énergies massiques des carburants pétroliers proches des 12 kWh/kg compensent ces faibles rendements.

1.4.4 Les hélices

Les multi rotors fonctionnent avec des paires d'hélices à pas normal (horaire) et à pas inversé (antihoraire). Il faut respecter le type de pas, sous peine de voir le multi rotor se retourner au décollage.

Les matériaux utilisés sont par ordre croissant de prix et de performance : le nylon (plastique), le bois (généralement le hêtre), et le carbone. Les hélices en bois ont le mérite d'être moins dangereuses en cas de choc. Le métal, réservé à l'aviation générale, est utilisé pour les drones de grande taille. L'hélice peut être fixe ou repliable pour prévenir la casse. Il est pratique de pouvoir replier ces éléments fragiles lors du transport, ce qui offre un gain de place appréciable.

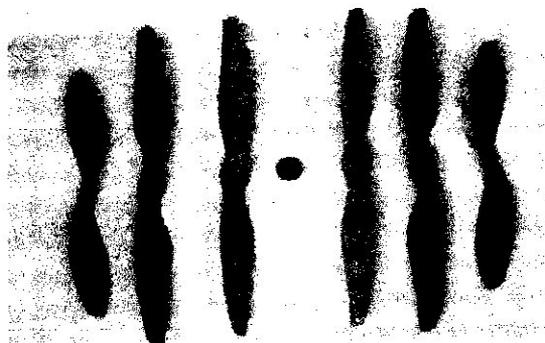


Figure 1.27 – Les hélices

1.4.5 Les capteurs

Une grande variété de systèmes capables de produire des mesures tridimensionnelles ont été développés pour permettre de réaliser une loi de commande pour un vol autonome d'un drone. Pour cela, il faut avoir toutes les mesures nécessaires (position, orientation, vitesse, accélération,...) et en temps réel [23].

Les capteurs constituent l'une des parties importantes pour la stabilité et l'autonomie d'un véhicule. Leur rôle est de convertir une grandeur physique en un signal analogique, numérique ou logique. Ils sont caractérisés par quatre critères : l'étendue de mesure, la sensibilité, la rapidité et la précision. En général, les drones s'intéressent aux grandeurs suivantes [14] [24] :

- Position (coordonnées géographiques).
- Vitesse linéaire (selon les trois axes orthogonaux).
- Vitesse angulaire (vitesse de rotation autour des trois axes orthogonaux).
- Position angulaire ou attitude (roulis, tangage et lacet).

1.4.5.1 LES CAPTEURS A ULTRASONS

Le capteur à ultrasons est un capteur télémétrique composé d'un émetteur, d'un récepteur et d'un microcontrôleur PIC. Ils fonctionnent en mesurant le temps de retour d'une onde sonore inaudible émise par le capteur. La vitesse du son dans l'air étant à peu près stable, on en déduit la distance de l'obstacle. Il sert à mesurer la distance qui le sépare d'un obstacle se situant devant lui [22]. L'inconvénient de ces capteurs est qu'on ne connaît pas le premier obstacle qui va être touché par l'onde émise ou bien, durant le mouvement de l'objet, l'onde peut tomber sur des obstacles différents à chaque instant et à des distances différentes [23].

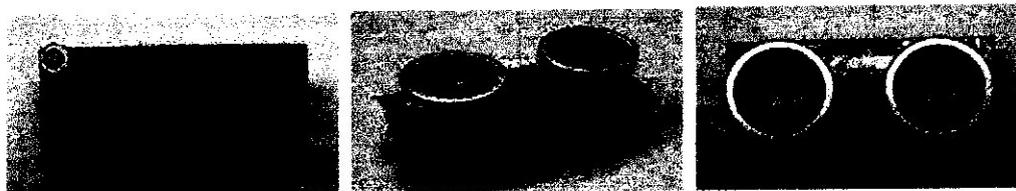


Figure 1.28 – Capteur à ultrasons

1.4.5.2 LE TELEMETRE LASER

Le télémètre Laser est un système de haute performance et très onéreux. Il mesure le temps de vol en observant le retard entre l'onde émise et l'onde reçue et également il mesure la distance entre le télémètre et le premier obstacle rencontré.



Figure 1.29 – Télémètres laser

1.4.5.3 LA CENTRALE INERTIELLE

La centrale inertielle est un dispositif muni essentiellement de gyromètres et d'accéléromètres. Le gyromètre permet de mesurer la vitesse angulaire. Il existe des gyromètres mécaniques ou gyroscopes, des gyromètres en céramique et des gyromètres laser. Un gyroscope mécanique est constitué essentiellement d'une masse qui tourne sur elle-même permettant ainsi d'avoir une direction (l'axe de rotation) qui ne change pas (principe de la toupie). La précision et le poids des gyromètres varient en fonction du prix. Un accéléromètre est un dispositif destiné à mesurer l'accélération d'un mobile. L'accéléromètre est un composant de base des navigateurs inertiels. Il est typiquement constitué de trois éléments : un bâti solide du mobile dont on veut connaître les accélérations et une masse sismique reliée par une lame flexible au bâti support [23].

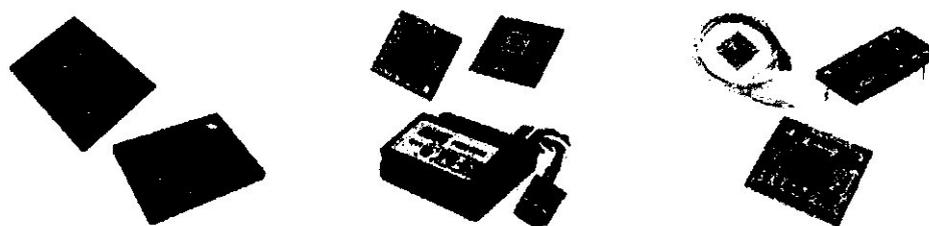


Figure 1.30 – Centrale inertielle

1.4.5.4 LA CARTE INTELLIGENTE

La carte intelligente est l'élément principal dans le drone. Cette carte doit gérer l'ensemble des capteurs montés sur le drone (sauf la caméra, les images sont transmises directement sur la base au sol) [11].

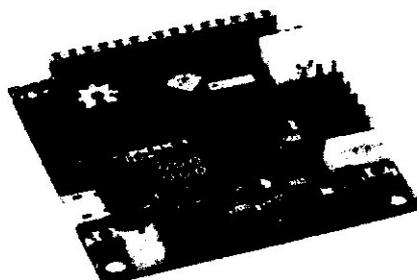


Figure 1.31 – Carte intelligente

1.4.5.5 LE SYSTEME DE LOCALISATION GPS

Le GPS (Global Positioning System) permet de connaître la position du drone en trois dimensions (x, y, z). C'est un système de positionnement par satellites dont l'information de position est envoyée par des satellites en orbite autour de la terre [22]. Actuellement, en utilisant certaines techniques particulières, la précision peut atteindre le mètre, mais dans son utilisation basique elle est de l'ordre de 50 mètres lorsqu'il n'y a aucun filtrage [23].

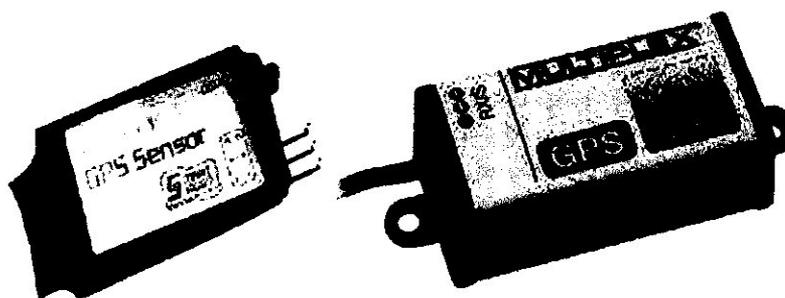


Figure 1.32 – Capteur GPS

1.4.5.6 LA CAMERA

La caméra 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 [22].

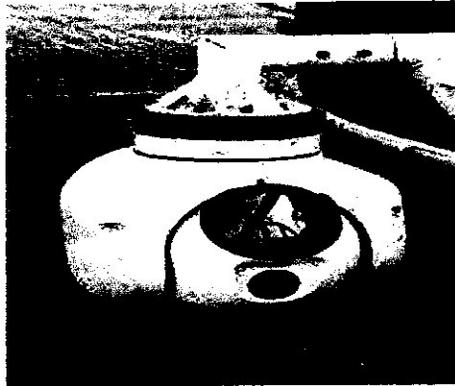


Figure 1.33 – Caméra thermique

1.4.5.7 LE SYSTEME 3D TRACKER (POLHEMUS)

Le système 3D Tracker est un capteur de position qui fonctionne avec un capteur de champ magnétique produit par une antenne. Il permet de mesurer la position (x, y, z) et l'orientation (ψ , θ , ϕ) en trois dimensions de l'objet volant.



Figure 1.34 – Système 3D tracker

1.4.6 Le microcontrôleur

Le microcontrôleur est une partie très importante dans la réalisation de tous les systèmes embarqués. En effet, c'est lui qui regroupe, extrait et calcule toutes les informations dont dispose le véhicule aérien.



Figure 1.35 – MICROCONTROLEUR

L'architecture générale embarquée d'un drone est constituée par un microcontrôleur, une structure multiprocesseur "ordinateur de bord" et les capteurs nécessaires pour la navigation (voir Figure 1.36). Ces composants seront montés dans des modules

interchangeables. Le microcontrôleur gère tout le processus de commande. Il réalise le calcul de la loi de contrôle et l'envoi des signaux d'entrées de commande directement aux moteurs électriques.

La structure multiprocesseur permet l'acquisition, le traitement des images vidéo et les données GPS et la communication avec une station au sol.

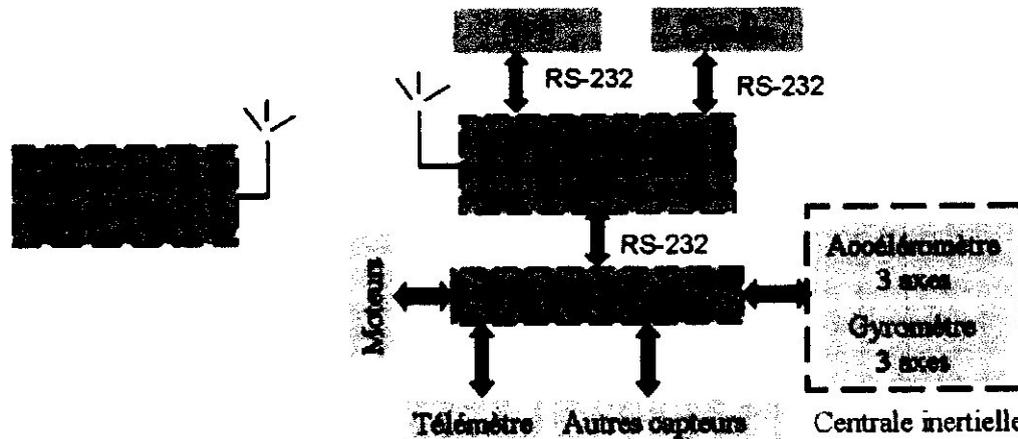


Figure 1.36 – Schéma Synoptique de l'architecture embarquée

1.5 TECHNIQUES DE COMMANDE DES VTOL

Pour qu'un véhicule soit dit "autonome", il est nécessaire d'exploiter des algorithmes permettant l'élaboration des tâches de navigation, de guidage et de pilotage. La figure 1.37 représente la boucle dans laquelle sont définis de manière découplée des algorithmes de navigation, de guidage et de pilotage. La tâche de navigation consiste à estimer les informations relatives à l'état du véhicule (position, vitesse, orientation) qui veut déterminer sa localisation par rapport à un référentiel connu. Le système de guidage exploite ces informations afin de suivre une trajectoire de référence et fournit à cet effet des consignes d'accélération et d'angles d'attitude qui seront ensuite appliquées par la boucle de pilotage. Par la suite, le système de pilotage fournit une traduction des spécifications émanant du guidage en termes d'efforts à réaliser par l'intermédiaire des différents actionneurs équipant le véhicule. Plusieurs travaux de recherche ont été développés pour construire les algorithmes de guidage et de pilotage [27][12]. La commande des engins volants à voilure tournante a motivé de nombreuses études dans les dernières décades. La classe des véhicules à capacité de vol quasi-stationnaire est par nature instable et l'introduction de lois de commande stabilisantes s'est révélée rapidement indispensable pour soulager la charge de travail du pilote. Nous présentons ici un état de l'art sur les diverses stratégies de commandes utilisées dans la littérature sur les modèles des engins volants à voilure tournante.

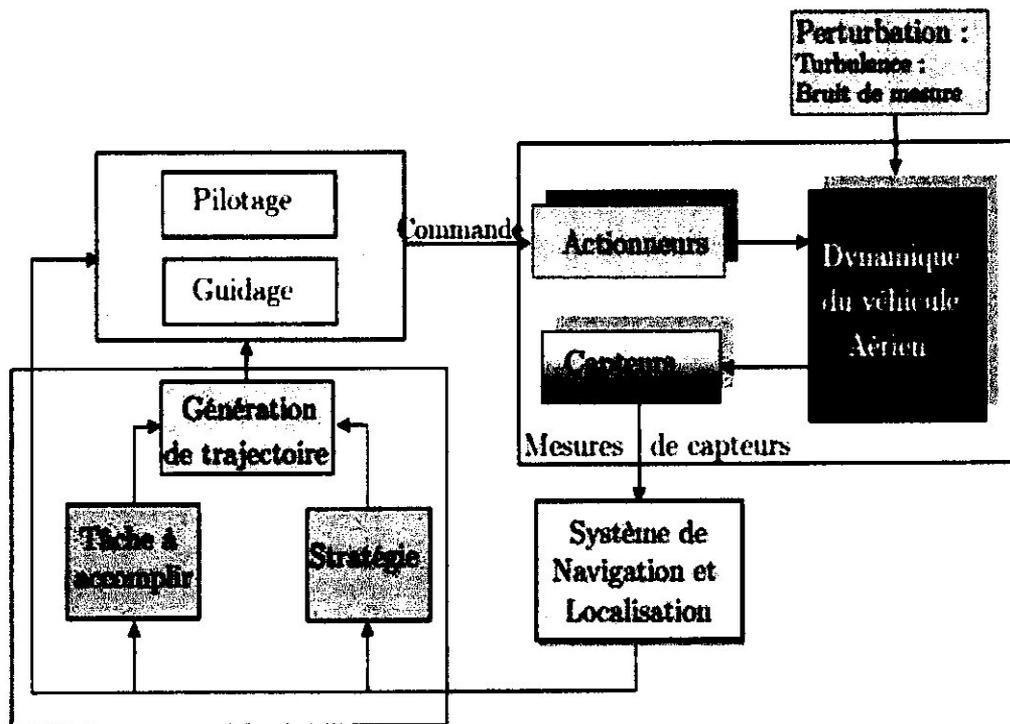


Figure 1.37 – Boucle de guidage-pilotage

1.5.1 Commandes par retours d'états linéaires

Les drones à voilures tournantes sont en général des systèmes sous-actionnés, fortement non linéaires, naturellement instables, contenant des couplages entre les différents axes et qui peuvent être soumis à des perturbations importantes (comme le vent par exemple). Cependant, ces modèles peuvent être linéaires autour du vol quasi-stationnaire, c'est-à-dire, les vitesses de translation et d'orientation sont faibles, ce qui permet de négliger les couplages entre ces différentes axes, et par conséquent, nous obtenons un modèle dynamique simplifié et découplé en quatre sous-systèmes mono entrée-mono sortie de la dynamique de l'engin autour du point d'équilibre, qui représente : le sous-système d'altitude, le sous-système de mouvement longitudinal, le sous-système de mouvement latéral et le sous-système de lacet. Ces quatre systèmes sont indépendants et commandable, les techniques de commande linéaire peuvent donc être utilisées facilement.

Plusieurs techniques de commande linéaire classiques et modernes ont été appliquées avec succès pour améliorer la stabilité du vol de plusieurs plateformes de drones VTOL.

Par mieux, la conception d'une loi de commande classique par un correcteur proportionnel est largement appliquée : la sortie du correcteur est proportionnelle à l'écart entre la valeur fournie par les capteurs et la consigne. L'ajout des termes dérivé et intégral

pour construire un contrôleur PID (Proportionnel Intégral Dérivé) a permis d'améliorer les performances de cette commande (le temps de réponse et l'erreur statique). Cette approche a été testée avec succès sur un grand nombre de plateformes expérimentales comme l'hélicoptère Yamaha Rmax-50 [28], le quadrirotor [29] et l'iSTAR 9 [30].

Une autre technique de contrôle linéaire par placement de pôles a été utilisée dans [55] pour la stabilisation d'un hélicoptère coaxial dont l'objectif est d'améliorer la stabilité et la rapidité du système en boucle fermée par un choix judicieux des valeurs propres de sa matrice d'évolution (Les valeurs propres doivent être choisies avec une partie réelle strictement négative). Dans [31], nous trouvons une commande PD (Proportionnel Dérivé) pour stabiliser l'altitude et le lacet du quadrirotor. Dans [32], un correcteur PD et un correcteur PD² ont été utilisés afin de compenser les termes non-linéaires de la dynamique de rotation et assurer la stabilisation en attitude de quadrirotor.

Une autre approche étudiée pour améliorer les performances de commande utilise les méthodes optimales dites méthodes LQR (Linear Quadratic Regulator). Elle est également appliquée sur un modèle d'hélicoptère à quatre rotors afin de stabiliser leur attitude. L'idée de cette approche est de placer les valeurs propres du système en boucle fermée afin qu'un critère de performance quadratique soit minimisé [33]. L'avantage de cette commande est qu'elle possède intrinsèquement de très bonnes propriétés de robustesse.

Deux méthodes d'optimisation H_2 et H_∞ sont utilisées afin de minimiser la norme d'une fonction de transfert. On peut aussi citer les travaux de [34] qui utilise la commande pour le modèle linéaire de l'hélicoptère. Contrairement aux méthodes modernes et classiques (LQR, PD, PID), la méthode H_∞ permet de prendre en compte à la fois les performances et la robustesse de façon explicite. C'est pourquoi on l'appelle aussi méthode de commande robuste. Cette méthode de commande a été employée sur plusieurs drones à voilures tournantes [35].

Malgré la robustesse et la performance des contrôleurs linéaires évoqués ci-dessus, elles ne sont valables que sur un ensemble de conditions d'équilibre présélectionné (trajectoires à faible vitesse). Par conséquent, la présence des termes de couplage non-linéaires entraîne une dégradation des performances lorsque l'engin quitte le vol quasi-stationnaire. De plus, la linéarisation devient difficilement réalisable lorsque le véhicule est soumis à des rafales de vent inconnues. Pour pallier certaines des limitations et inconvénients des approches linéaires, une variété de contrôleurs de vol non-linéaires ont été développés et appliqués à plusieurs plateformes des VTOL.

1.5.2 Commandes non-linéaires

Les mini drones peuvent être contrôlés par plusieurs techniques de commandes linéaires et non-linéaires. Cependant, la présence d'une perturbation peut déstabiliser ces véhicules lorsqu'on applique des techniques linéaires. Les techniques de commande non-linéaires permettent d'améliorer les performances et la robustesse par rapport à des techniques linéaires en compensant les effets non-linéaires sur la dynamique. Dans la littérature, deux approches de commandes non-linéaires sont employées. La première consiste à rejeter la perturbation une fois son estimation ou sa mesure disponible (méthodes de commande adaptative). La deuxième consiste à rejeter la perturbation sans chercher à l'estimer ou la mesurer, comme les lois de commande robustes visant à garantir la stabilité de la boucle fermée par rapport à la présence d'une perturbation ou un défaut sans avoir une information sur son évolution. Parmi celles-ci, on trouve les commandes présentées ci-dessous.

1.5.2.1 COMMANDE PAR EXTENSION DYNAMIQUE

Les premières techniques de commandes non-linéaires appliquées aux modèles de véhicule à voilures tournantes ont été orientées vers l'extension de la dynamique du contrôleur par la linéarisation entrée-sortie développée par Hauser et Sastry [36]. La linéarisation entrée-sortie signifie donc la création d'une relation différentielle linéaire entre la sortie du système et sa nouvelle entrée à travers un difféomorphisme constitué de la sortie et de ses dérivées par rapport au temps, et par conséquent, la dynamique du système non-linéaire original sera répartie en deux parties : une partie externe par la linéarisation entrée-sortie et une partie interne non-mesurable correspondant à la dynamique des zéros. Cette méthode ne peut être utilisée que pour des systèmes à déphasage minimal, c'est-à-dire lorsque la dynamique de zéro est nulle ou stable pour que la commande en boucle fermée soit également stable. Koo et Sastry [36] ont proposé une linéarisation entrée-sortie approximative par ignorance de termes de couplages existants entre les forces et les moments. Il en résulte un système simplifié sans la dynamique des zéros que l'on peut qualifier de système à déphasage minimal. [37] propose une commande par linéarisation approximative utilisée en parallèle avec un observateur à modes glissants d'ordre supérieur pour un quadrirotor. L'observateur à modes glissants d'ordre supérieur travaille comme un estimateur de ces perturbations externes.

1.5.2.2 COMMANDE NON-LINEAIRE PAR BACKSTEPPING

La commande par l'approche de backstepping est une procédure récursive basée sur la théorie de la stabilité de Lyapunov pour concevoir les lois de commande dans le but de stabiliser le système non-linéaire sur l'ensemble du domaine de vol du véhicule et d'assurer la convergence asymptotique de l'erreur de poursuite. Cette méthode s'applique à la classe des systèmes dite en "strict feedback". Le processus de backstepping commence en construisant à chaque itération une fonction de stockage qui intègre l'écart entre les sorties régulées du système et les objectifs de commande. La convergence de cet écart vers zéro est garantie lorsque la dérivée de la fonction de stockage est définie ou semi-définie négative.

Le processus s'achève lorsque le vecteur de commande du système apparaît. L'avantage de la technique du backstepping est sa flexibilité pour le choix des fonctions stabilisantes qui sont choisies simplement sans éliminer tous les termes non-linéaires afin de rendre la fonction de stockage définie ou semi-définie négative. Cependant, en présence d'incertitudes de modèles et des perturbations, la méthode de backstepping ne peut pas garantir la stabilité du système en boucle fermée. De ce fait, les modifications sont généralement nécessaires pour améliorer la méthode de backstepping standard.

L'une des modifications populaires est la commande adaptative par la méthode de backstepping. Cette commande permet de rejeter la perturbation une fois son estimation ou sa mesure disponible. Plusieurs travaux basés sur cette méthode de commande ont été développés et testés avec succès sur un grand nombre de plateformes expérimentales comme l'hélicoptère [38], les birotors dans [39] et le quadrirotor dans [40].

1.5.2.3 COMMANDE HIERARCHIQUE

Dans la théorie des systèmes hiérarchiques, un système global peut être considéré comme une famille de sous-système en cascade. Chaque sous-système possède des canaux entrées-sorties pour les échanger avec les unités de haut niveau. Le haut niveau est celui qui permet à l'engin d'évoluer de manière autonome. La partie bas-niveau se charge de faire évoluer l'engin de manière à atteindre les valeurs reçues par la boucle haut niveau. Dans [39], Pflimlin applique la commande hiérarchique par backstepping pour un mini-drone à hélice carénée et [27] pour l'hélicoptère Benzin Acrobatic de Vario. Dans [39] Kendoul propose une technique de commande hiérarchique basée sur un contrôleur PID pour le quadrirotor. Cette commande consiste à décomposer le système de l'engin en deux sous-systèmes. Le premier sous-système comprend la dynamique de translation, correspondant à la dynamique lente, et le deuxième comprend la dynamique de rotation correspondant à la

dynamique rapide. La principale difficulté de cette structure de commande est alors de démontrer la stabilité du système global en boucle fermée et de garantir de bonnes performances ainsi qu'un comportement robuste vis-à-vis des perturbations.

1.5.2.4 COMMANDE NON-LINEAIRE PAR MODES GLISSANTS

La commande par modes glissants (SMC) est une des techniques de commandes robustes les plus utilisées pour le contrôle des systèmes non-linéaires en raison de ses caractéristiques attrayantes de convergence en temps fini, de leur robustesse aux incertitudes paramétriques et aux perturbations et de leur relative simplicité d'élaboration. Cette technique de commande a été testée avec succès sur un grand nombre de plateformes comme le quadrirotor [33] et le birotor coaxial dans [40]. Les commandes par modes glissants sont réalisées de manière à contraindre les trajectoires du système à atteindre et rester dans un voisinage d'une surface dite de commutation ou de glissement après un temps fini. Il y a deux principaux avantages à une telle approche. Tout d'abord, le comportement dynamique résultant peut être déterminé par le choix d'une surface adéquate. Ensuite, la réponse du système en boucle fermée présente de bonnes propriétés de robustesse vis-à-vis des perturbations, ce qui fait de cette méthode une candidate sérieuse dans la perspective de l'élaboration de commandes robustes. Cependant, l'inconvénient majeur de SMC c'est le phénomène de broutement ou encore "*chattering*", qui consiste à une grande oscillation autour de la variable de glissement.

1.5.2.5 LA COMMANDE ADAPTATIVE

La commande adaptative est née du besoin de contrôler des systèmes inconnus et des systèmes variantes dans le temps. Elle consiste à rejeter la perturbation une fois son estimation ou sa mesure est disponible. Donc, c'est un moyen d'adaptation en temps réel de la loi de commande pour tenir en compte des incertitudes. Les méthodes de commande adaptatives peuvent être classées en deux approches. La première dite « directe » consiste à estimer l'information pour adapter la loi de commande de l'erreur de suivi de trajectoire tandis que les méthodes dites « indirecte » utilisent l'entrée et la sortie du système pour estimer les paramètres du modèle dynamique utilisés lors de la synthèse de loi de commande.

1.6 CONCLUSION

Au cours du chapitre 1, nous avons brièvement présenté le contexte historique associé à l'apparition des premiers drones à voilures tournantes. Nous avons également vu les principales architectures de drones et leurs applications. Différentes configurations de

véhicules ont été mentionnées telles que : la famille des véhicules à voilure fixe, à ailes battantes et à voilure tournante. Nous avons détaillé les véhicules à voilure tournantes tels que : l'hélicoptère classique, les convertibles, et les voilures carénées...etc. Nous avons décrit une diversité des technologies de capteurs constituant un engin. Ensuite, nous avons présenté un état de l'art concernant les stratégies de commandes rencontrées dans la littérature pour ce type d'engins.

Dans le chapitre suivant, nous allons présenter la modélisation dynamique d'engins à voilure tournante de type quadrirotor pour laquelle nous allons définir des stratégies de commande et de navigation autonome.

Chapitre 2
Modélisation
d'un drone quadrirotor

2.1 INTRODUCTION

La modélisation occupe une part importante pour l'analyse de tous les systèmes, car il est indispensable de bien connaître le comportement du système physique et de son environnement. La modélisation des véhicules aériens autonomes est relativement complexe et requiert la connaissance de l'aérodynamique du véhicule étudié, de ses caractéristiques mécaniques ainsi que de la dynamique des actionneurs.

Les véhicules à voilures tournantes représentent actuellement la solution la plus performante pour combiner le vol quasi stationnaire avec le vol d'avancement. Dans la littérature, la modélisation et le développement de nouvelle formulation des hélicoptères a été le sujet de plusieurs travaux de recherche tel que : les travaux de martini [33], Cheviron [40] et Achour [27] sur les hélicoptères classiques, Jean Michel Pflimlin [39] pour le mini drone à hélice carénée, ainsi que les travaux de Koehl et de Chauffaut et ,Espinoza [41] sur les coaxiaux (à pas fixe et variable), ainsi les travaux de Hamel et Mahony [42], Lozano et al [31], Kendoul et al [39] sur les multi-rotors.

Dans ce chapitre, nous présentons le modèle dynamique générique d'un véhicule à voilure tournante de type quadrirotor [31] [43] [39]. Un quadrirotor peut être considéré comme un corps rigide à six degrés de liberté pour lequel on ajoute les forces et les moments aérodynamiques générées par ses actionneurs. Ensuite, on utilisera la formulation de Newton-Euler pour décrire sa dynamique.

Une quadrirotor est un hélicoptère composé de quatre rotors à voilure tournante. La figure ci-dessous représente une photo de notre drone quadrirotor. C'est un engin omnidirectionnel à décollage vertical et à atterrissage vertical (VTOL) capable de faire des vols stationnaires. Il est constitué de quatre pales à pas fixe accouplées à des moteurs à courant continu.[33]

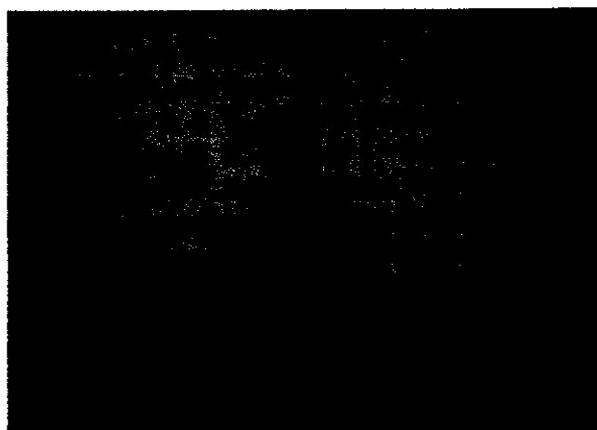


Figure.2.1 Vue globale de drone quadrirotor.

2.2 DEFINITION DES REPERES

Pour décrire la dynamique de vol de la quadrirotor figure (2.1), un ensemble de repères de base et notations doivent être définis. Le premier repère est le repère inertiel $R_0 = \{O, E_x, E_y, E_z\}$ ou repère de référence. Ce repère inertiel est lié à la Terre, et peut être considéré comme Galiléen. Ensuite, on considère $R_G = \{G, E1g, E2g, E3g\}$ un repère local ayant comme origine le centre de gravité du drone.[26]

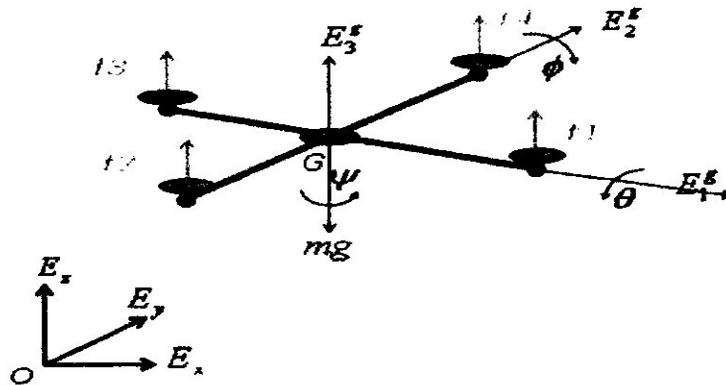


Figure.2.2 Les repères inertiel et local.

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

2.3 DEFINITION DES VECTEURS DE POSITION, DES VITESSES

La position du quad-rotor est définie par un vecteur exprimé dans le repère inertiel, allant de O^a à O^b . Ce vecteur est noté $\xi = [x \ y \ z]^T$. Ainsi, l'expression de la vitesse linéaire exprimée dans le repère inertiel est noté $\dot{\xi} = [\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T$.

En considérant les notations du domaine de l'aérospatiale, la vitesse linéaire exprimée dans le repère du châssis est noté $v = [u \ v \ w]^T$.

Les forces et les moments appliqués au centre de masse du quad-rotor, exprimés dans le repère du quad-rotor, sont respectivement $f = [f_x \ f_y \ f_z]^T$ et $\tau = [\tau_\phi \ \tau_\theta \ \tau_\psi]^T$. Le sens positif des moments est défini par la règle du sens trigonométrique. [26]

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

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

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

2.3.1 ANGLES D'EULER

On définit les angles de lacet, tangage et roulis (angles aéronautiques) de la façon suivante (Figure 2.3) :

- Rotation de $\varphi(t)$ autour de l'axe x (angle de roulis avec $-\pi/2 \leq \varphi \leq \pi/2$)
- Rotation de $\theta(t)$ autour de l'axe y (angle de tangage avec $-\pi/2 \leq \theta \leq \pi/2$)
- Rotation de $\psi(t)$ autour de l'axe z (angle de lacet avec $-\pi \leq \psi \leq \pi$)

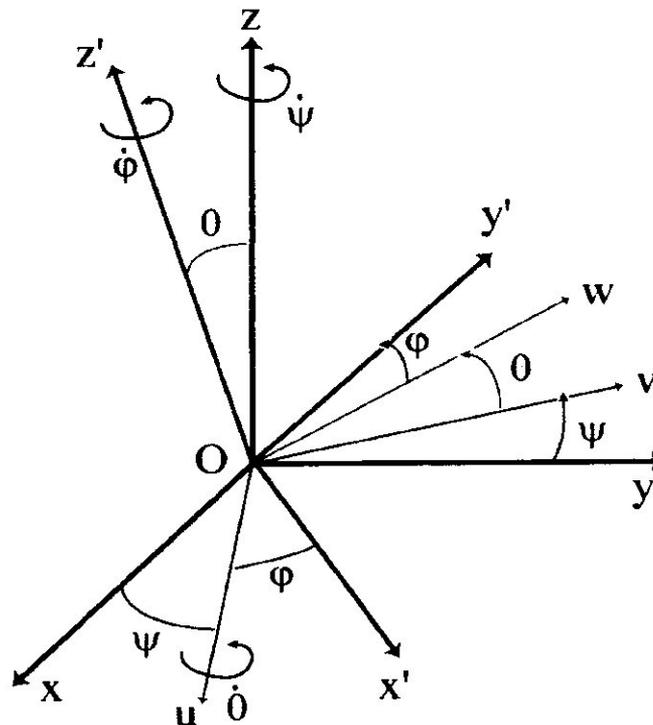


Figure.2.3 Définition des rotations et des angles d'Euler

Note : les écritures $\varphi(t)$, $\theta(t)$ et $\psi(t)$ seront notés φ , θ et ψ , pour la simplification. Pour décrire la position et l'orientation de l'hélicoptère dans le repère R_0 , un para métrisation en lacet, tangage, et roulis est utilisé [26].

La configuration de l'appareil est décrite au moyen de trois rotations élémentaires définies par les trois angles de rotation. Afin d'effectuer le passage du repère R_0 au repère R_G il est nécessaire d'effectuer trois rotations autour des trois axes : $R(E_x, E_y, E_z) \xrightarrow{H\psi} R(U, V, E_z) \xrightarrow{H\theta} R(E1g, V, W) \xrightarrow{H\phi} R(E1g, E2g, E3g)$ (2.2)

Où :

$R_0 = \{O, E_x, E_y, E_z\}$ est le repère de base.

$R_G = \{G, E1g, E2g, E3g\}$ est le repère local.

$R = \{U, V, E_z\}$ et $R = \{E1g, V, W\}$ sont des bases intermédiaires et $H\psi$, $H\theta$, $H\phi$ les matrices de rotation orthogonales.

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

$$R = Rot_z(\psi) \times Rot_y(\theta) \times Rot_x(\phi) \tag{2.3}$$

$$= \begin{bmatrix} c\psi & -s\psi & 0 \\ s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\theta & 0 & c\theta \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi & c\phi \end{bmatrix}$$

$$R = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & s\phi s\theta c\psi - s\psi c\phi & c\phi s\theta c\psi + s\psi s\phi \\ s\psi c\theta & s\phi s\theta s\psi + c\psi c\theta & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \tag{2.4}$$

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

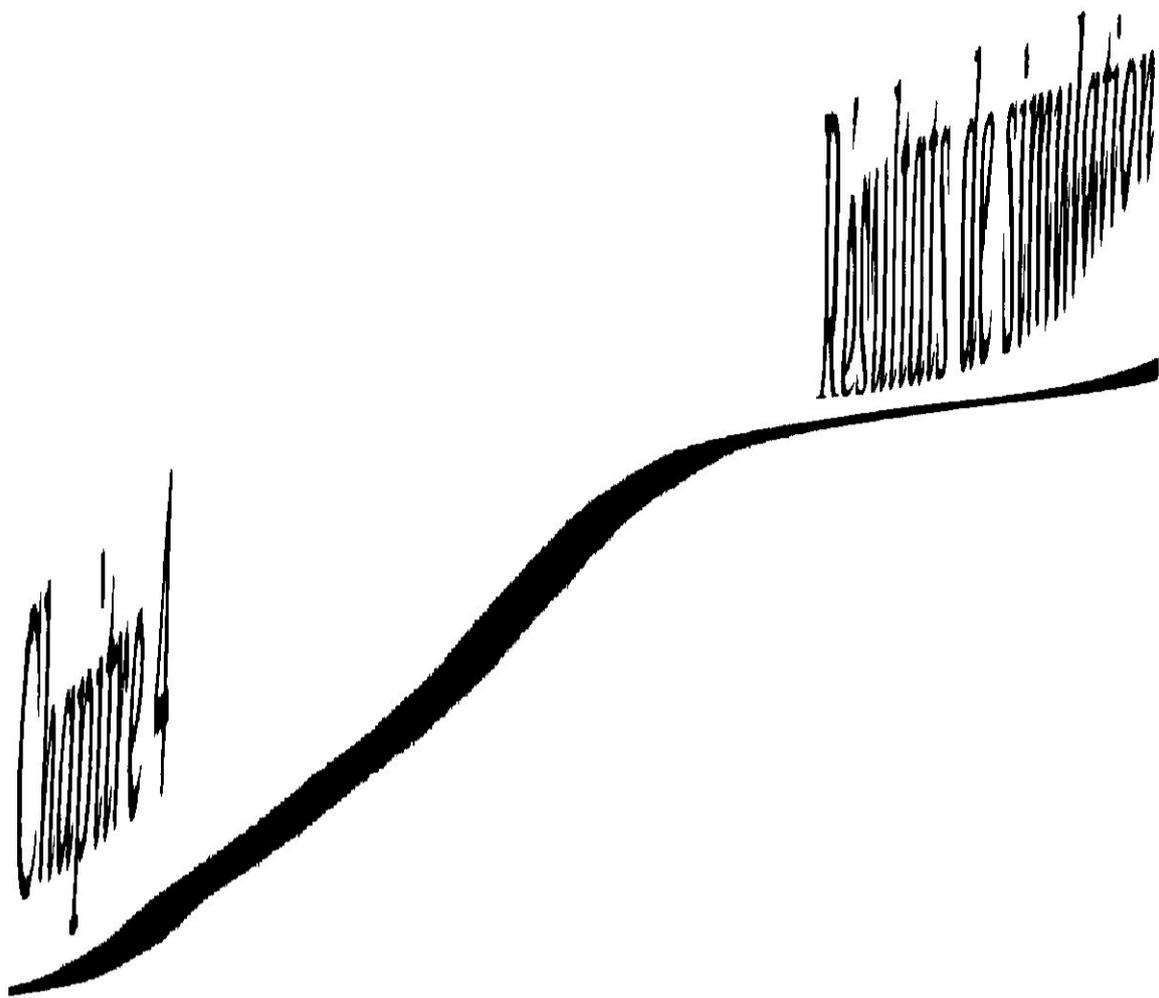
Les matrices de rotation ont plusieurs caractéristiques intéressantes tel que: [45]

- elles sont orthogonales. $RR^T = I \leftrightarrow R^T = R^{-1}$
- le déterminant de la matrice R : $\det(R) = 1$;
- les colonnes ou les lignes sont unitaires et mutuellement orthogonales.

Toute matrice qui respecte ces propriétés est considérée comme étant une matrice de rotation et fait partie d'un ensemble de matrices nommé orthogonal.

2.3.2. VITESSES ANGULAIRES

Les vitesses de rotations $\omega_1, \omega_2, \omega_3$ dans le repère fixe sont exprimées en fonction des vitesses de rotations $\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$ dans le repère mobile, on a :



4.4.3 Comparaison

Les deux systèmes de régulation donnent des résultats satisfaisants en simulation. Ils sont tous assez rapides et efficaces. Tous les signaux convergent vers le point d'équilibre. Ainsi, la poussée est toujours stable et positive.

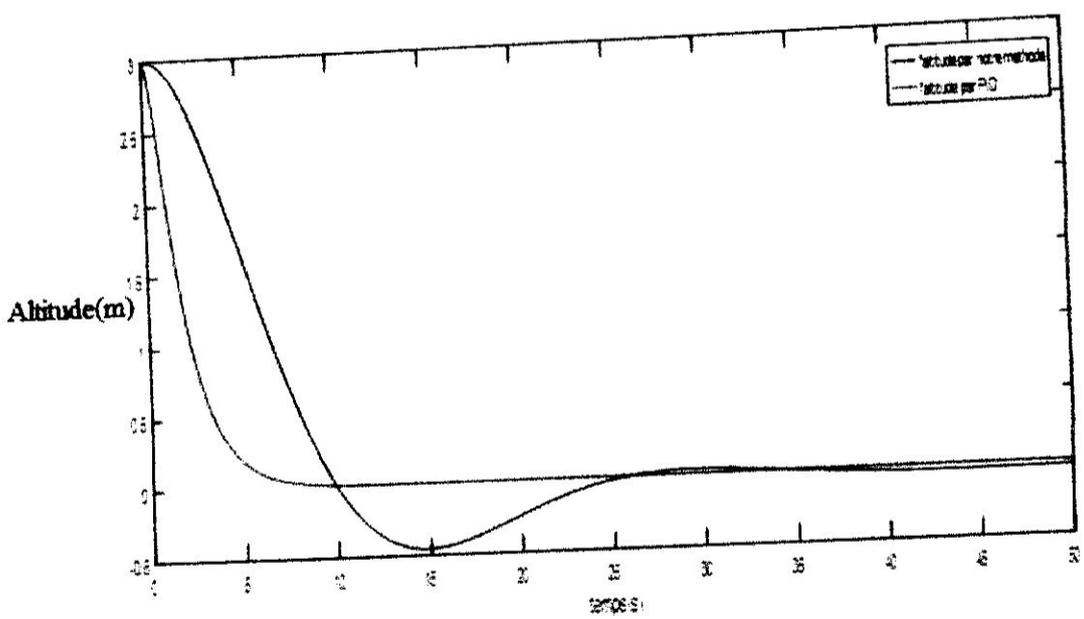


Figure 4.17-les courbes d'altitude

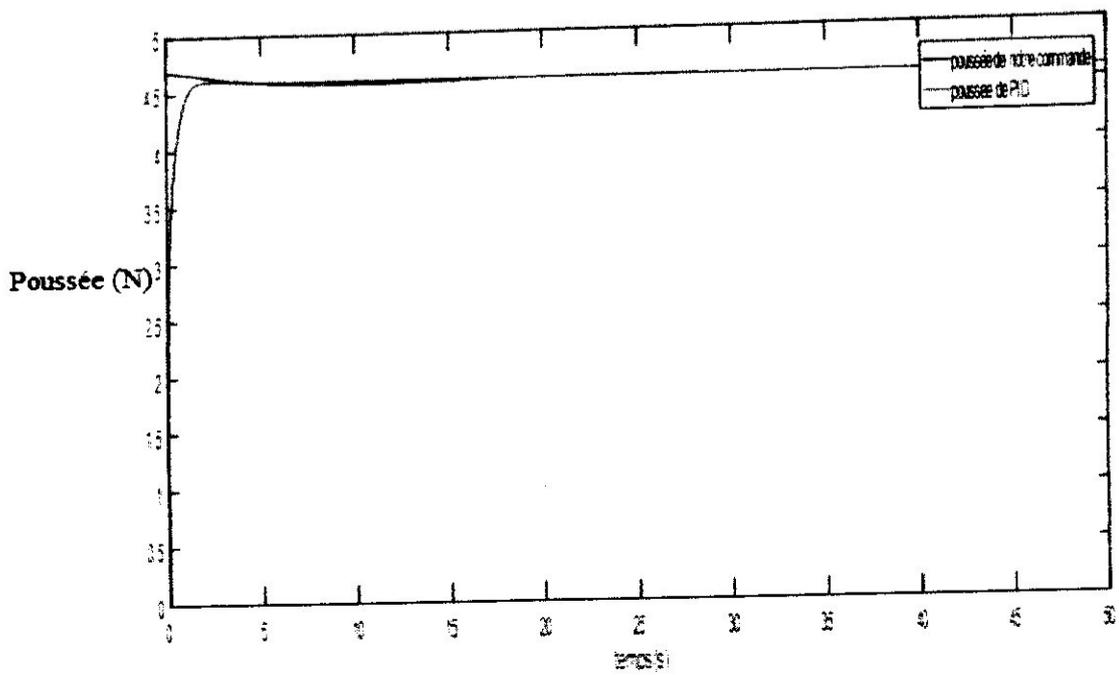


Figure 4.18-les courbes de poussée

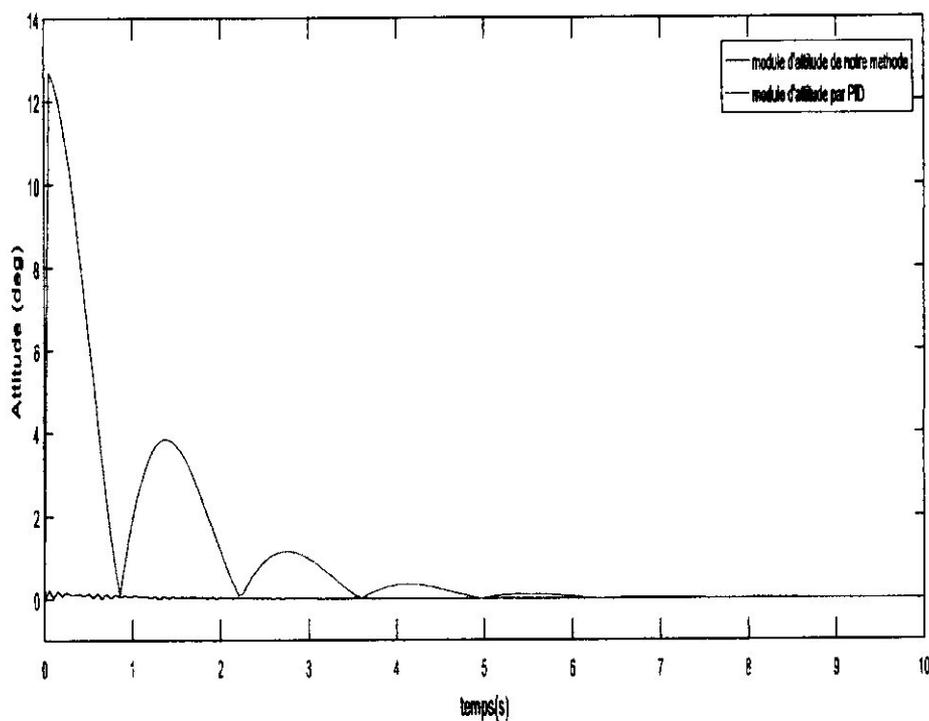


Figure 4.19-Variation de module d'attitude

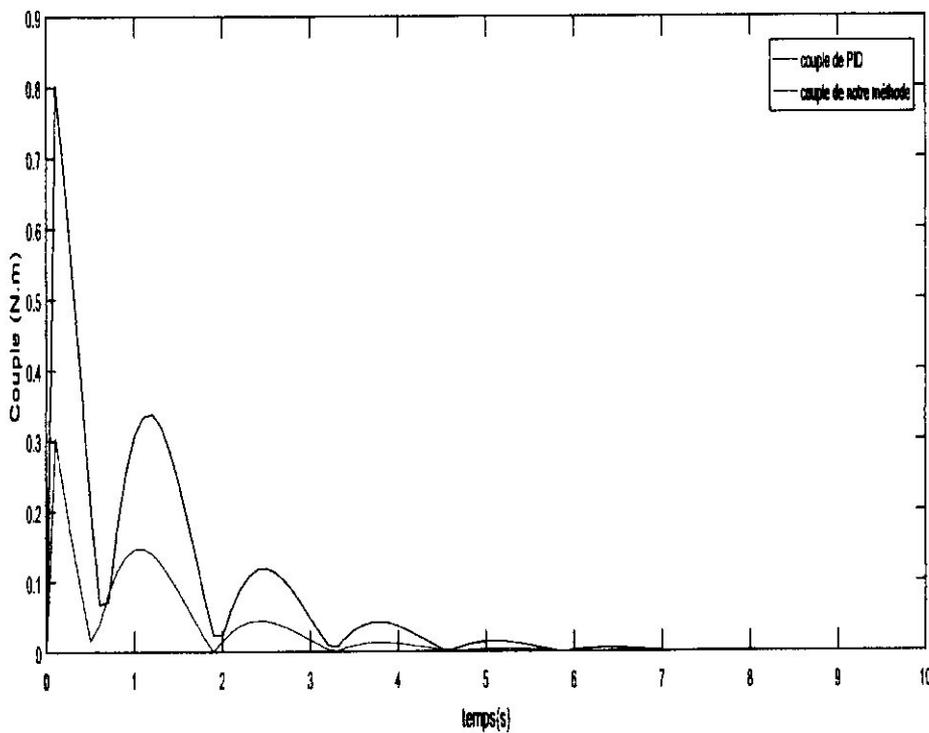


Figure 4.20-Variation de module de couple

Dans le contrôle d'attitude Figure(4.19) (4.20) ,on remarque très bien que la méthode de commande par les états virtuelles donne des résultats plus rapide par rapport au PID avec un temps de réponse moins que celle de PID avec des dépassements très petits $< 0.2^\circ$.Alors le système converge rapidement vers les angles désirés. Cela veut dire que notre méthode est plus robuste qu'une commande classique PID. Par contre la régulation par PID à l'avantage d'être plus facile à régler. Elle est aussi plus facile à mettre en œuvre sur un système réel car la programmation d'un régulateur PID par microcontrôleur est plus simple.

4.5. CONCLUSION

Dans cette partie, nous avons présenté une méthode de synthèse de lois de commande dans le cas où l'on ne dispose pas d'une mesure de l'état entier du véhicule, et plus particulièrement dans le cas où les mesures de vitesses sont indisponibles. L'approche proposée est basée sur l'introduction d'états virtuels dans la représentation de la dynamique du système et ne requiert pas l'utilisation d'un observateur.

On a simulé le système sous « Matlab », en utilisant cette méthode et on a comparé avec une méthode de commande par régulateur « PID ».

A partir des résultats obtenus, on a conclu que la méthode de présentation des états virtuels dans la dynamique de système est très puissante dans la commande non linière grâce à la convergence rapide de système et le temps de réponse qui est très petit dans la commande de rotation par rapport à celui de la méthode classique « PID ». La méthode détaillée dans ce mémoire peut être utilisée souvent dans le cadre de réalisation des drones où on ne dispose pas des capteurs pour mesurer les vitesses. Cela a l'avantage de minimiser nombre des capteurs et donc le poids de notre drone.

Conclusion générale

CONCLUSION GENERALE

Dans cette mémoire, nous nous sommes intéressés aux drones miniatures à voilure tournante VTOL, et plus précisément à l'élaboration de lois de commande permettant une automatisation de leur vol. Notre contribution dans ce domaine consiste en la proposition de différentes approches permettant la synthèse de lois de commande en prenant en compte les difficultés spécifiques à ce type de véhicules et à leurs applications : évolution en environnement perturbé malgré une grande sensibilité aux perturbations externes, non linéarité de la dynamique du véhicule, impossibilité de mesurer certaines composantes de l'état du système, et évolution au sein d'un environnement incertain comportant des obstacles.

Dans un premier temps, nous avons présentés une généralité sur les drones tel que : la définition d'un drone, un bref historique sur les drones concernant leurs développements au cours de temps. Puis on a cité le classement des drones : selon l'aérodynamique et selon la taille/rayon d'action et l'altitude. Ensuite, on a parlé sur le quadrirotor comme un exemple des drones à voilure tournante, donc nous avons introduit leur mouvement possible et les modes de vol. A la fin, on a cité les différentes composantes de drone et les commandes qui existent dans le côté de contrôle.

Dans la deuxième partie, nous avons cités les repères, les vitesses, les angles d'Euler et les vitesses angulaires. Puis, nous avons donné une modélisation de drone en citant comme exemple le quadrirotor, en se basant sur les lois de la cinématique (Newton / Euler) pour la dynamique de translation et la dynamique de rotation, pour arriver à la fin présenter un modèle dynamique complet de système et leur vecteur d'état.

Dans la troisième partie, nous nous sommes intéressés au cas où seules des mesures en position et en angles d'attitude sont disponibles pour la réalisation de la commande. Afin de réaliser un compromis entre les approches basées sur un observateur et les approches de commande avec accès partiel à l'état (partial state feedback) de la littérature, nous avons utilisé une méthode de synthèse par fonction de Lyapunov, basée sur l'introduction d'états virtuels au sein de la dynamique du système. L'application de cette méthode au développement de lois de guidage-pilotage a été successivement présentée dans les cas à un, puis deux états virtuels, en considérant une séparation des échelles de temps entre la dynamique de translation et dynamique de rotation du véhicule.

Enfin, une simulation de système est présentée sous « MATLAB », en utilisant cette méthode et on la compare avec une méthode de commande par régulateur « PID ».

A partir des résultats obtenus on a conclu que la méthode de présentation des états virtuelles dans la dynamique de système est très puissante dans la commande des systèmes non linéaires, grâce à la convergence rapide de système et le temps de réponse qu'est très petit dans le contrôle d'attitude par rapport à la méthode classique « PID ».

A ce titre, cette méthode peut être utilisée sauvant dans le cadre de réalisation des drones commerciaux où le coût doit être réduit maximum et la masse de drone qui détermine le nombre de capteurs à installer à bord, afin de minimiser le poids.

Bibliographies:

- [1] T. Hamel, R. Mahony, R. Lozano and J.P. Ostrowski, "Dynamic modelling and configuration stabilization for an X4-flyer", Proceedings of the Triennial World Congress on Automatic Control, Barcelona, Spain, 21-26 Jul 2002, pp. 846-851.
- [2] Newcomen, 2004 Robotic introspection for exploration and mapping.
- [3] Austin, 2010 optimal and efficient Vertical Take-off and Landing
- [4] www.wikipédia.com (2014)
- [5] Kim H ET Shim D, 2003. Published in: Control Engineering Practice .Volume 11, Issue 12, December 2003, Pages 1389-1400.
- [6] Shin J, Fujiwara *et al.* 2005; Journals Robotica. Volume 23 Issue 1. 01 January 2005.
- [7] La Civita, Papageorgiou *et al.* 2006. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 29, No. 2 (2006), pp. 485-494.
- [8] « Sliding mode control » pour le quad rotor (Xu et Özgüner, 2006; Waslander, Hoffmann *et al.* 2005)
- [9] Das, Subbarao *et al.* 2008; Zhou et Zhang, 2010; Benallegue, Mokhtari *et al.* 2007
- [10] Leok *et al.* 2011 Math model of UAV multi rotor prototype.
- [11] F. Eshbair, « Modélisation et commande d'un système multi-moteur par la technique de commande backstepping », Thèse doctorat, université du Québec à Trois-Rivières, Août (2005).
- [12] Sylvain Bertrand "Stabilization of a Small Unmanned Aerial Vehicle Model without Velocity Measurement" 2007.
- [13]: KOEHL, Arnaud. Modélisation, observation et commande d'un drone miniature à birotor coaxial. 2012. Thèse de doctorat. Université Henri Poincaré-Nancy I.
- [14]: RIDA, Mokhtari Mohammed. Observation de drones miniatures à voilures tournantes. 2015. Thèse de doctorat. Université Aboubekr Belkaid Tlemcen. Algérie.
- [15]: BOUGUERRA Abderrahmane. Commande tolérante aux défauts d'un appareil à vol vertical. 2015. Thèse de Doctorat, Université Mohamed Boudiaf M'SILA. Algérie.
- [16]: Rodolphe Jobard, Les Drones fonctionnement télé pilotage applications réglementation, 2^e édition, 2016.
-

- [17]: Hubert FABRE. La guerre des drones : aspects stratégiques et juridiques de la « Robotique sécuritaire ». WORKING PAPER N°18-2013. Institut Européen des Relations Internationales. Bruxelles, 2013.
- [18]: FINOKI, Édouard. Commande de vol non linéaire d'un drone à voilure fixe par la méthode du backstepping. 2015. Thèse de doctorat. École de technologie supérieure.
- [19]: Austin, Reg. Unmanned aircraft systems: UAVS design, development and deployment. Vol. 54. John Wiley & Sons, 2011.
- [20]: ACHOTTE, Nicolas. Conception, optimisation et dimensionnement de motrices planaires à aimants permanents pour drones miniatures en vol stationnaire. 2005. Thèse de doctorat. PhD thèses, Laboratoire d'Electrotechnique de Grenoble, Université Joseph Fourier.
- [21]: Carrillo, L. R. G., López, A. E. D., Lozano, R., & Pégard, C. (2012). Quad rotorcraft control: vision-based hovering and navigation. Springer Science & Business Media.
- [22]: BENABADJI, Ismahan. Optimisation d'une Base de Règles Floues : Application à la commande d'un drone. 2011. Magister. Université des sciences et de la technologie d'Oran Mohamed Boudiaf.
- [23]: Meguenni, K. Z. (2006). Commande d'un système sous-actionné: application à un drone à quatre hélices (Doctoral dissertation).
- [24]: Damien EYNARD. Capteur de stéréovision hybride pour la navigation des drones. Thèse de Doctorat de l'université de Picardie Jules Verne, 2011.
- [25]: AYAD, Redouane. Conception et réalisation d'un drone quadri rotor. 2011. Magister. Université des sciences et de la technologie d'Oran Mohamed Boudiaf.
- [26] Kadda Zemalache M. "*commande d'un système sous-actionné. Application à un drone à quatre hélices*", thèse d'obtention le grade de docteur de l'université d'Evry val d'Essonne. Décembre 2006.
- [27] Achour 2011. Estimation à erreurs bornées et guidage pilotage des aéronefs autonomes Université Aboubekr Belkaid Tlemcen Faculté de Technologie Département de Génie Électrique et Électronique Laboratoire d'Automatique de Tlemcen.
- [28] Kim 2003. intelligent adaptive backstepping control for mimo uncertain non-linear F. Yacef*, N. Rizoug, O. Bouhali, and M. Hamerlain ESTACA, Laval, France Jijel University, Jijel, Algeria CDTA, Algiers, Algeria.
- [29] Bouabdallah 2004, design and control of quadrirotor with application to autonomous flying Laboratory for Autonomous Intelligent Systems, University of Freiburg, Germany.
-

[30] Lipera 2001 commande à saturation pour le contrôle de position d'un quadrirotor
Claude Samson INRIA-Mediterranée 2004 rte des Lucioles Sophia Antipolis
Claude.Samson@inria.fr

[31] Castillo 2004 flight PID controller designed for UAV quadrirotor. Centre for Research
in Applied Electronics (CRAE), Electrical Engineering Department, University Malaya
Kuala Lumpur, Malaysia.

[32] Tayebi 2006. Unit quaternion observer based attitude stabilization of a rigid spacecraft
without velocity measurement Abdelhamid Tayebi Proceedings of the 45th IEEE
Conference on Decision and Control.

[33] Budiyo 2007, Journal of Bionic Engineering Volume 4, Issue 4, December 2007,
Pages 271-280.

[34] Takahashi 1993 contributions to the Automatic control of aerial vehicles.

[35] Prempain 2005, commande non linéaire hiérarchique de quadrirotor. ÉCOLE DE
TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE.UNIVERSITÉ DU QUÉBEC.MÉMOIRE PRÉSENTÉ À
L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE.

[36] Hauser 1992 control of a quadrirotor helicopter using dual camera visual feedback.

[37] Benallegue 2008 adaptive control via backstepping technique of backstepping.
Published in: IFAC Proceedings Volumes. Volume 41, Issue 2, 2008, Pages 6513-6518.

[38] Mahony 2004 modelling and control of a large quadrirotor robot. Control Engineering
Practice Volume 18, Issue 7, July 2010, Pages 691-699.

[39] Kendoul 2006, Published in: Decision and Control, 2006 45th IEEE Conference on

Date of Conference: 13-15 Dec. 2006.Date Added to IEEE *Xplore*: 07 May 2007.

[40] Madani 2007, Sliding Mode Observer and Backstepping Control for a Quad rotor
Unmanned Aerial Vehicles, Published in: American Control Conference, 2007. ACC
'07.Date of Conference: 9-13 July 2007.Date Added to IEEE *Xplore*: 30 July 2007

[41] Kochl 2012, Aerodynamic Modelling and Experimental Identification of a Coaxial-
Rotor UAV.Systems. September 2012, Volume 68, Issue 1, pp 53-68].

[42] Hamel 2007, image based visual servo control of the translation kinematics of
quadrirotor. Published in: IEEE Transactions on Robotics (Volume: 25, Issue: 3, June
2009).Page(s): 743 – 749.Date of Publication: 05 June 2009

- [43] Lozano 2005 Bounded attitude control of rigid bodies: Real-time experimentation to a quadrirotor. Published in Control Engineering Practice Volume 19, Issue 8, August 2011, Pages 790-797.
- [44].Y. BRIERE "STABILISATION D'UN QUADRIROTOR". ENSICA 2006.
- [45]: Charland-Arcand, G. (2014). Contrôle non linéaire par Backstepping d'un hélicoptère de type quad rotor pour des applications autonomes (Doctoral dissertation, École de technologie supérieure).
- [46]: Mokhtar, M. (2015). Commande Adaptative des Systèmes Non linéaires par l'Approche Backstepping Neuronale (Doctoral dissertation, Université de Batna 2).
- [47]: Mechirgui, M. (2014). Commande optimale minimisant la consommation d'énergie d'un drone utilisé comme relai de communication (Doctoral dissertation, École de technologie supérieure).
- [48] : Mr. AYAD Redouane « Conception et réalisation d'un drone quadri rotor » Université des Sciences et de la Technologie d'Oran « MOHAMED BOUDIAF »
- [49] K. Kondak, M. Bernard, N. Meyer and G. Hommel, Autonomously Flying VTOLRobots : Modeling and Control, in Proceedings of the 2007 IEEE International Conference on Robotics and Automation, pp 736-741, Roma, Italy, 2007.
- [50] N. Kundak and B. Mettler, Experimental Framework for Evaluating Autonomous Guidance and Control Algorithms for Agile Aerial Vehicles, in Proceedings of the European Control Conference 2007, pp 293-300, Kos, Greece, 2007.
- [51] M. Valenti, B. Bethke, G. Fiore, J. P. How and E. Feron, Indoor Multi-Vehicle Flight Testbed for Fault Detection, Isolation, and Recovery, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Keystone, USA, 2006.
- [52] P. Castillo, A. Dzul and R. Lozano, Real-Time Stabilization and Tracking of a Four Rotor Mini Rotorcraft, in IEEE Transactions on Control Systems Technology, 12 :4, pp 510-516, 2004.
- [53] S. Bertrand, T. Hamel and H. Piet-Lahanier, "Stabilisation of scale model Vertical Take-off and Landing Vehicles without Velocity Measurements", Research Report ISRN I3S/RR-2007-02-FR.
- [54] H. K. Khalil, *Nonlinear Systems*, Macmillan, 1992. International Journal of Control Volume 56, 1992 - Issue 5.
- [55] K. Hicham Tolérance aux défauts via la méthode backstepping des systèmes non linéaires. Université Ferhat Abbas de Sétif 1. Département d'Electrotechnique 2012.
-

Annexe A :

Définition, opérateurs et identités remarquables

A.1 Définitions :

Soient $X \subset \mathbb{R}^n$ et $U \subset \mathbb{R}^m$ deux domaines contenant l'origine. Considérons les systèmes

$$\dot{x} = f(x; u) \quad (\text{A.1})$$

Où f est une fonction de $X \times U \rightarrow \mathbb{R}^n$ telle que

$$f(0, 0) = 0 \quad (\text{A.2})$$

Définition 1 : On appellera fonction de Lyapunov candidate pour le système (A.1), toute Fonction de $X \rightarrow \mathbb{R}^+$ de classe C^1 définie positive (et radialement non bornée dans le cas $X = \mathbb{R}^n$).

Définition 2 : On appellera fonction de Lyapunov pour le système (A.1) (ou Control Lyapunov Function), toute fonction de Lyapunov candidate V pour le système (A.1) qui vérifie:

$$\forall x \in X; \exists u \in U; \frac{\partial V}{\partial x} f(x; u) \leq 0 \quad (\text{A.3})$$

Dans le cas de systèmes autonomes de la forme

$$\dot{x} = \Phi(x) \quad (\text{A.4})$$

Où Φ est une fonction de $X \rightarrow \mathbb{R}^n$ vérifiant $\Phi(0) = 0$, les même définitions seront utilisées

En remplaçant toute fois la propriété (A.3) par:

$$\forall x \in X, \frac{\partial V}{\partial x} \Phi(x) \leq 0$$

A.2 Groupes matriciels

Soit I_d la matrice identité de $\mathbb{R}^{3 \times 3}$. On défini le groupe $O(3)$, ou groupe orthogonal, par

$$O(3) = \{M \in \mathbb{R}^{3 \times 3} | M^T M = I_d\} \quad (\text{A.6})$$

Le groupe $SO(3)$, ou groupe spécial orthogonal, contenant l'ensemble des matrices de rotation de $\mathbb{R}^{3 \times 3}$, est défini par

$$SO(3) = \{M \in O(3) | \det(M) = 1\} \quad (\text{A.7})$$

On définit également le groupe des matrices antisymétriques

$$so(3) = \{M \in \mathbb{R}^{3 \times 3} | M^T = -M\} \quad (\text{A.8})$$

$$C_{\varphi^d} S_{\theta^d} C_{\psi^d} + S_{\varphi^d} S_{\psi^d} = r_1^d \quad (\text{B.5})$$

$$C_{\varphi^d} S_{\theta^d} S_{\psi^d} - S_{\varphi^d} C_{\psi^d} = r_2^d \quad (\text{B.6})$$

$$C_{\varphi^d} C_{\theta^d} = r_3^d \quad (\text{B.7})$$

Où les composantes r_i^d ($i=1; 2; 3$) et où la valeur ψ^d sont connues. On cherche à déterminer
Les valeurs de φ^d et θ^d .
