

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

MINISTRY OF HIGHER EDUCATION
AND SCIENTIFIC RESEARCH

HIGHER SCHOOL IN APPLIED SCIENCES
--T L E M C E N--



المدرسة العليا في العلوم التطبيقية
École Supérieure en
Sciences Appliquées

وزارة التعليم العالي والبحث
العلمي

المدرسة العليا في العلوم
التطبيقية

Mémoire de fin d'étude

Pour l'obtention du diplôme d'Ingénieur

Filière :Automatique
Spécialité :Automatique

Présenté par :Mr. ABDELLI Mohamed Yacine et Mr. OUARTIOU Adel

Thème

Contrôle non-linéaire pour la stabilisation et le suivi de trajectoire d'un Quadrirotor

Soutenu publiquement, le 07 / 07 /2020, devant le jury composé de :

Mr. ABDELLAOUI Ghouti	Maître de Conférences	ESSA. Tlemcen	Président
Mr.MEGNAFI Hicham	Maître de Conférences	ESSA. Tlemcen	Directeur de mémoire
Mr. SENTOUH Chouki	Maître de Conférences	Univ. Polytechnique Hauts-de-France	Co-Directeur de mémoire
Mme DIDI Ibtisem	Maître de Conférences	ESSA. Tlemcen	Examineur
Mr. ABDI Sidi Mohammed	Maître de Conférences	ESSA. Tlemcen	Examineur

Année universitaire : 2019 / 2020

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

MINISTRY OF HIGHER EDUCATION
AND SCIENTIFIC RESEARCH

HIGHER SCHOOL IN APPLIED SCIENCES
--T L E M C E N--



المدرسة العليا في العلوم التطبيقية
École Supérieure en
Sciences Appliquées

وزارة التعليم العالي والبحث
العلمي

المدرسة العليا في العلوم
التطبيقية

Mémoire de fin d'étude

Pour l'obtention du **diplôme d'Ingénieur**

Filière : **Automatique**

Spécialité : **Automatique**

Présenté par : **Mr. ABDELLI Mohamed Yacine et Mr. OUARTIOU Adel**

Thème

Contrôle non-linéaire pour la stabilisation et le suivi de trajectoire d'un Quadrirotor

Soutenu publiquement, le 07 / 07 /2020, devant le jury composé de :

Mr. ABDELLAOUI Ghouti	Maître de Conférences	ESSA. Tlemcen	Président
Mr. MEGNAFI Hicham	Maître de Conférences	ESSA. Tlemcen	Directeur de mémoire
Mr. SENTOUH Chouki	Maître de Conférences	Univ. Polytechnique Hauts-de-France	Co-Directeur de mémoire
Mme DIDI Ibtisem	Maître de Conférences	ESSA. Tlemcen	Examineur
Mr. ABDI Sidi Mohammed	Maître de Conférences	ESSA. Tlemcen	Examineur

Année universitaire : 2019 / 2020

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

Dédicaces

*Nous dédions ce travail
à Nos très chers parents
à Nos familles
à Nos amis
aux membres
de la famille
de l'ESSAT*

ABDELLI Mohamed Yacine

Dédicaces

*Nous dédions ce travail
à Nos très chers parents
à Nos familles
à Nos amis
aux membres
de la famille
de l'ESSAT*

OUARTIOU Adel

Remerciements

Nous tenons à exprimer notre profonde gratitude à ALLAH Azza Wa Jal pour nous avoir donné le souffle de vie, la force, la santé et l'intelligence nécessaires pour accomplir ce travail.

Nous voudrions tout d'abord remercier notre encadreur Monsieur MEGNAFI Hicham Maître de Conférences à l'Ecole Supérieure en Sciences Appliquée de Tlemcen, et également notre co-encadreur Monsieur SENTOUH Chouki Maître de Conférences à Université Polytechnique Hauts-de-France pour leurs conseils judicieux, remarques objectives et le privilège qu'ils nous ont fait en acceptant de diriger ce travail et nous avoir dirigés.

Nos vifs remerciements vont également au président du jury Monsieur ABDELLAOUI Ghouti, Maître de Conférences à l'Ecole Supérieure en Sciences Appliquée de Tlemcen, pour bien vouloir accepter de présider le jury.

Nos vifs remerciements vont également aux membres du jury Monsieur ABDI Mohamed Maître de Conférences à l'Ecole Supérieure en Sciences Appliquée de Tlemcen, et Madame DIDI Ibtissam Maître de Conférences à l'Ecole Supérieure en Sciences Appliquée de Tlemcen pour l'intérêt qu'ils ont porté à notre recherche en acceptant d'examiner notre travail et de l'enrichir par leurs propositions.

Nous remercions généreusement toutes les personnes de L'ESSAT ayant contribué de près ou de loin à la réussite de ce projet.

RESUME

Le contrôle des véhicules aériens sans humain à bord, UAV « Unmanned Aerial Vehicle », a attiré l'attention des chercheurs depuis quelques années et la technologie liée à l'aviation devient plus avancée et plus accessible au public. Parmi ces systèmes, nous avons les drones à quatre hélices (quadrirotors) qui sont des véhicules complexes et difficiles à contrôler. L'intérêt de leur étude réside dans l'évaluation de l'utilisation et de la fiabilité des quadrirotors dans les missions civiles telles que les missions de recherche et de sauvetage et les applications agricoles ou la surveillance de type militaire, ou toute autre application où l'intervention humaine est difficile ou dangereuse.

L'objectif de ce travail est d'étudier les véhicules autonomes volants UAV de point de vue de la commande. Tout d'abord, un modèle dynamique doit être envisagé, puis une loi de commande basée sur un contrôleur par backstepping est développée en tenant compte des propriétés du système dynamique afin de stabiliser le drone et suivre une trajectoire donnée. L'approche proposée est validée à l'aide de nombreuses simulations qui démontrent que le quadrirotor peut naviguer vers n'importe quel point souhaité et suivre n'importe quelle trajectoire avec une erreur de poursuite faible.

Mots-clés: Drone Quadrirotor, Modélisation, Contrôle-Commande, Suivi de trajectoire.

ABSTRACT

The control of Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) has attracted the attention of researchers in recent years so the technology is becoming more advanced and more accessible to the public. Among these systems are four propellers (quadrirotor) UAVs, which are complex and difficult to control. The interest of their study lies in evaluating the use and reliability of quadrirotors in civilian missions such as search and rescue and agricultural applications or military-type surveillance, or any other application where human intervention is difficult or dangerous.

The objective of this thesis is to study autonomous flying UAVs from a control point of view. First, a dynamic model must be considered, then a control law based on a backstepping controller is developed taking into account the properties of the dynamic system in order to stabilize the UAV and follow a given trajectory. The proposed approach is validated using numerous simulations which show that the quadrirotor was able to navigate to any desired point and follow any trajectory with a low tracking error.

Keywords: Quadrirotor Drone, Modeling, Control, Tracking.

ملخص

قد اجتذبت التحكم على الطائرات بدون طيار "الدرون"، انتباه الباحثين في السنوات الأخيرة وأصبحت التكنولوجيا المتعلقة بها أكثر تقدماً وأكثر وصولاً للجمهور. نذكر من بينها، الطائرة الرباعية بدون طيار وهي مركبات معقدة ويصعب السيطرة عليها. وهذا الاهتمام من أجل تقييم استخدامها وموثوقيتها في المهام المدنية مثل بعثات البحث والإنقاذ والتطبيقات الزراعية أو المهام المتخصصة في المراقبة العسكرية أو أي تطبيق آخر حيث التدخل البشري صعب أو خطير.

الهدف من هذه المذكرة هو دراسة التحكم في هذا النوع من المركبات الجوية بدون طيار. أولاً ، يجب تجسيد نموذج ديناميكي، ثم تطوير نظام غير خطي من خلال التحكم بالرجوع المرهلي مع مراعاة خصائص النظام الديناميكي من أجل تثبيت الطائرة بدون طيار واتباع مسار معين. تم التحقق من كفاءته باستخدام المحاكاة.

العلامات : طائرة رباعية بدون طيار ، نمذجة، تحكم، تتبع

TABLE DES MATIERES

RESUME.....	IV
ABSTRACT.....	V
ملخص	VI
TABLE DES MATIERES	VII
LISTE DES TABLEAUX.....	XI
LISTE DES FIGURES.....	XI
LISTE DES ABREVIATIONS	XIII
INTRODUCTION GENERALE	1
CHAPITRE I : ETAT DE L'ART DES DRONES	4
INTRODUCTION.....	5
I. UAVs(UNMANNED AERIAL VEHICLE).....	5
I.1. Historique	5
I.2. Classification des UAVs	6
I.2.1. Altitude et endurance	7
I.2.1.1. HALE (Haute Altitude Longue Endurance).....	7
I.2.1.2. MALE (Moyenne Altitude Longue Endurance)	7
I.2.2. Taille	8
I.2.2.1. Mini-drones.....	8
I.2.2.2. Micro-drones	8
I.2.3. Voilure.....	9
I.2.3.1. Drone a voilure fixe.....	9
I.2.3.2. Drone à voilure tournante	10
I.2.3.3. Drone à voilure battante	10
I.3. Système drone	11
II. PRINCIPAUX COMPOSANTS DU VEHICULE	12
II.1. Autopilote (contrôleur de vol).....	12
II.1.1. Calculateur.....	12
II.1.2. Mémoire	13
II.1.3. Capteur de vol.....	13
II.1.3.1. Capteur de pression	13
II.1.3.2. Accéléromètre	13
II.1.3.3. Gyroscope	13
II.1.3.4. Compas digital	13
II.1.4. Autres capteurs et modules optionnels.....	14

II.1.4.1. Capteur de vitesse air.....	14
II.1.4.2. Voltmètre et ampèremètre	14
II.1.4.3. Module GPS.....	14
II.1.4.4. Capteur de mesure de distance.....	15
II.1.4.5. Capteur de vidéo	15
II.2. Actionneurs	15
II.3. Système de liaison	16
II.3.1. Emetteur /récepteur radio	16
II.4. Chaîne de motorisation (système de propulsion)	17
II.4.1. Batterie de vol	17
II.4.2. Contrôleur brushless	18
II.4.2.1. Moteurs brushless	18
II.4.2.2. Hélices.....	19
III. TECHNIQUES DE COMMANDE DE QUADRIOTOR	20
III.1. Techniques de commande linéaire	20
III.1.1. Commande par PID	20
III.1.2. Commande linéaire quadratique	21
III.1.3. Commande H_{∞}	22
III.1.4. Commande par placement de pôles	22
III.2. Techniques de commande non-linéaire	23
III.2.1. Commande par backstepping	23
III.2.2. Commande par mode glissant.....	24
III.2.3. Commande hiérarchique.....	24
CONCLUSION.....	25
CHAPITRE II : MODELISATION DU DRONE QUADRIOTOR	27
INTRODUCTION	27
I. DESCRIPTION GENERALE DU QUADRIOTOR.....	27
II. LES MOUVEMENTS DU QUADRIOTOR.....	28
II.1. Mouvement vertical	28
II.2. Mouvement de roulis	29
II.3. Mouvement de tangage.....	29
II.4. Mouvement de lacet	30
II.1. Mouvement de translation horizontales	31
III. MODELISATION DYNAMIQUE DU QUADRIOTOR	31
III.1. Modèle Dynamique.....	31

III.2. La matrice de rotation	32
III.3. Cinématique du quadrirotor	33
III.4. Effets physiques agissants sur le quadrirotor.....	33
<i>III.4.1. Les forces</i>	33
III.4.1.1. Le poids du quadrirotor	33
III.4.1.2. Les forces de poussée	33
III.4.1.3. Les forces de traînée.....	34
<i>III.4.2. Les moments</i>	34
III.4.2.1. Moments dus aux forces de poussée	34
III.4.2.2. Moments dus aux forces de traînée :	34
<i>III.4.3. Effet gyroscopique</i>	35
III.4.3.1. Moment gyroscopique des hélices:.....	35
Le moment gyroscopique des hélices est décrit par la relation suivante :	35
IV. DEVELOPPEMENT DU MODELE DYNAMIQUE DU QUADRIROTOR SELON EULER-LAGRANGE.....	35
IV.1. Équations de mouvements de rotation du quadrirotor...36	
IV.1.1. Expression de l'énergie cinétique :.....	36
IV.1.2. Expression de l'énergie potentielle :.....	36
IV.1.3. Les équations du mouvement :.....	37
IV.2. Équations de mouvements de translation du quadrirotor [20].....	38
IV.2.1. Expression de l'énergie cinétique :.....	38
IV.2.2. Expression de l'énergie potentielle :.....	38
IV.2.3. Les équations du mouvement :.....	38
IV.3. La vitesse de rotation des moteurs du quadrirotor.....	39
CONCLUSION	39
CHAPITRE III : COMMANDE PAR BACKSTEPPING DU QUADROTOR	40
INTRODUCTION.....	41
I. TECHNIQUE DE COMMANDE PAR BACKSTEPPING	41
I.1. Algorithme de base	41
I.1.1. Etape 1 :.....	41
I.1.2. Etape 2 :.....	42
I.1.1. Etape 3 :.....	43
I.2. Commande par backstepping du quadrirotor	43
- Sous-système de la position X :	43
- Sous-système de la position Y :.....	44
- Sous-système d'altitude Z :	44
- Sous-système de roulis :	44

-	Sous-système de tangage :	45
-	Sous-système de lacet :	45
I.2.1.	Commande de l'altitude	45
I.2.1.1.	Etape 1 :	45
I.2.1.2.	Etape 2 :	46
I.2.2.	Commande de l'attitude	46
I.2.3.	Commande de position	47
I.3.	Calculateur des angles Désirées	47
II.	RESULTAT DE SIMULATION	49
II.1.	Test de robustesse	52
	CONCLUSION.....	53
	CHAPITRE IV : SUIVI ROBUSTE DE LA TRAJECTOIRE	54
	INTRODUCTION	55
III.	FORMULATION DU PROBLEME	55
III.1.	Modèle dynamique en présence de perturbation.....	55
III.2.	Commande de système perturbé.....	56
IV.	PLANIFICATION DES TRAJECTOIRES ET RESULTATS DE SIMULATION.....	57
IV.1.	Vol stationnaire	57
IV.2.	Vol linéaire	59
IV.3.	Vol spirale	62
	CONCLUSION.....	65
	CONCLUSION GENERALE.....	66
	BIBLIOGRAPHIE	68

LISTE DES TABLEAUX

Tableau III. 1: Les paramètres du quadrirotor.....	49
--	----

LISTE DES FIGURES

Figure I. 1: Voisin BN3.....	6
Figure I. 2 : Global Hawk.....	7
Figure I. 3 : B-Hunter.	8
Figure I. 4 : a) Hovereye, b) Dragon Eye.....	8
Figure I. 5 : Le PicoFlyer (ProxyFlyer).....	9
Figure I. 6 : a) Carolo P50, b) eBee, c) Techpod.....	9
Figure I. 7 : voilure tournante.....	10
Figure I. 8 : a) micro Delfly, b) Robobee.....	11
Figure I. 9 : autopilote open source APM2.6 de 3DR.	12
Figure I. 10 : à gauche capteur de vitesse air relié à un tube de pilote de cuivre ;à droite capteur d'altimétrie.....	14
Figure I. 11 : a) module GPS d'un droneMicroKopter, b) Antenne GPS 3DR, c) Antenne GPS DJI.	15
Figure I. 12 : Gouverne d'ailerons on devine la forme rectangulaire d'un servo intégré dans l'aile.	16
Figure I. 13 : Récepteur radio Graupner GR32.	16
Figure I. 14 : Quelques batteries standards embarquées dans des drones.	17
Figure I. 15 : Contrôleur brushless d'un DJI S800 situé en extrémité du bras, sous le moteur.....	18
Figure I. 16 : Contrôleur brushless standard.	18
Figure I. 17 : moteur à cage tournante à gauche et fixe à droite.....	19
Figure I. 18 : Hélice horaire en carbone.....	20
Figure I. 19 : Principe de la commande PID.....	21
Figure I. 20 : Principe de la commande linéaire quadratique gaussienne.	22
Figure I. 21 : Schéma structurel de la commande hiérarchique.[13]	25
Figure II. 1: Configuration "x" et configuration "+" d'un quadrirotor	27
Figure II. 2 : Principe de mouvement vertical.....	29
Figure II. 4 : Principe de mouvement de roulis.	29
Figure II. 5 : Principe de mouvement de tangage.....	30

Figure II. 6 : Principe de mouvement de lacet.....	30
Figure II. 7 : Repérage du quadrirotor.....	31
Figure III. 1: Illustration de la structure de commande du quadrirotor.	49
Figure III. 2 : Les réponses des sous-systèmes de position.....	50
Figure III. 3 : Les réponses des sous-systèmes d'attitude.....	50
Figure III. 4 : Les signaux de commande.....	51
Figure III. 5 : Les erreurs.....	51
Figure III. 6 : L'influence de la perturbation sur l'altitude z.....	52
Figure VI. 1 : Poursuite des positions linéaires en vol stationnaire.....	58
Figure VI. 3 : Poursuite des positions angulaires en vol stationnaire.....	58
Figure VI. 4 : Erreurs de poursuite des positions en vol stationnaire.....	59
Figure VI. 5 : Poursuite des positions linéaires en vol linéaire.....	60
Figure VI. 6 : Poursuite des positions angulaires en vol linéaire.....	61
Figure VI. 7 : Erreurs de poursuite des positions en vol linéaire.....	61
Figure VI. 8 : Trajectoire linéaire 3D par Backstepping.....	62
Figure VI. 9 : Poursuite des positions linéaires en vol spirale.....	63
Figure VI. 10 : Poursuite des positions angulaires en vol spirale.....	63
Figure VI. 11 : Erreurs de poursuite des positions en vol spirale.....	64
Figure VI. 12 : Trajectoire spirale 3D par Backstepping.....	64

LISTE DES ABREVIATIONS

UAVs	véhicule aérien sans humain à bord
DDL	Degree De Liberté
LQ/LQG	Linéaire Quadratique / Linéaire Quadratique Gaussienne
SISO	Singl d'entre signal de sortie
PID	Proportionnel Integral Dérivé
ESC	Contrôle de la vitesse électrique
GPS	Géo-positionnement par satellite
3DR	3 Dimentional Robutics
DJI	Da Jiang Innovation
SD	Carte mémoire
MALE	Moyenne Altitude Longue Endurance
HALE	Haute Altitude Longue Endurance

INTRODUCTION GENERALE

Les systèmes avioniques modernes sont des systèmes complexes, évolutifs et distribués qui jouent un rôle important à cette époque. Dans ces systèmes, on cite: avions, hélicoptères, etc. Ces systèmes ont de nombreuses applications lorsqu'ils sont pilotés par des pilotes à bord, à savoir: Le transport de la marchandise, et des voyageurs, etc. Cependant, certaines applications exigent que l'aéronef doive être posséder une certaine autonomie ou une autonomie totale. Ce sont les applications pénibles physiquement pour l'équipage, ou ennuyeuses, sales et dangereuses, etc. ce qui a poussé les chercheurs à inventer un nouveau type de aéronefs capable de mettre en œuvre ce type d'applications avec précision, qu'on appelle les drones.

Le drone désigne tout aéronef sans pilote à bord. Il peut être autonome ou commandé à distance. Ainsi, il peut avoir un usage civil ou militaire.

Le quadrirotor est devenu l'une des configurations les plus avancées et les plus faciles à utiliser pour le public. Le quadrirotor a plusieurs formes, tailles, configurations et caractéristiques. Ils présentent des avantages évidents pour les engins volants pilotés, car ils ont une maniabilité plus élevée, un faible coût, une résistance et surtout, réduisent la menace pour la vie [1]. Cela en fait le centre d'attention et incite de nombreux chercheurs à travailler dur pour comprendre leur comportement physique.

Pour stabiliser le quadrirotor, une combinaison d'algorithmes de modélisation et de contrôle doit être effectuée avec précision. Le gros problème du contrôle des systèmes dynamique est la commande des systèmes sous-actionnés, ces systèmes, pour lesquels le nombre d'entrées de commande est inférieur au nombre de degrés de liberté. Parmi ces systèmes, nous trouvons les drones à quatre rotors, sachant que c'est un système complexe, non linéaire, multi-variable, très instable et très sensible aux perturbations. Donc l'objectif essentiel dans ce contexte, est dans le développement d'une loi de commande robuste permettant à un quadrirotor de maintenir un positionnement autonome stable dans l'espace et une navigation efficace en présence de perturbations. Pour cela nous utiliserons un modèle dynamique très simplifié du quadrirotor pour la simulation et la conception de contrôleur.

Ce mémoire, composé de quatre chapitres, est organisé de la manière suivante :

Le premier chapitre est un chapitre introductif à caractère bibliographique. Nous présentons un bref historique sur les différents types des drones, ainsi que leur classification selon la taille et le mode de propulsion, nous abordons également tous les composants d'un système drone et enfin un état de l'art sur les différentes approches de commande linéaires et non-linéaires appliquées aux quadrirotors.

Le deuxième chapitre est consacré à la modélisation dynamique du quadrirotor à 6 degrés de liberté. Nous allons introduire une description générale de ce type de véhicule aérien en rappelant les principaux mouvements. Puis, nous avons mis en évidence le modèle mathématique du quadrirotor selon les équations d'Euler-Lagrange, ce qui permettra de développer les contrôleurs présentés dans le chapitre suivant.

Dans le troisième chapitre, nous allons présenter la technique de commande par backstepping, puis nous développons une loi de commande permettant de stabiliser le drone. Par la suite, cette loi de commandes est appliquée sur le model du quadrirotor. Cette approche est ensuite validée en simulation numérique en utilisant l'outil Matlab/Simulink.

Le quatrième chapitre est consacré à l'étude de suivi robuste de la trajectoire en présence des perturbations externes par la commande Backstepping. D'abord nous allons présenter le modèle dynamique en présence de perturbation ainsi que les commandes de système perturbé. Par la suite, nous réalisons des simulations en utilisant plusieurs scénarios afin de vérifier les performances du contrôleur proposé pour le problème de suivi de trajectoire.

CHAPITRE I : ETAT DE L'ART DES DRONES

INTRODUCTION

Les drones sont d'origine anglais, ce terme signifie un faux bourdon, ou bourdonnement en référence au bruit que font certains d'entre eux en volant, c'est ainsi que ce nom reste utilisé non seulement en anglais mais également en français[2].

Au début, les drones ont été utilisés dans le domaine militaire, principalement pour des missions, d'observation, de reconnaissance et d'attaques ciblées [3]. Dans le civil, les drones possèdent aussi de multiples applications dans différents domaines (agriculture, loisir, cinéma, télévision, etc.) grâce à leur capacité à embarquer des appareils photo, des caméras infrarouges ou des capteurs environnementaux.

Mais techniquement, les drones ou UAV (Unmanned Aerial Vehicles) sont des aéronefs sans pilote à bord, capables mettre en œuvre une mission en autonomie ou semi-autonomie [4]. Dans un premier axe, nous tenterons de présenter les drones de façon générale, l'historique, la classification des drones et d'avoir une vue particulière sur les quadrirotors qui fait l'objectif de notre étude.

I. UAVS(UNMANNED AERIAL VEHICLE)

I.1. Historique

Les pertes de vie humaines et la destruction infligées par les deux guerres mondiales et dans des certains conflit sà cette époque furent à l'origine de l'idée de créer les objets volants sans pilote à bord [5].

Après la première guerre mondiale, George Clémenceau, président de la Commission Sénatoriale de l'Armée française, mit en œuvre le projet« d'avions sans pilote », où le capitaine Max Boucher a développé un système de contrôle autonome permet à un avion voisin BN3 figure I.1 de voler sur plus de cent kilomètres. Ainsi, dans cette époque-là, plusieurs engins volants sans pilote radio commandés sont apparus, équipés de missiles et d'armes pour faire torpiller les positions stratégiques de l'ennemi sans mettre en danger la vie humain. Alors le premier drone français a été réalisé et expérimenté dès 1923 par le capitaine Max

Boucher et l'ingénieur Maurice Percheron [6].



Figure I. 1: Voisin BN3.

Le drone a été élaboré en secret par les États-Unis comme un outil efficace de supériorité stratégique en permettant la surveillance de l'ennemi et l'intervention militaire sans encourir de risques humains, ce que le public n'a plus soutenu. De plus, il est utilisé pour déposer des tracts durant la guerre froide[6].

La première fois, les drones avaient été utilisés durant la guerre du Vietnam, puis durant la guerre du Kippour. Ils font désormais partie des outils tactiques et stratégiques de zone opérationnelle. Le manque de pilote permet d'opérer sur les lignes ennemies dans des missions risquées, sans encourir de risques humains [7].

Le secteur militaire est la principale raison de l'émergence des aéronefs sans pilote, qui seront ensuite utilisés dans le secteur civil. Durant une vingtaine d'années, les drones sont développés et utilisés en France dans un contexte militaire pour l'exécution des missions d'observation et de renseignement. A l'instar de certains des certaines innovations militaires initialement importantes (satellite, turboréacteur, GPS, internet), la technologie des drones s'est adaptée au secteur civil ces dernières années[6].

I.2. Classification des UAVs

La classification des drones aériens n'est pas facile, parce qu'il y en a plusieurs types. Cependant, les drones autonomes peuvent être classés selon plusieurs critères : l'altitude, l'endurance, la taille (poids, envergure, etc.) ainsi, leur voilure (fixe, tournante ou battante).

I.2.1. Altitude et endurance

I.2.1.1. HALE (Haute Altitude Longue Endurance)

Dans cette catégorie, nous atteignons les dimensions d'un avion civil (Airbus A320) pour l'autonomie de plusieurs milliers de kilomètres (10 000 km et plus) voyageant, volant nettement au-dessus du trafic aérien actuel, civil et militaire (jusqu'à 20 000 m d'altitude) [8]. Les moteurs sont cette fois turboréacteurs. Par exemple, nous pouvons citer Global Hawk comme le montre la figure I.2.



Figure I. 2 : Global Hawk.

Le poids au décollage des drones HALE peut dépasser considérablement 10 tonnes, dont environ 10% pour la charge utile [8].

Toutes les informations collectées par les capteurs sont envoyées par satellite au centre d'opérations. Leur densité nécessite généralement des capacités de transmission énormes, et donc un support pour un grand segment spatial.

Les capacités de ces drones HALE doivent être comparées aux capacités des aéronefs pilotés, du type d'avion espion U2 ou de l'avion de renseignement électronique Sigint [8].

I.2.1.2. MALE (Moyenne Altitude Longue Endurance)

L'altitude de vol dans cette catégorie est de 5000 à 12000 mètres, ce qui permet de parcourir jusqu'à 1000 km à des vitesses relativement faibles de 220 à 360 km/h (induites par des moteurs à pistons ou turbopropulseurs). Cette fois, elle peut atteindre 3,5 tonnes et la portée est généralement de 10 à 20 heures. Si les Américains n'étaient pas très présents dans le domaine des drones moyens tactiques, ils ont immédiatement conçu des systèmes MALE à la taille de la zone opérationnelle, en ce qui concerne non seulement les missions de reconnaissance

et d'observation, mais aussi le marquage et la torpille des cibles au sol. Les drones MALE opérationnels les plus célèbres sont le Hunter illustré sur la figure I. 3, nous mentionnons également le Predator américain (General Atomics) [8].



Figure I. 3 : B-Hunter.

I.2.2. Taille

I.2.2.1. Mini-drones

Ce sont des drones plutôt légers de taille réduite (d'une masse de quelques kilogrammes et d'une envergure 1 à 2 mètres) facilitant la mise en œuvre d'une autonomie de 10 à 30 minutes et est généralement servent pour la surveillance des zones difficiles d'accès. Tels que Hovereye (Bertin Technologies) illustré sur la figure I.4.a) ou Dragon Eye (AeroVironment) illustré sur la figure I.4.b), dont la dimension maximale ne dépasse pas un mètre [2].



Figure I. 4 : a) Hovereye, b) Dragon Eye.

I.2.2.2. Micro-drones

Ce sont des drones de tailles allant du centimètre à plusieurs dizaines de centimètres. Généralement alimentés, ils vous permettent donc de voler à

l'intérieur. Comme le PicoFlyer (Proxyflyer) illustré à la figure I.5, dont la dimension maximale ne dépasse pas 15 cm [2].



Figure I. 5 : Le PicoFlyer (ProxyFlyer)

I.2.3. Voilure

I.2.3.1. Drone a voilure fixe

les drones à voilure fixe consistent en une paire d'ailes assurant la portance, le fuselage, l'aileron et la queue, la propulsion est assurée par une ou plusieurs hélices. Cette configuration offre la plus grande autonomie, mais nécessite un support de plateforme pour être servi. Les projets en cours incluent Carolo P50 de l'Université de Technologie de Braunschweig / Allemagne illustré sur la figure I.6.a). Ce mini-drone est capable d'atteindre une vitesse de 65 kilomètres par heure avec un plafond supérieur à 100 mètres. L'avion drone Parrot eBee illustré à la figure I.6.b) se déplace à 57 kilomètres à l'heure dans une plage de 45 minutes et une envergure de 96 cm, ou le micro drone Black Widow d'AeroVironment à la figure I.6.c), qui pèse 42 grammes avec une portée de 20 centimètres et une autonomie de 30 minutes.



Figure I. 6 : a) Carolo P50, b) eBee, c) Techpod.

Le principal inconvénient de cette configuration est qu'elle ne permet pas les vols stationnaires, les vols à basse vitesse et à basse altitude, ainsi que la nécessité

de décoller ou d'atterrir sur des pistes. [9]

1.2.3.2. Drone à voilure tournante

Les drones à voilure tournante sont des appareils volants avec la possibilité de décollage, de vol et d'atterrissage vertical (ADAV, en anglais Vertical Take-off and Landing aircraft ou VTOL) et ne nécessitent donc pas de piste de décollage ou d'atterrissage. Ils utilisent des pales rotatives ou plusieurs rotors pour planer au-dessus d'une zone définie, et même des vols à basse vitesse et à basse altitude. Ils peuvent effectuer une grande variété d'applications impossibles pour les aéronefs à voilure fixe, comme la surveillance, le renseignement et le sauvetage, les hélicoptères sont les représentants les plus célèbres des véhicules à ailes tournantes, à savoir : les quadrirotors de Pennsylvanie, comme le montre la figure I. 7. Ce types d'aéronef est également appelé giravion équivalent de « Rotorcraft » en anglais[9]



Figure I. 7 : voilure tournante.

1.2.3.3. Drone à voilure battante

Concernant cette catégorie, la sustentation et le pilotage sont assurés par des ailes battantes. Équipés de la capacité de voler avec des trajectoires semblables à celles des insectes, et le décollage et atterrissage verticaux, comme les drones voilures tournantes, ce qui est remarquable pour les services internes ou dans de petits espaces. Ces configurations permettent des mouvements agiles tout en étant plus discrètes que les voilures tournantes, ce qui représente un autre avantage pour les missions d'observation ou de surveillance. Le micro Delfly illustré sur la figure I.8.a) pèse à peu près 3 grammes et une envergure de 10 centimètres avec une vitesse de déplacement pouvant aller jusqu'à 18 kilomètres par heure. Parce qu'il avait également une caméra embarquée, il a été déclaré "le plus petit avion avec une caméra au monde" dans le livre Guinness des records de 2009. Le Robobee de l'Université de Harvard en figure I.8.b) pèse seulement

80 milligrammes et ne dépasse pas 3 centimètres d'envergure. Cet objet volant utilise des matériaux particulièrement petits, très légers pour que ses ailes activées par des muscles artificiels battent à environ 120 fois par seconde, comme une mouche. [9]

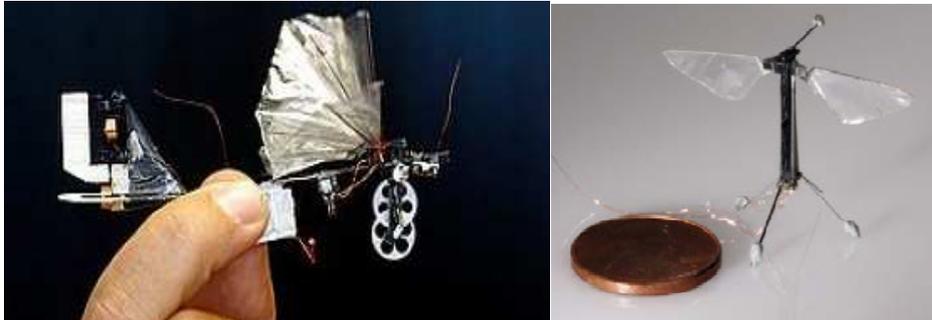


Figure I. 8 : a) micro Delfly, b) Robobee.

I.3. Système drone

Pour maximiser la simplicité, le drone se compose principalement de 3 parties:

- **Châssis** : ressemble au squelette d'un drone. Il pouvait revêtir diverses formes selon le modèle et le nombre de bras. Il y a donc des tricoptères, des quadrirotors, des hexacoptères, etc. Il est en aluminium, en plastique et même en bois, le châssis peut vraiment différer selon le modèle de drone.
- **Système de propulsion**: se compose de moteurs plus précisément appelés rotors, hélices, contrôleurs de vitesse électriques (ESC) et batteries LiPo (lithium polymère).
- **Contrôleur de vol**: utilisé pour faire une connexion entre le drone et le pilote, via un récepteur connecté, avec l'aide de circuit intégré avec un microprocesseur, les capteurs et les broches d'entrée et de sortie de notre composant.

II. PRINCIPAUX COMPOSANTS DU VEHICULE

II.1. Autopilote (contrôleur de vol)

Tout comme son nom, le pilote automatique signifie que le drone sera géré par lui-même, il constitue le centre nerveux du drone, au moins pour assurer sa stabilité.

Le pilote automatique se présente sous la forme d'un ou deux circuits imprimés, chacun avec une fonction. Il contient un processeur principal, des capteurs, de la mémoire et de nombreuses interfaces, dont le module GPS est important à la navigation. Situé entre le récepteur radio et les actionneurs, il est solidement accroché au châssis et tout près du centre de gravité. Il est programmé à l'aide d'un logiciel qui contient toutes les informations de gestion de vol [10].

Par exemple on cite le pilote automatique open source APM2.6 de 3DR illustré par la Figure I. 9.

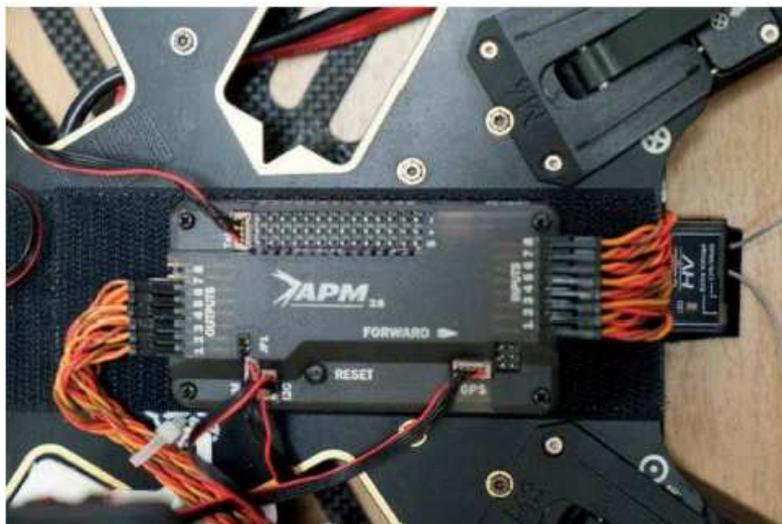


Figure I. 9 : autopilote open source APM2.6 de 3DR.

II.1.1. Calculateur

Le calculateur ou le processeur, reçoit la valeur du capteur, la compare avec la valeur requise, puis donne une commande de contrôle.

II.1.2. Mémoire

En lecture, la mémoire contient les procédures de vol, les paramètres de réglage et les critères de décision possibles.

En écriture, elle enregistre généralement tous les paramètres de vol sur la carte micro SD: il s'agit de la boîte noire du drone, et certains de ses paramètres peuvent être envoyés à la station au sol pour le stockage. Cet appareil est très pratique et permet de comprendre La raison de crash, même si le drone n'est pas trouvé [10].

II.1.3. Capteur de vol

Pour faire stabiliser l'UAV, le capteur est utilisé pour mesurer toutes les sensations d'accélération, de vitesse, d'altitude et d'inclinaison du pilote de l'avion, et les envoyer à l'ordinateur de bord sous forme de courant. Les principaux capteurs au vol sont:

II.1.3.1. Capteur de pression

Ce capteur peut gérer le maintien de l'altitude, ou plus précisément pour le drone, la hauteur par rapport au point initial, comme l'altitude de drone augmente, la pression atmosphérique va baisser légèrement, grâce à ce changement, on peut savoir l'altitude.

II.1.3.2. Accéléromètre

L'accéléromètre mesurera et enregistrera les accélérations du drone en temps réel et gèrera le contrôle de l'altitude.

II.1.3.3. Gyroscope

Au nombre de trois (un pour chaque axe), chacun mesure la vitesse de rotation angulaire sur un axe, ils sont indispensables pour déterminer la position dans les airs et compenser les interférences extérieurs ; il est sensible à la température, et il est donc calibré automatiquement à chaque démarrage.

II.1.3.4. Compas digital

Mesurer la force du champ magnétique terrestre le long de trois axes orthogonaux, il fournit la direction de compensation de l'inclinaison entre le nord magnétique et le nord géographique [10].

II.1.4. Autres capteurs et modules optionnels

II.1.4.1. Capteur de vitesse air

Mesurer la vitesse par rapport à l'air plutôt qu'au sol. Il fonctionne sur le principe de la différence entre la pression statique et la pression dynamique qui fait entrer l'air dans le petit tube (tube de pitote) illustré sur le côté gauche de la figure I.10, le tube doit être placé face au vent relatif.

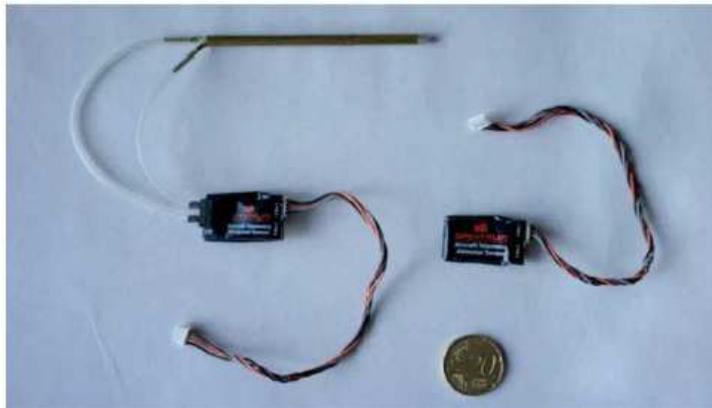


Figure I. 10 : à gauche capteur de vitesse air relié à un tube de pitote de cuivre ; à droite capteur d'altimétrie.

II.1.4.2. Voltmètre et ampèremètre

Mesurent l'état de la batterie de vol et l'énergie consommée.

II.1.4.3. Module GPS

Le module GPS est chargé de fournir des points de longitude et l'altitude du drone. C'est une partie importante des drones. Sans module GPS, les drones seront moins importants aujourd'hui. Ces modules peuvent aider les drones à parcourir de plus longues distances et à capturer des informations détaillées sur des positions spécifiques sur la planète. Le capteur GPS permet également de rendre le drone en toute sécurité "à la maison". Le module GPS doit pouvoir voir clairement le ciel, veuillez donc le fixer à la hauteur du drone, afin de le protéger des perturbations d'autres instruments de bord, il est protégé par des boucliers (Micro Kopter) illustré par la figure I.11.a), ou monté sur une tige (3DR illustré par la figure I.11.b) et DJI illustré par la figure I.11.c)).



Figure I. 11 : a) module GPS d'un drone Micro Kopter, b) Antenne GPS 3DR, c) Antenne GPS DJI.

II.1.4.4. Capteur de mesure de distance

Un capteur utilisé pour mesurer les distances. Il envoie des ondes sonores à haute fréquence, et son écho peut être mesuré à quelques centimètres près de la distance, il ne peut généralement fonctionner que sur une distance courte (environ 10 m).

II.1.4.5. Capteur de vidéo

Aide à stabiliser le drone et non à la prise de vue, le capteur détecte le mouvement par rapport aux images vidéo, par exemple : le drone de loisir Parrot AR Drone en est pourvu [10].

II.2. Actionneurs

L'actionneur convertit les commandes du pilote automatique en actions sur la surface de contrôle de l'aile fixe ou de la nacelle de charge utile.

Ces servomoteurs électriques varient en taille: d'un demi-cube de sucre à un morceau de savon. Ils sont catalogués en fonction de leur vitesse de rotation et de leur puissance exprimée en kilogrammes, ce qui correspond à la force mécanique requise. Les pilotes automatiques en ont souvent besoin, spécialement pour stabiliser les drones ou les charges utiles. En effet, les composants fragiles doivent être remplacés fréquemment: lorsqu'ils fonctionnent à pleine capacité, le servomoteur a une consommation électrique élevée, ce qui peut entraîner une baisse de la tension du circuit embarqué, jusqu'à ce qu'il provoque une panne et tombe rapidement. Une solution consiste à l'alimenter séparément du pilote automatique, la Figure I. 12 présente un Gouverneur d'ailerons on devine la forme rectangulaire d'un servo intégré dans l'aile.



Figure I. 12 : Gouverne d'ailerons on devine la forme rectangulaire d'un servo intégré dans l'aile.

II.3. Système de liaison

Élément de base pour accomplir la mission, le drone équipé de liaisons bidirectionnelles.

II.3.1. Emetteur /récepteur radio

Le récepteur est l'unité chargée de recevoir le signal radio envoyé au drone via le contrôleur. Il existe de nombreux types de récepteurs différents sur le marché, et ils peuvent tous être utilisés pour la fabrication des drones [11].

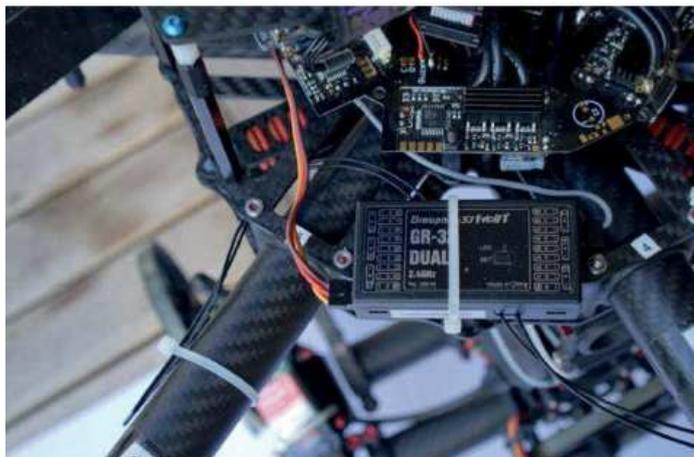


Figure I. 13 : Récepteur radio Graupner GR32.

L'émetteur est l'unité chargée d'envoyer des signaux radio du contrôleur au drone pour émettre des commandes de vol et de direction. Différents types de récepteurs sont proposés sur le marché pour la fabrication de drones. Le récepteur et l'émetteur doivent utiliser un seul signal radio pour communiquer

avec le drone pendant le vol. Chaque signal radio a un code standard qui permet de le distinguer des autres signaux radio.

II.4. Chaîne de motorisation (système de propulsion)

II.4.1. Batterie de vol

La batterie est une partie nécessaire du drone, elle peut rendre toutes les actions et réactions possibles. Sans batterie, le drone ne pourra pas fournir d'énergie, il ne pourra donc pas voler. Différents drones ont des exigences de batterie différentes, comme le montre la figure I. 14. Par exemple, en raison des besoins énergétiques limités, les petits drones peuvent nécessiter des batteries plus petites. La batterie doit avoir une plus forte densité énergétique possible et un taux de décharge élevé, cette qualité rend les batteries lithium-polymère uniques [10].



Figure I. 14 : Quelques batteries standards embarquées dans des drones.

Les batteries sont classées selon les éléments suivants:

- La tension qui est toujours un multiple de 4V (tension d'une cellule) : ainsi, une batterie de 12V comporte donc 3 cellules.
- L'intensité est également un critère de sélection. Les batteries de 3000mAh ont une meilleure autonomie que les batteries de 2200mAh.
- Le coefficient de décharge, qui représente le taux de charge ou de décharge maximum sans réduire la qualité de la batterie.

Il y a un moniteur de batterie sur le drone pour aider à fournir aux pilotes des informations sur la batterie pour surveiller les performances de la batterie.

II.4.2. Contrôleur brushless

Ces contrôleurs convertissent le courant continu de la batterie de vol en courant alternatif, pour faire fonctionner le moteur brushless. La taille du contrôleur doit pouvoir supporter l'intensité actuelle. Cette intensité dépend de la taille du moteur, et du pas de l'hélice. Les contrôleurs commerciaux ont également une sortie 5 V à faible ampérage, suffisante pour alimenter le récepteur et trois ou quatre petits servos [10]. Par exemple on cite le contrôleur brushless d'un DJI S800 situé en extrémité du bras, sous le moteur illustré par la Figure I. 15.



Figure I. 15 : Contrôleur brushless d'un DJI S800 situé en extrémité du bras, sous le moteur.

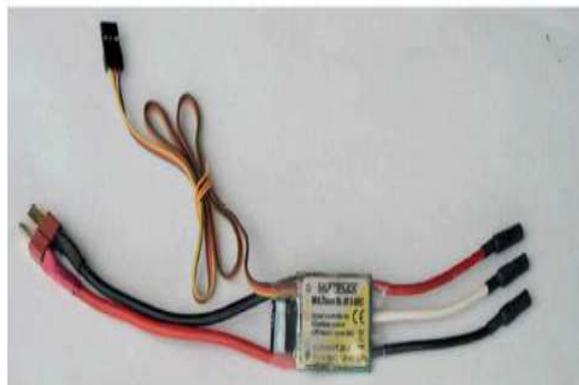


Figure I. 16 : Contrôleur brushless standard.

II.4.2.1. Moteurs brushless

Dans un véhicule volant on utilise le moteur de type brushless qui se

comporte comme un moteur synchrone à aimants permanents. Ces moteurs ont beaucoup d'avantages par rapport au moteur à courant continu.

Dans les avions, des moteurs brushless sont utilisés, dont les performances sont similaires à celles des moteurs synchrones à aimants permanents. Comparés aux moteurs à courant continu, ces moteurs présentent de nombreux avantages:

- Réponse dynamique élevée ;
- Efficacité élevée ;
- Caractéristique vitesse en fonction du couple plus favorable ;
- Fonctionnement sans parasites ;
- Des plages de vitesses beaucoup plus élevées ;
- Un rapport couple-masse plus élevé.

La Figure I. 17 montre un moteur à cage tournante à gauche et fixe à droite.



Figure I. 17 : moteur à cage tournante à gauche et fixe à droite.

II.4.2.2. Hélices

Les hélices sont une partie nécessaire des aéromoteurs. Utilisés pour générer une poussée aérodynamique. Étant donné que les quatre rotors sont contrôlés par la différence de vitesse du rotor, il est important de changer rapidement la vitesse du moteur. Par conséquent, ils sont généralement en plastique, mais parfois également en matériaux composites, par exemple, la figure I. 18 montre le propulseur horaire en fibre de carbone. Leur diamètre et leur pas sont exprimés

en pouces (par exemple: 9x4,5). Sur un drone quadrirotor, vous avez besoin de 2 hélices dans le sens horaire et 2 hélices dans le sens antihoraire [12].



Figure I. 18 : Hélice horaire en carbone.

III. TECHNIQUES DE COMMANDE DE QUADRIROTOR

Compte tenu du nombre d'effets physiques qui affectent sa dynamique, l'avion à quatre rotors est classé comme le système non linéaire volant le plus complexe, à savoir : les effets aérodynamiques, la gravité, les effets gyroscopiques, le frottement et les moments d'inertie.

III.1. Techniques de commande linéaire

Le contrôleur linéaire est appliqué au modèle linéaire de l'avion à quatre rotors et la méthode jacobienne est utilisée pour linéariser autour du point de fonctionnement. Parmi les approches de commandes linéaires employées, on peut citer : le régulateur classique PID, la commande par retour d'état LQ ou de sortie (retour d'état-observateur) LQG et la commande H_∞ [13].

III.1.1. Commande par PID

Le contrôleur PID est un contrôleur à usage général, qui a été largement utilisé dans les systèmes de contrôle industriels. Il utilise le signal d'erreur, sa

dérivée et son intégrale pour calculer l'effet de contrôle.

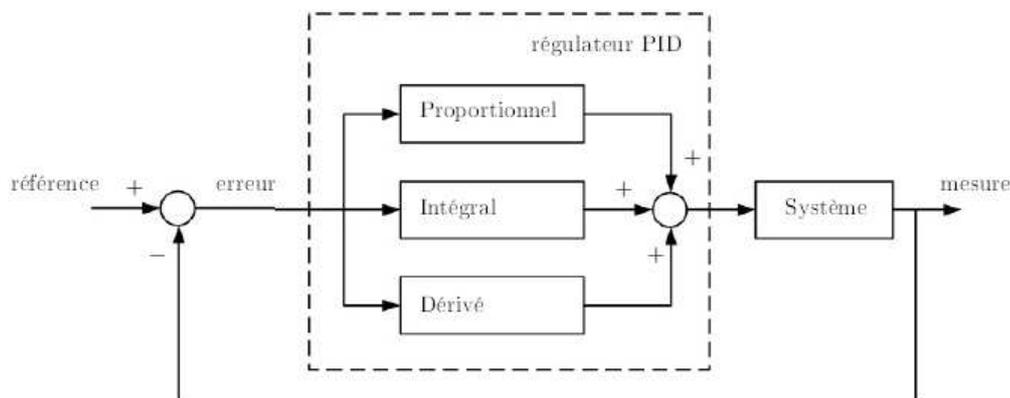


Figure I. 19 : Principe de la commande PID.

L'architecture de contrôle PID pour la situation spécifique des drones se compose de plusieurs régulateurs installés en série. Selon la référence de position, le premier PID génère la valeur de consigne de direction, de manière à obtenir un mouvement stable et horizontal.

Les actions de suivi de roulis, tangage et lacet de ces commandes sont gérées par le deuxième PID.

Enfin, le troisième PID est chargé de définir la poussée pour assurer le mouvement vertical.

III.1.2. Commande linéaire quadratique

Le contrôle linéaire quadratique (LQ), est une méthode complète qui peut déterminer le contrôle optimal d'un système qui minimise ou maximise les normes de performance. Cette norme de performance est quadratique dans l'état du système et dans son contrôle.

Par conséquent, la conception de cette commande est de sélectionner habilement la matrice de pondération impliquée dans le critère afin d'obtenir les performances souhaitées du système en boucle fermée. Une fois la matrice de pondération déterminée, le gain optimal peut être obtenu en résolvant l'équation algébrique de Riccati. L'avantage du contrôle linéaire quadratique est qu'il a par nature une très bonne robustesse [14].

Cependant, cette stabilité ne peut être assurée que si le modèle est bien

connu, l'état entier est disponible et le signal n'est pas bruyant. Néanmoins, cette méthode a été mise en œuvre avec succès sur plusieurs plates-formes expérimentales, telles que, des hélicoptères, des modèles réduits d'avion et des drones à rotors coaxiaux. La figure I. 20 montre le principe du contrôle linéaire quadratique gaussien.

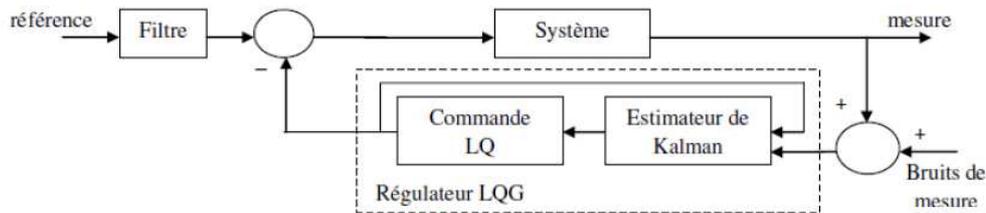


Figure I. 20 : Principe de la commande linéaire quadratique gaussienne.

III.1.3. Commande H^∞

L'approche de commande H^∞ est une méthode pour concevoir l'algorithme dit de contrôle optimal, qui peut théoriquement garantir un certain niveau de robustesse.

Le but de cette méthode est de minimiser la norme H^∞ du système dynamique. La raison en est que la norme caractérise l'amplification maximale que le système peut appliquer au signal d'entrée. Pour les systèmes SISO, cette amplification se traduira par la valeur maximale de son amplitude de réponse en fréquence. Il existe plusieurs techniques pour y parvenir, mais bien sûr la plus intégrale est la synthèse de la commande H^∞ par modélisation de la boucle ouverte. Cette approche permet de spécifier les performances souhaitées de la boucle fermée par la présence de filtres de pondération fréquentielle [15]. Par rapport à l'architecture de contrôle précédente, l'avantage de la commande H^∞ est que la technologie d'optimisation LMI (de l'anglais Linear Matrix Inequality) peut être utilisée pour achever la synthèse de ce correcteur. Cette méthode a été testée avec succès sur un grand nombre de plates-formes expérimentales telles que les modèles réduits d'avion et les drones à rotor coaxial.

III.1.4. Commande par placement de pôles

La méthode de commande de placement des pôles (commande modale)

est une méthode qui détermine la matrice de gain qui place la valeur caractéristique du système en boucle fermée à une position prédéterminée. Le but de cette méthode est d'obtenir un comportement dynamique approprié.

L'emplacement de la valeur propre est étroitement lié au comportement temporel et fréquentiel du système, spécialement en termes de stabilité et de performances. Par conséquent, pour que le contrôle garantie la stabilité du système en boucle fermée, la partie réelle de la valeur propre doit être strictement forcée à être négative. Cependant, la partie réelle ne peut pas être trop négative, sinon le système aura une bande passante plus élevée, ce qui conduira à l'amplification du bruit de mesure. Les valeurs propres du système en boucle fermée ne peuvent pas être trop éloignées des valeurs propres du système en boucle ouverte, sinon les exigences de commande seront élevées. Finalement, afin de rendre la commande physiquement réalisable les valeurs propres doivent être choisies réelles ou complexes conjuguées. De plus, la mesure doit accéder à l'ensemble du vecteur d'état. Cependant, cette méthode a été mise en œuvre avec succès sur plusieurs plates-formes expérimentales, telles que des hélicoptères, des quadrirotors et des drones à voilure fixe [12].

Concernant les systèmes unis variés, le choix des valeurs propres fixe uniquement le gain de la matrice de contrôle. En outre, parce que l'UAV est envisagé comme un système multi variable, la structure de cette matrice n'est pas seule dans son genre, et certaines solutions peuvent modifier les caractéristiques du contrôle, spécialement en termes de robustesse. Ensuite, une possibilité d'utiliser les outils de la théorie du contrôle linéaire quadratique pour déterminer la solution optimale [15].

III.2. Techniques de commande non-linéaire

III.2.1. Commande par backstepping

Cette méthode est un processus récursif basée sur la théorie de la stabilité de Lyapunov. Il est conçu pour concevoir une loi de contrôle pour maintenir le système non linéaire stable et assurer que l'erreur de poursuite converge asymptotiquement vers le zéro. Cette méthode est applicable à une catégorie de système appelée "strict feed-back ("rétroaction stricte").

Le procédé de commande par Backstepping commence par la dérivée d'une fonction de stockage à chaque itération, qui intègre les différences entre les

objectifs de contrôle et la sortie régulées du système. Lorsque vous définissez la dérivée d'une fonction de stockage ou semi-définissez un nombre négatif, vous pouvez vous assurer que l'écart tend vers zéro. Quand le vecteur de commande système apparaît, le processus se termine. L'avantage de l'approche Backstepping est qu'elle peut choisir avec souplesse une fonction stable sans simplement éliminer tous les termes non linéaires, de sorte qu'elle peut simplement sélectionner une fonction stable pour rendre négative une fonction de stockage définie ou semi-définie. [9]

III.2.2. Commande par mode glissant

Le contrôle en mode glissement appartient à la famille des contrôleurs à structure variable, c'est-à-dire que la commande bascule entre diverses lois de contrôle. L'avantage des contrôleurs en mode glissement est: haute précision, réponse dynamique rapide, stabilité, simplicité de conception et d'implémentation[16].

Le principe du contrôle du mode glissant est de forcer la trajectoire du système à atteindre une surface donnée appelée surface de glissement, puis à rester à cette position. Cependant, dans la pratique, le contrôle du mode glissant provoque des oscillations à haute fréquence, appelées bavardage (chattering). Ces commutations stimuleront une puissance indésirable qui pourrait endommager, déstabiliser, ou même détruire le système analysé [17].

III.2.3. Commande hiérarchique

Le contrôle hiérarchique est connu par le contrôle d'orientation et de pilotage dans l'industrie aéronautique. Consistant la séparation de la commande de position de la commande de rotation, et la synthèse d'une loi de commande distincte pour chaque commande. Effectivement, la première commande de guidage permet de déterminer l'orientation et la poussée verticale nécessaire à stabiliser la dynamique de position.

Cette orientation est ensuite considérée comme une instruction de suivre une deuxième loi de commande pour la stabilisation de la dynamique de rotation.

L'avantage de cette technique est qu'elle a une structure modulaire, vous pouvez donc tester différentes techniques de contrôle. Fait intéressant, cette stratégie de contrôle est très adaptée aux mini-drones, car ce type de drones doit

utiliser un nombre minimum de capteurs, et le contrôleur hiérarchique fournit cette option, ainsi vous pouvez ajouter des filtres ou des observateurs à estimer les perturbations qui affecte sur chaque sous-système de position ou d'orientation, puis traitez la stabilité en boucle fermée de chaque sous-système [13].

Cette commande est illustrée par un schéma structurel dans la Figure I. 21.

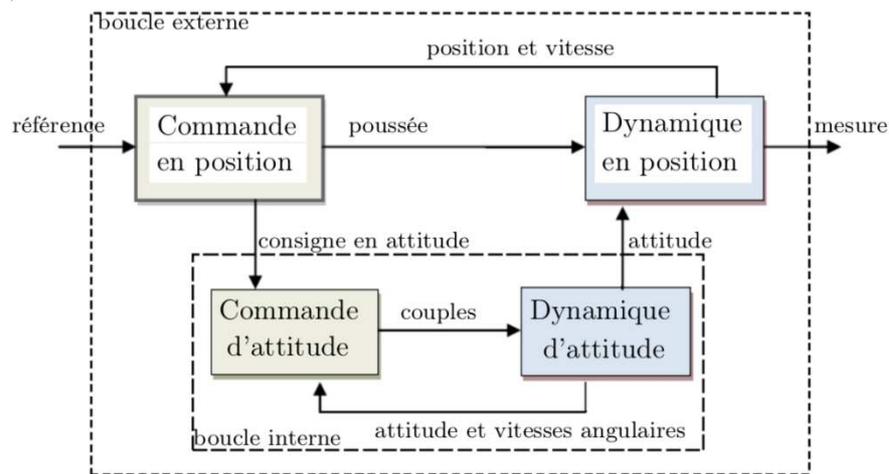


Figure I. 21 : Schéma structurel de la commande hiérarchique.[13]

CONCLUSION

Dans ce chapitre, nous avons présenté les drones d'une façon générale, l'historique ainsi que leurs classifications. Nous avons, par la suite, citer leurs différents composants standards permettant la réalisation leur pilotage autonome. Nous avons terminé ce chapitre par une description d'un certain nombre d'approches et stratégies de commande linéaires et non linéaires pouvant être appliquées sur le drone.

CHAPITRE II : MODELISATION DU DRONE QUDRIROTOR

INTRODUCTION

La modélisation recueille un ensemble de techniques qui peuvent représenter mathématiquement le système à étudier. Elle nécessite une compréhension précise des phénomènes intervenant dans le système et la capacité de les exprimer à travers des équations mathématiques [1].

Compte tenu du nombre de phénomènes physiques qui affectent sa dynamique, le quadrirotor est classé parmi les systèmes de vol les plus complexes. La conception d'un contrôleur de vol nécessite une compréhension profonde de ces phénomènes, les mouvements du système et sa dynamique. Cela permet de s'assurer que le comportement du modèle mathématique utilisé dans la conception du contrôleur soit le plus proche possible au comportement réel du drone.

I. DESCRIPTION GENERALE DU QUADRIROTOR

Le quadrirotor est un robot mobile aérien avec quatre rotors définis par 6 DDL dans l'espace [10], qui est classé comme un système sous-actionné car le nombre de sorties est supérieur au nombre d'entrées, et il a trois mouvements de rotation et trois mouvements de translation.

Il existe plusieurs types de configuration de quadrirotor tels que: la disposition "x" la disposition "+" dépend de la position des quatre rotors comme représenté sur la Figure II. 1. La conception « + » quatre rotors sont ajustés avec deux rotors opposés tournant dans la même orientation, cependant, les autres rotors tournent de manière inverse [15].

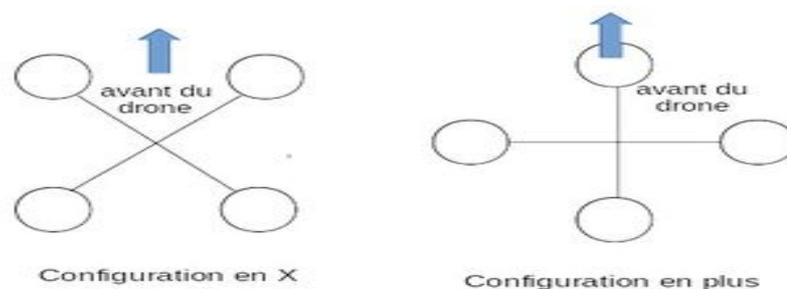


Figure II. 1: Configuration "x" et configuration "+" d'un quadrirotor

En ajustant précisément la vitesse de chaque rotor par rapport aux autres, le mouvement des quatre rotors peut être apparé. Il est possible de le faire monter/descendre, de l'incliner à gauche/droite (roulis), l'incliner vers l'avant/arrière (tangage) ou encore de le faire pivoter sur l'axe vertical (lacet).

II. LES MOUVEMENTS DU QUADRIROTOR

Les mouvements de base de quadrirotor sont effectués en variant la vitesse de chaque rotor et donc modifier la poussée produite. Le quadrirotor s'incline dans la direction du rotor le plus lent, puis considère la translation le long de cet axe. Par conséquent, comme pour un hélicoptère, les mouvements sont couplés, qui signifie que le quadrirotor ne peut pas effectuer de la translation sans roulis ou tangage, ce qui signifie qu'un changement de la vitesse du rotor provoquera un mouvement avec au moins trois degrés de liberté. Par exemple, l'augmentation de la vitesse du rotor gauche entraînera un mouvement de roulis (le quadrirotor s'incline vers la droite), un mouvement de lacet (l'équilibre entre les rotors qui tournent dans le sens des aiguilles d'une montre et les rotors qui tournent dans le sens inverse est perturbé ayant pour résultat un mouvement de rotation horizontal), et une translation (le mouvement de roulis incline l'armature et avec lui, l'orientation de la force de poussée). Ce couplage est la raison pour laquelle nous pouvons contrôler les six degrés de liberté du quadrirotor avec seulement quatre commandes [18].

II.1. Mouvement vertical

Ce mouvement est effectué le long de l'axe z , de sorte que les forces de portance générées par les quatre rotors doivent être égaux et leur amplitude est exactement opposée au poids du véhicule. En mouvement ascendant la poussée est toujours supérieure au poids du quadrirotor et elle est plus faible en descente. La figure II. 2 montre comment obtenir un mouvement vertical.

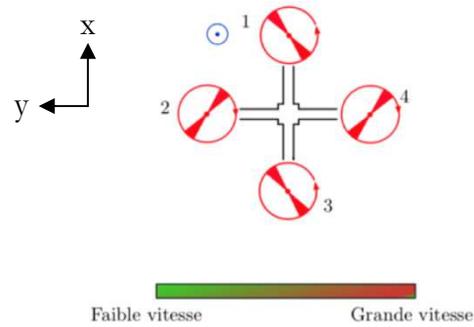


Figure II. 2 : Principe de mouvement vertical.

II.2. Mouvement de roulis

Ce mouvement se produit lorsqu'il y a une différence de vitesse des rotors 2 et 4, ce qui provoque une différence entre les forces (F_2 , F_4). Cette différence de force produit un couple autour de l'axe x. La figure II. 3 montre le principe du mouvement de roulement.

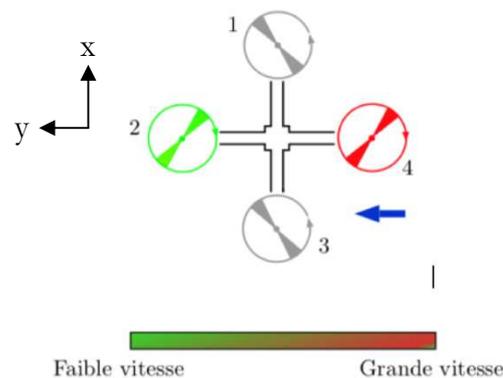


Figure II. 4 : Principe de mouvement de roulis.

II.3. Mouvement de tangage

La figure II. 4 montre comment obtenir le mouvement de tangage. Lorsqu'il y a une différence de vitesse des rotors 1 et 3, ce mouvement se produit, ce qui entraînera une différence entre les forces (F_1 , F_3). Cette différence de force produit un couple autour de l'axe y.

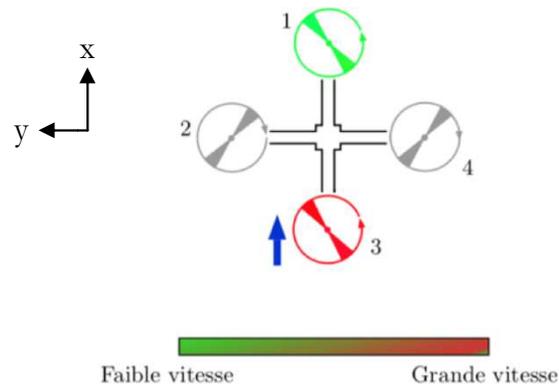


Figure II. 5 : Principe de mouvement de tangage.

II.4. Mouvement de lacet

Dans le cas d'un mouvement de lacet, l'objectif est d'appliquer un couple autour de l'axe z, qui est réalisé en appliquant une différence de vitesse entre les rotors $\{1,3\}$ et $\{2,4\}$. Ce mouvement n'est pas un résultat direct de la poussée générée par les propulseurs, mais un résultat direct des couples de réactifs générés par la rotation des rotors. La direction de la force de poussée ne dérive pas durant le mouvement, mais l'augmentation de la force de déportance dans une paire de rotors doit être égale à la diminution des autres paires pour garantir que toute la force de poussée reste la même [18]. La figure II.5 montre le principe de mouvement de lacet.

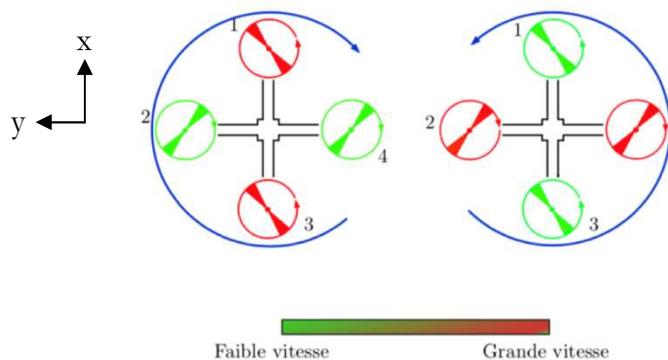


Figure II. 6 : Principe de mouvement de lacet

II.1. Mouvement de translation horizontales

La définition de ce mouvement est similaire à la translation verticale, mais cette fois dans le plan XY. Dans ce cas, nous voulons appliquer une force le long de x ou y. Cela se fait en inclinant l'objet (inclinaison ou roulis) et en augmentant toute la poussée générée pour maintenir l'importance du composant de z de la poussée égale au poids.

III. MODELISATION DYNAMIQUE DU QUADRIROTOR

III.1. Modèle Dynamique

La configuration de quadrirotor et les deux repères utilisés pour l'étude de mouvement de l'UAV sont illustrés par Figure II. 6.

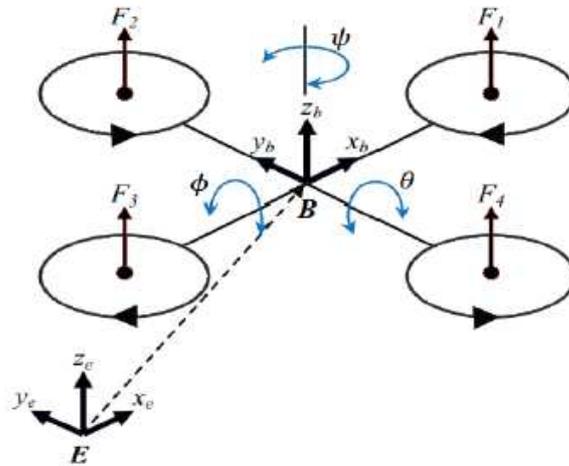


Figure II. 7 : Repérage du quadrirotor.

- E est un repère inertiel orthonormé lié à la terre, ayant un point de référence O appelé l'origine. E est associé la base $\{X_e, Y_e, Z_e\}$, $\{X_e\}$ pointe vers le Nord, $\{Y_e\}$ pointe vers l'Est et $\{Z_e\}$ pointe vers le centre de la terre.
- B est un repère mobile dont l'origine G est lié au centre de gravité du quadrirotor, défini par la base $\{X_b, Y_b, Z_b\}$ ou par convention $\{X_b\}$ est l'axe de roulis, $\{Y_b\}$ est l'axe de tangage et $\{Z_b\}$ l'axe de lacet du quadrirotor.

III.2. La matrice de rotation

La matrice de rotation R donne l'orientation du référentiel mobile B par rapport au référentiel inertiel E . Elle est également appelée matrice de passage ou encore matrice d'attitude. Par conséquent, la matrice de passage R du repère engin B au repère inertiel E est paramétrée par les angles d'Euler qui décrit les trois rotations d'angles ϕ autour de X (roulis), θ autour de Y (tangage) et ψ autour de Z (lacet) [9]:

La rotation d'angle ϕ autour de X :

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

La rotation d'angle θ autour de Y :

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

La rotation d'angle ψ autour de Z :

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

Avec:

$$R = R_z(\psi) \times R_y(\theta) \times R_x(\phi) \quad (\text{II.4})$$

On trouve :

$$R(\phi,\theta,\psi)=\begin{bmatrix} c\psi \cdot c\theta & c\psi \cdot s\theta \cdot s\phi - s\psi \cdot c\phi & c\psi \cdot s\theta \cdot c\phi + s\psi \cdot s\phi \\ s\psi \cdot c\theta & s\psi \cdot s\theta \cdot s\phi + c\psi \cdot c\phi & s\psi \cdot s\theta \cdot c\phi - c\psi \cdot s\phi \\ -s\theta & c\theta \cdot s\phi & c\theta \cdot c\phi \end{bmatrix} \quad (\text{I.5})$$

Où « s » est le sinus des angles et « c » le cosinus des angles.

III.3. Cinématique du quadrirotor

Pour tout point de la cellule exprimé dans le repère fixe de la terre, nous pouvons écrire[11]:

$$P_{x,y,z}(x, y, z) = R(\varphi, \theta, \psi) \cdot \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} \quad (\text{II.6})$$

Par conséquent :

$$\begin{cases} P_x(x, y, z) = (c\psi \cdot c\theta) \cdot x + (c\psi \cdot s\theta \cdot s\varphi - s\psi \cdot c\varphi) \cdot y + (c\psi \cdot s\theta \cdot c\varphi + s\psi \cdot c\varphi) \cdot z \\ P_y(x, y, z) = (s\psi \cdot c\theta) \cdot x + (s\psi \cdot s\theta \cdot s\varphi + c\psi \cdot c\varphi) \cdot y + (s\psi \cdot s\theta \cdot c\varphi - c\psi \cdot s\varphi) \cdot z \\ P_z(x, y, z) = (-s\theta) \cdot x + (c\theta \cdot s\varphi) \cdot y + (c\theta \cdot c\varphi) \cdot z \end{cases} \quad (\text{II.7})$$

Les vitesses correspondantes sont obtenues par la différenciation de (II.1), et la magnitude au carré de la vitesse pour tout point est donnée par [11]:

$$v^2 = v_x^2 + v_y^2 + v_z^2 \quad (\text{II.8})$$

III.4. Effets physiques agissants sur le quadrirotor

III.4.1. Les forces

III.4.1.1. Le poids du quadrirotor

$$P = m \cdot g \quad (\text{II.9})$$

Avec “m” est la masse et “g” la gravité.

III.4.1.2. Les forces de poussée

Ce sont des forces provoquées par la rotation des moteurs, ces forces sont proportionnelles au carré de la vitesse de rotation des moteurs.

$$F_i = \sum_{i=1}^4 b \cdot \omega_i^2 \quad (\text{II.10})$$

Avec $i = [1,2,3,4]$, et b est le coefficient de portance.

III.4.1.3. Les forces de traînée

La force de traînée est le couplage entre la pression et le frottement visqueux.

Elle agisse sur les pales, elle est proportionnelle à la densité de l'air, à la forme des pales et au carré de la vitesse de rotation de l'hélice.

$$F_T = d \cdot \omega^2 \quad (\text{II.11})$$

Avec : "d" est le coefficient de traînée du quadrirotor qui dépend de la fabrication de l'hélice, et ω la vitesse angulaire de rotor.

III.4.2. Les moments

III.4.2.1. Moments dus aux forces de poussée

- La rotation autour de l'axe x : ceci est dû au couple provoqué par la différence entre les forces de portance des rotors 2 et 4.

$$\tau_x = l \cdot (F_4 - F_2) = b \cdot l \cdot (\omega_4^2 - \omega_2^2) \quad (\text{II.12})$$

- La rotation autour de l'axe y : ceci est dû au couple provoqué par la différence entre les forces de portance des rotors 1 et 3.

$$\tau_y = l \cdot (F_3 - F_1) = b \cdot l \cdot (\omega_3^2 - \omega_1^2) \quad (\text{II.13})$$

Avec «l» est la longueur du bras entre le rotor et le centre de gravité du quadrirotor, et b est le coefficient de portance.

III.4.2.2. Moments dus aux forces de traînée :

- La rotation autour de l'axe z : ceci est dû à un couple réactif provoqué par les couples de traînée dans chaque hélice.

$$\tau_z = d \cdot (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \quad (\text{II.14})$$

III.4.3. Effet gyroscopique

Dans notre cas, il y a deux moments gyroscopiques, le premier est le moment gyroscopique de l'hélice, l'autre est le moment gyroscopique dû aux mouvements de quadrirotor.

III.4.3.1. Moment gyroscopique des hélices:

Le moment gyroscopique des hélices est décrit par la relation suivante :

$$\tau_{gh} = \sum_{i=1}^4 \Omega \wedge J_r [0 \quad 0 \quad (-1)^{i+1} \cdot \omega_i]^T \quad (\text{II.15})$$

Avec: Ω la vitesse angulaire exprimée dans le repère fixe et J_r est l'inertie des rotors.

D'après (II.15), nous obtenons:

$$\tau_x = J_r \cdot \bar{\Omega}_r \cdot \dot{\theta} \quad (\text{II.16})$$

$$\tau_x = -J_r \cdot \bar{\Omega}_r \cdot \dot{\phi} \quad (\text{II.17})$$

Avec: $\bar{\Omega}_r = w_1 - w_2 + w_3 - w_4$

En additionnant tous les moments provoqués par les différents effets, nous obtenons:

$$\begin{cases} \tau_x = b.l.(w_4^2 - w_2^2) + J_r \cdot \bar{\Omega}_r \cdot \dot{\theta} \\ \tau_y = b.l.(w_3^2 - w_1^2) - J_r \cdot \bar{\Omega}_r \cdot \dot{\phi} \\ \tau_y = d.(w_1^2 - w_2^2 + w_3^2 - w_4^2) \end{cases} \quad (\text{II.18})$$

IV. DEVELOPPEMENT DU MODELE DYNAMIQUE DU QUADRIROTOR SELON EULER-LAGRANGE

Nous choisissons de développer le modèle dynamique du quadrirotor avec la méthode d'Euler-Lagrange[20]:

$$\begin{cases} (F_\eta, \Gamma_j) = \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial L}{\partial q_i} \\ L = T - V \end{cases} \quad (\text{II.19})$$

Avec :

q_i : Coordonnées généralisées.

Γ_j : Représente les moments angulaires du quadrirotor.

T :Énergie cinétique du système.

V :Énergie potentielle du système.

F_η : Force de translation appliquée au quadrirotor. Elle est exprimée sous la forme suivante:

$$F_\eta = R \cdot \hat{F} \quad (\text{II.20})$$

\hat{F} :est un vecteur force donné par $\hat{F} = (0 \ 0 \ T_d)^T$, ou T_d est la force de poussée désirée du quadrirotor.

Avec R : La matrice de rotation totale.

IV.1. Équations de mouvements de rotation du quadrirotor

IV.1.1. Expression de l'énergie cinétique :

L'expression de l'énergie cinétique de rotation du quadrirotor est donnée par la formule suivante [20] :

$$T = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v^2 \quad (\text{II.21})$$

En supposant que la matrice inertielle est diagonale, nous pouvons extraire l'expression de l'énergie cinétique.

$$T = \frac{1}{2} \cdot I_{xx} \cdot (\dot{\varphi} - \dot{\psi} \cdot s\theta)^2 + \frac{1}{2} \cdot I_{yy} \cdot (\dot{\theta} \cdot c\varphi - \dot{\psi} \cdot s\varphi \cdot c\theta)^2 + \frac{1}{2} \cdot I_{zz} \cdot (\dot{\theta} \cdot s\varphi - \dot{\psi} \cdot c\varphi \cdot c\theta)^2 \quad (\text{II.22})$$

Avec I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} : les moments d'inertie.

IV.1.2. Expression de l'énergie potentielle :

En utilisant la formule de l'énergie potentielle, nous pouvons exprimer (II.22) dans le repère fixe lié à la terre comme suit [20]:

$$V = \int x d. m. (-g \times s\theta) \cdot dx + \int y d. m. (g \times s\varphi c\theta) \cdot dy + \int z d. m. (g \times c\varphi s\theta) \cdot dz \quad (\text{II.23})$$

Les équations des mouvements sont ainsi exprimées sous la forme suivante [5] :

$$\Gamma_\varphi = \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\varphi}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \varphi} = \tau_x \quad (\text{II.24})$$

$$\Gamma_\theta = \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\theta}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \theta} = \tau_y \quad (\text{II.25})$$

$$\Gamma_\psi = \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\psi}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \psi} = \tau_z \quad (\text{II.26})$$

Avec :

Γ_φ : Équation représentant le mouvement de roulis.

Γ_θ : Équation représentant le mouvement de tangage.

Γ_ψ : Équation représentant le mouvement de Lacet.

IV.1.3. Les équations du mouvement :

À partir des expressions (II.19), (II.22), et (II.23), nous obtenons les équations des mouvements de rotation suivantes[19]:

$$\begin{cases} I_{xx} \ddot{\varphi} = \dot{\theta} \cdot \dot{\psi} \cdot (I_{yy} - I_{zz}) \\ I_{yy} \ddot{\theta} = \dot{\varphi} \cdot \dot{\psi} \cdot (I_{zz} - I_{xx}) \\ I_{zz} \ddot{\psi} = \dot{\varphi} \cdot \dot{\theta} \cdot (I_{xx} - I_{yy}) \end{cases} \quad (\text{II.27})$$

Donc les équations des mouvements de rotation deviennent:

$$\begin{cases} \ddot{\varphi} = \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \cdot \dot{\theta} \cdot \dot{\psi} - \frac{J_r}{I_{xx}} \cdot \bar{\Omega}_r \cdot \dot{\theta} + \frac{b \cdot l \cdot (w_4^2 - w_2^2)}{I_{xx}} \\ \ddot{\theta} = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \cdot \dot{\varphi} \cdot \dot{\psi} + \frac{J_r}{I_{yy}} \cdot \bar{\Omega}_r \cdot \dot{\varphi} + \frac{b \cdot l \cdot (w_3^2 - w_1^2)}{I_{yy}} \\ \ddot{\psi} = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \cdot \dot{\varphi} \cdot \dot{\theta} + \frac{d \cdot (w_1^2 - w_2^2 + w_3^2 - w_4^2)}{I_{zz}} \end{cases} \quad (\text{II.28})$$

Où:

$$\begin{cases} \ddot{\varphi} = \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \cdot \dot{\theta} \cdot \dot{\psi} - \frac{J_r}{I_{xx}} \cdot \bar{\Omega}_r \cdot \dot{\theta} + \frac{l}{I_{xx}} \cdot U_2 \\ \ddot{\theta} = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \cdot \dot{\varphi} \cdot \dot{\psi} + \frac{J_r}{I_{yy}} \cdot \bar{\Omega}_r \cdot \dot{\varphi} + \frac{l}{I_{yy}} \cdot U_3 \\ \ddot{\psi} = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \cdot \dot{\varphi} \cdot \dot{\theta} + \frac{l}{I_{zz}} \cdot U_4 \end{cases} \quad (\text{II.29})$$

IV.2. Équations de mouvements de translation du quadrirotor [20]

IV.2.1. Expression de l'énergie cinétique :

L'expression de l'énergie cinétique de translation du quadrirotor est donnée par la forme suivante:

$$T = \frac{1}{2} \cdot m \cdot \dot{\eta} \cdot \dot{\eta}^T \quad (\text{II.30})$$

Avec $\eta = (x, y, z)$: Vecteur de position de translation du quadrirotor.

IV.2.2. Expression de l'énergie potentielle :

L'expression de l'énergie potentielle de translation du quadrirotor est donnée par la forme suivante:

$$V = -mgz \quad (\text{II.31})$$

D'après (II.30), (II.31), et (II.19), on obtient les équations de mouvement de translation du quadrirotor:

$$m\dot{\eta} = T_d \begin{pmatrix} c\varphi \cdot c\psi \cdot s\theta + s\varphi \cdot s\psi \\ c\varphi \cdot s\psi \cdot s\theta + s\varphi \cdot c\psi \\ c\varphi \cdot c\theta \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{pmatrix} \quad (\text{II.32})$$

Avec : $T_d = F_1 + F_2 + F_3 + F_4$

IV.2.3. Les équations du mouvement :

Les équations de mouvements de translation :

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{c\varphi \cdot c\psi \cdot s\theta + s\varphi \cdot s\psi}{m} \cdot b \cdot (w_1^2 + w_2^2 + w_3^2 + w_4^2) \\ \ddot{y} = \frac{c\varphi \cdot s\psi \cdot s\theta + s\varphi \cdot c\psi}{m} \cdot b \cdot (w_1^2 + w_2^2 + w_3^2 + w_4^2) \\ \ddot{z} = \frac{c\varphi \cdot c\theta}{m} \cdot b \cdot (w_1^2 + w_2^2 + w_3^2 + w_4^2) - g \end{cases} \quad (\text{II.33})$$

ou:

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{c\varphi \cdot c\psi \cdot s\theta + s\varphi \cdot s\psi}{m} U_1 \\ \ddot{y} = \frac{c\varphi \cdot s\psi \cdot s\theta + s\varphi \cdot c\psi}{m} U_1 \\ \ddot{z} = \frac{c\varphi \cdot c\theta}{m} U_1 - g \end{cases} \quad (\text{II.34})$$

Le modèle dynamique se réécrit alors :

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{x} = \frac{c\varphi.c\psi.s\theta+s\varphi.s\psi}{m} U_1 \\ \ddot{y} = \frac{c\varphi.s\psi.s\theta+s\varphi.c\psi}{m} U_1 \\ \ddot{z} = \frac{c\varphi.c\theta}{m} U_1 - g \\ \ddot{\phi} = \frac{I_{yy}-I_{zz}}{I_{xx}} . \dot{\theta} . \dot{\psi} - \frac{J_r}{I_{xx}} . \bar{\Omega}_r . \dot{\theta} + \frac{l}{I_{xx}} . U_2 \\ \ddot{\theta} = \frac{I_{zz}-I_{xx}}{I_{yy}} . \dot{\phi} . \dot{\psi} + \frac{J_r}{I_{yy}} . \bar{\Omega}_r . \dot{\phi} + \frac{l}{I_{yy}} . U_3 \\ \ddot{\psi} = \frac{I_{xx}-I_{yy}}{I_{zz}} . \dot{\phi} . \dot{\theta} + \frac{l}{I_{zz}} . U_4 \end{array} \right. \quad (\text{II.35})$$

IV.3. La vitesse de rotation des moteurs du quadrirotor

Le quadrirotor est contrôlé par les vitesses de rotation des moteurs. Le vecteur des entrées de commande est exprimé alors en fonction des vitesses de rotation comme suit[21]:

$$\begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b & b & b & b \\ 0 & b & 0 & -b \\ b & 0 & -b & 0 \\ -d & d & -d & d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_1^2 \\ w_2^2 \\ w_3^2 \\ w_4^2 \end{bmatrix} \quad (\text{II.36})$$

CONCLUSION

Dans ce chapitre, nous avons présenté une description générale de la dynamique du quadrirotor. Nous avons décrit les mouvements de translation et de rotation ainsi que les équations cinématique et dynamique et les effets physiques qui interviennent dans la dynamique de translation et rotation du véhicule, afin de développer un modèle mathématique permettant de décrire avec une précision satisfaisante le comportement du système.

La synthèse de ce modèle donne une meilleure compréhension de l'ensemble des capacités du système et ses limites, ce qui facilite la mise en place de notre contrôleur de vol dans le chapitre suivant.

CHAPITRE III : COMMANDE PAR BACKSTEPPING DU QUADROTOR

INTRODUCTION

En raison de la complexité des nouveaux systèmes industriels, les correcteurs classiques donnent généralement une efficacité moindre. Pour surmonter ce problème, la tendance des recherches actuelle est d'aller vers des techniques de commande plus évoluées comme les commandes non linéaires robustes qui donnent des résultats plus satisfaisants dans divers domaines, bien que le système présente des caractéristiques non linéaires, parmi ces techniques, nous rappelons la commande par backstepping, depuis un certain temps, était le centre de l'attention de plusieurs chercheurs, seule ou en hybridation avec d'autres techniques de commande [18], [25-26], [28-29]. La commande par backstepping, est une technique de commande non linéaire qui est également considérée parmi les approches robustes. Dans le présent chapitre, on présente les fondements et les aspects théoriques de la commande par backstepping qui garantit la stabilité globale du système. Puis, on valide l'approche présentée sur le modèle du quadrirotor.

I. TECHNIQUE DE COMMANDE PAR BACKSTEPPING

La technique de commande par backstepping a été utilisée pour résoudre les problèmes de stabilisation et de suivi de trajectoire des hélicoptères quadrirotors [22]. Comme de nombreuses techniques de commande non linéaire, la commande backstpping est également basé sur la théorie de la stabilité de Lyapunov. La théorie est basée sur la sélection d'une fonction de Lyapunov définie positive, dont la dérivée est définie négative par la loi de commande. Le but de cette technique est de calculer la commande pour assurer la stabilité globale du système en plusieurs étapes.

I.1. Algorithme de base

Le système non linéaire à entrée unique peut être exprimé sous la forme suivante:

$$\begin{cases} \dot{x}_i = x_{i+1} \\ \dot{x}_{i+1} = f_i(x) + g_i(x)u_i \end{cases}$$

La commande de backstepping est conçue séquentiellement selon les étapes suivantes [27].

I.1.1. Etape 1 :

La première variable d'erreur est définie comme:

$$e_1 = x_d - x \tag{III.1}$$

En différenciant l'équation (III.1), on obtient :

$$\dot{e}_1 = \dot{x}_d - \dot{x} \quad (\text{III.2})$$

La première fonction de Lyapunov est sélectionnée comme:

$$V_1(e_1) = \frac{1}{2} e_1^2 \quad (\text{III.3})$$

La dérivée de V_1 est:

$$\dot{V}_1(e_1) = e_1 \dot{e}_1 = e_1(\dot{x}_d - \dot{x}) \quad (\text{III.4})$$

\dot{x} peut être considéré comme une commande virtuelle. La valeur attendue de la commande virtuelle (appelée fonction de stabilité) peut être définie comme suit:

$$\alpha = \dot{x}_d + k_1 e_1 \quad (\text{III.5})$$

où k_1 est une constante positive.

En remplaçant la commande virtuelle par sa valeur souhaitée, l'équation (III.4) devient alors:

$$\dot{V}_1(e_1) = -k_1 e_1^2 \leq 0 \quad (\text{III.6})$$

I.1.2. Etape 2 :

L'écart de la commande virtuelle par rapport à sa valeur définie peut être défini comme suit:

$$e_2 = \dot{x} - \alpha = \dot{x} - \dot{x}_d - k_1 e_1 \quad (\text{III.7})$$

La dérivée de e_2 est exprimée comme suit :

$$\dot{e}_2 = \ddot{x} - \dot{\alpha} = f(x) + g(x)u - k_1 \dot{e}_1 - \ddot{x}_d \quad (\text{III.8})$$

La deuxième fonction Lyapunov est choisie comme suit :

$$V_2(e_1, e_2) = \frac{1}{2} e_1^2 + \frac{1}{2} e_2^2 \quad (\text{III.9})$$

Une dérivée de (III.9), donne:

$$\begin{aligned} \dot{V}_2(e_1, e_2) &= e_1 \dot{e}_1 + e_2 \dot{e}_2 = e_1(\dot{x}_d - \dot{x}) + e_2(\ddot{x} - \dot{\alpha}) \\ &= e_1(-e_2 - k_1 e_1) + e_2(-k_1 \dot{e}_1 - \ddot{x}_d + f(x) + g(x)u) \\ &= -k_1 e_1^2 + e_2(-e_1 - k_1 \dot{e}_1 - \ddot{x}_d + f(x) + g(x)u) \end{aligned} \quad (\text{III.10})$$

I.1.1. Etape 3 :

Pour satisfaire $\dot{V}_2(e_1, e_2) \leq 0$, l'entrée de commande u est sélectionné comme suit:

$$u = \frac{1}{g(x)} (e_1 + k_1 \dot{e}_1 + \ddot{x}_d - f(x) - k_2 e_2) \quad (\text{III.11})$$

Où k_2 est une constante positive. Et le terme $k_2 e_2$ est ajouté pour stabiliser l'erreur de suivie e_1 .

En remplaçant (III.11) dans (III.10), l'équation suivante peut être obtenue:

$$\dot{V}_2(e_1, e_2) = -k_1 e_1^2 - k_2 e_2^2 = -E^T K E \leq 0 \quad (\text{III.12})$$

Où $E = [e_1 e_2]^T$ et $K = \text{diag}(k_1, k_2)$.

Donc $\dot{V}_2(e_1, e_2) \leq 0$, $\dot{V}_2(e_1, e_2)$ est semi-définie négative.

Par conséquent, la loi de commande de (III.11) stabilisera asymptotiquement le système.

I.2. Commande par backstepping du quadrirotor

On choisit le vecteur x d'état du système non linéaire quadrirotor suivant :

$$x = [X \dot{X} Y \dot{Y} Z \dot{Z} \phi \dot{\phi} \theta \dot{\theta} \psi \dot{\psi}]^T = [x_1 x_2 x_3 x_4 x_5 x_6 x_7 x_8 x_9 x_{10} x_{11} x_{12}]^T$$

Le vecteur de commande U est :

$$U = [u_1 u_2 u_3 u_4]^T$$

Généralement, le modèle dynamique du système non linéaire du quadrirotor peut être décomposée en six sous-systèmes non linéaires [22]:

- Sous-système de la position X :

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = f_1(x) + g_1(x)u_1 \end{cases} \quad (\text{III.13})$$

Où :

$$f_1(x) = 0$$

$$g_1(x) = \frac{c\varphi c\psi s\theta + s\varphi s\psi}{m}$$

- **Sous-système de la position Y :**

$$\begin{cases} \dot{x}_3 = x_4 \\ \dot{x}_4 = f_2(x) + g_2(x)u_1 \end{cases} \quad (\text{III.14})$$

Où :

$$\begin{aligned} f_2(x) &= 0 \\ g_2(x) &= \frac{c\varphi s\psi s\theta - s\varphi c\psi}{m} \end{aligned}$$

- **Sous-système d'altitude Z :**

$$\begin{cases} \dot{x}_5 = x_6 \\ \dot{x}_6 = f_3(x) + g_3(x)u_1 \end{cases} \quad (\text{III.15})$$

Où :

$$\begin{aligned} f_3(x) &= -g \\ g_3(x) &= \frac{c\varphi c\theta}{m} \end{aligned}$$

- **Sous-système de roulis :**

$$\begin{cases} \dot{x}_7 = x_8 \\ \dot{x}_8 = f_4(x) + g_4(x)u_2 \end{cases} \quad (\text{III.16})$$

Où :

$$\begin{aligned} f_4(x) &= \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \dot{\theta} \psi - \frac{J_r}{I_{xx}} \bar{\Omega}_r \dot{\theta} \\ g_4(x) &= \frac{l}{I_{xx}} \end{aligned}$$

- **Sous-système de tangage :**

$$\begin{cases} \dot{x}_9 = x_{10} \\ \dot{x}_{10} = f_5(x) + g_5(x)u_3 \end{cases} \quad (\text{III.17})$$

Où :

$$f_5(x) = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \dot{\phi} \dot{\psi} + \frac{J_r}{I_{yy}} \bar{\Omega}_r \dot{\phi}$$

$$g_5(x) = \frac{l}{I_{yy}}$$

- **Sous-système de lacet :**

$$\begin{cases} \dot{x}_{11} = x_{12} \\ \dot{x}_{12} = f_6(x) + g_6(x)u_4 \end{cases} \quad (\text{III.18})$$

Où :

$$f_4(x) = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \dot{\phi} \dot{\theta}$$

$$g_4(x) = \frac{l}{I_{zz}}$$

I.2.1. Commande de l'altitude

I.2.1.1. Etape 1 :

Nous allons commencer à établir la loi de commande de l'approche en définissant l'erreur d'altitude et la fonction de Lyapunov comme suit :

$$\begin{cases} e_5 = z_d - z \\ V_5 = \frac{1}{2} e_5^2 \end{cases} \quad (\text{III.19})$$

La dérivée de l'erreur V_5 s'écrit comme suit:

$$\dot{V}_5(e_5) = e_5 \dot{e}_5 = e_5(\dot{z}_d - \dot{z}) \quad (\text{III.20})$$

La fonction de stabilisation :

$$\alpha = \dot{z}_d + k_5 e_5 \quad (\text{III.21})$$

k_1 est une constante positive.

Eq. (3.20) devient alors:

$$\dot{V}_5(e_5) = -k_5 e_5^2 \leq 0 \quad (\text{III.22})$$

I.2.1.2. Etape 2 :

La déviation de la commande virtuelle :

$$e_6 = \dot{z} - \alpha = \dot{z} - \dot{z}_d - k_5 e_5 \quad (\text{III.23})$$

La dérivée de e_6 s'écrit :

$$\begin{aligned} \dot{e}_6 &= \ddot{z} - \dot{\alpha} \\ &= f(x) + g(x)u - k_5 \dot{e}_5 - \ddot{z}_d \end{aligned} \quad (\text{III.24})$$

La deuxième fonction Lyapunov est choisie comme :

$$V_6(e_5, e_6) = \frac{1}{2} e_5^2 + \frac{1}{2} e_6^2 \quad (\text{III.25})$$

La dérivée de (III.25) s'écrit :

$$\begin{aligned} \dot{V}_6(e_5, e_6) &= e_5 \dot{e}_5 + e_6 \dot{e}_6 = e_5 (\dot{z}_d - \dot{z}) + e_6 (\dot{\alpha} - \ddot{z}) \\ &= e_5 (-e_6 - k_5 e_5) + e_6 (-k_5 \dot{e}_5 - \ddot{z}_d + f_3(x) + g_3(x)u_1) \\ &= -k_5 e_5^2 + e_6 (-e_5 - k_5 \dot{e}_5 - \ddot{z}_d + f_3(x) + g_3(x)u_1) \end{aligned}$$

Alors la loi de commande u_1 est déduite en vérifiant(III.26):

$$\dot{V}_6(e_5, e_6) = -k_5 e_5^2 - k_6 e_6^2 \leq 0 \quad (\text{III.26})$$

$$u_1 = \frac{m}{c\varphi c\theta} (e_5 + k_5 \dot{e}_5 + \ddot{z}_d + g - k_6 e_6) \quad (\text{III.27})$$

I.2.2. Commande de l'attitude

Dans cette section, les lois de commande de l'attitude du quadrirotor est dérivée selon la méthode de backstepping comme suit:

$$\begin{cases} u_2 = \frac{I_{xx}}{l} (e_7 + k_7 \dot{e}_7 + \ddot{\varphi}_d - \frac{(I_{yy} - I_{zz})}{I_{xx}} \dot{\theta} \dot{\psi} - \frac{J_r}{I_{xx}} \bar{\Omega}_r \dot{\theta} - k_8 e_8) \\ u_3 = \frac{l}{I_{yy}} (e_9 + k_9 \dot{e}_9 + \ddot{\theta}_d - \frac{(I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}} \dot{\varphi} \dot{\psi} - \frac{J_r}{I_{yy}} \bar{\Omega}_r \dot{\varphi} - k_{10} e_{10}) \\ u_4 = \frac{l}{I_{zz}} (e_{11} + k_{11} \dot{e}_{11} + \ddot{\psi}_d - \frac{(I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}} \dot{\varphi} \dot{\theta} - k_{12} e_{12}) \end{cases} \quad (\text{III.28})$$

I.2.3. Commande de position

Le mouvement cartésien d'un quadrirotor en coordonnées x-y est basé sur les angles θ et φ par rapport aux axes x et y, respectivement. Par conséquent, les angles θ et φ sont considérés comme les sorties des lois de commande x et y. Dans ce chapitre, les angles d'Euler exacts, sans considérer l'hypothèse des petits angles, sont considérés pour obtenir les lois de commande de position sur les axes x et y [25].

Les mêmes étapes sont reprises afin d'extraire u_x et u_y :

$$\begin{cases} u_x = \frac{m}{u_1} (e_1 + k_1 \dot{e}_1 + \ddot{x}_d - k_2 e_2) \\ u_y = \frac{m}{u_1} (e_3 + k_3 \dot{e}_3 + \ddot{y}_d - k_4 e_4) \end{cases} \quad (\text{III.29})$$

Avec:

$$\begin{cases} u_x = c\varphi \cdot c\psi \cdot s\theta + s\varphi \cdot s\psi \\ u_y = c\varphi \cdot s\psi \cdot s\theta - s\varphi \cdot c\psi \end{cases} \quad (\text{III.30})$$

Les lois de commande complètes du quadrirotor sont:

$$\left\{ \begin{array}{l} u_x = \frac{m}{u_1} (e_1 + k_1 \dot{e}_1 + \ddot{x}_d - k_2 e_2) \\ u_y = \frac{m}{u_1} (e_3 + k_3 \dot{e}_3 + \ddot{y}_d - k_4 e_4) \\ u_1 = \frac{m}{c\varphi c\theta} (e_5 + k_5 \dot{e}_5 + \ddot{z}_d + g - k_6 e_6) \\ u_2 = \frac{I_{xx}}{l} (e_7 + k_7 \dot{e}_7 + \ddot{\varphi}_d - \frac{(I_{yy} - I_{zz})}{I_{xx}} \dot{\theta} \dot{\psi} - \frac{J_r}{I_{xx}} \bar{\Omega}_r \dot{\theta} - k_8 e_8) \\ u_3 = \frac{l}{I_{yy}} (e_9 + k_9 \dot{e}_9 + \ddot{\theta}_d - \frac{(I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}} \dot{\varphi} \dot{\psi} - \frac{J_r}{I_{yy}} \bar{\Omega}_r \dot{\varphi} - k_{10} e_{10}) \\ u_4 = \frac{l}{I_{zz}} (e_{11} + k_{11} \dot{e}_{11} + \ddot{\psi}_d - \frac{(I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}} \dot{\varphi} \dot{\theta} - k_{12} e_{12}) \end{array} \right. \quad (\text{III.31})$$

I.3. Calculateur des angles Désirées

Le sous-système de position (x et y) représente la partie sous-actionnée de la dynamique du quadrirotor. Le quadrirotor doit changer son angle de roulis et son angle de tangage pour se déplacer dans les directions x et y. Le système peut être inversé intuitivement en ajoutant un contrôleur pour ajuster automatiquement l'angle de roulis et la dynamique de tangage afin de

conduire le quadrirotor pour atteindre les positions x et y souhaitées [33]. Un contrôleur backstepping est utilisé pour ce sous-système de contrôle de boucle interne. Contrôleur de position est basé sur le sous-système de position:

$$\begin{aligned}\ddot{x} &= \frac{c\varphi \cdot c\psi \cdot s\theta + s\varphi \cdot s\psi}{m} U_1 \\ \ddot{y} &= \frac{c\varphi \cdot s\psi \cdot s\theta - s\varphi \cdot c\psi}{m} U_1\end{aligned}\tag{III.32}$$

En utilisant l'approximation des petits angles $\sin(\varepsilon) = \varepsilon$, $\cos(\varepsilon) = 1$ où ε est un angle inférieur à 10deg ($|\varepsilon| < 10 \text{ deg}$), le sous-système de position est simplifié [33] :

$$\begin{aligned}\ddot{x} &= \frac{(\theta_d \cdot c\psi + \varphi_d \cdot s\psi)}{m} U_1 \\ \ddot{y} &= \frac{(\theta_d \cdot s\psi - \varphi_d \cdot c\psi)}{m} U_1\end{aligned}\tag{III.33}$$

D'après (III.30) on a :

$$\begin{cases} u_x = \theta_d \cdot c\psi + \varphi_d \cdot s\psi \\ u_y = \theta_d \cdot s\psi - \varphi_d \cdot c\psi \end{cases}\tag{III.34}$$

Donc :

$$\begin{cases} \varphi_d = u_x \cdot s\psi - u_y \cdot c\psi \\ \theta_d = u_x \cdot c\psi + u_y \cdot s\psi \end{cases}\tag{III.35}$$

Ainsi, les φ_d et θ_d obtenus sont utilisés comme points de consigne souhaités des sous-systèmes de roulis et de tangage dans les contrôleurs de backstepping obtenus.

La Figure III.1 représente la structure globale de l'architecture de commande par Backstepping. On peut remarquer que les deux contrôleurs de position et de rotation, qui sont basés sur le même principe, calculent les commandes proposées à partir des équations établies dans (III. 31). Le sous-système dénommé calculateur des angles désirés permet de calculer les angles φ et θ en fonction des autres variables afin de commander le système en x , y , z et ψ

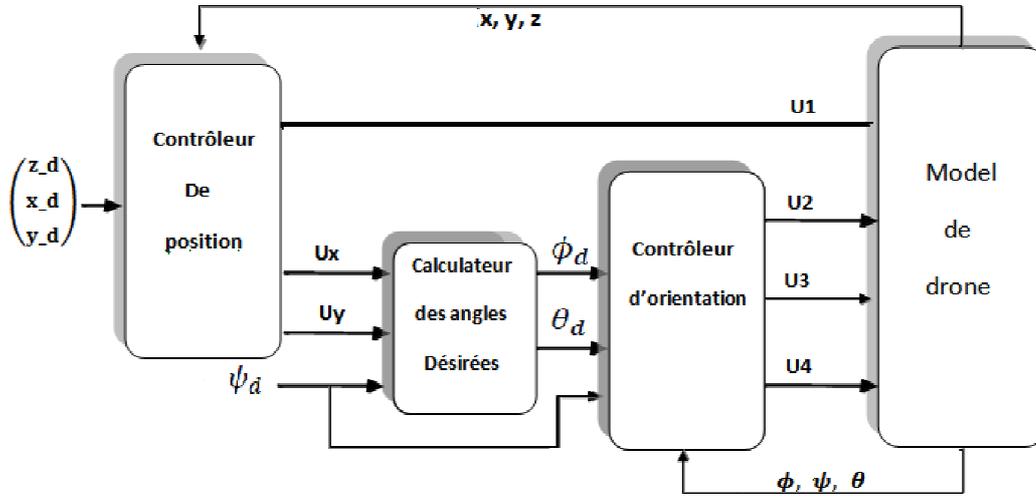


Figure III. 1: Illustration de la structure de commande du quadrirotor.

II. RESULTAT DE SIMULATION

Le quadrirotor est soumis à quatre commandes u_1, u_2, u_3, u_4 qui le ramène à une référence (x_d, y_d, z_d, ψ_d) . Par exemple, nous avons pris $(x_d, y_d, z_d, \psi_d) = (5, 5, 5, 0)$ avec les conditions initiales $(x_0, y_0, z_0, \psi_0) = (0, 0, 0, 0)$.

Ces résultats ont été obtenus en utilisant les paramètres du Tableau III.1:

Paramètres	Valeur
I_{xx}	$7.5e-3 \text{ kg m}^2$
I_{yy}	$7.5e-3 \text{ kg m}^2$
I_{zz}	$1.3e-2 \text{ kg m}^2$
J_r	$6e-5 \text{ kg m}^2$
g	9.81 m/s^2
l	0.23 m
m	0.65 KG
W_r	1

Tableau III. 1: Les paramètres du quadrirotor.[32]

Nous traçons les courbes des différentes coordonnées linéaires et angulaires ainsi que leurs références, et d'après les résultats de simulation nous remarquons que le contrôleur

développé assure bien le suivi de la position X, Y et Z. Même constat pour l'angle de lacet PSI, et on peut remarquer que les angles de rotation PHI et THETA sont stabilisés autour de zéro avec des oscillations de faible amplitude.

Les courbes décrivant la réponse de suivi des positions X, Y et Z sont représentées sur la Figure III.2.

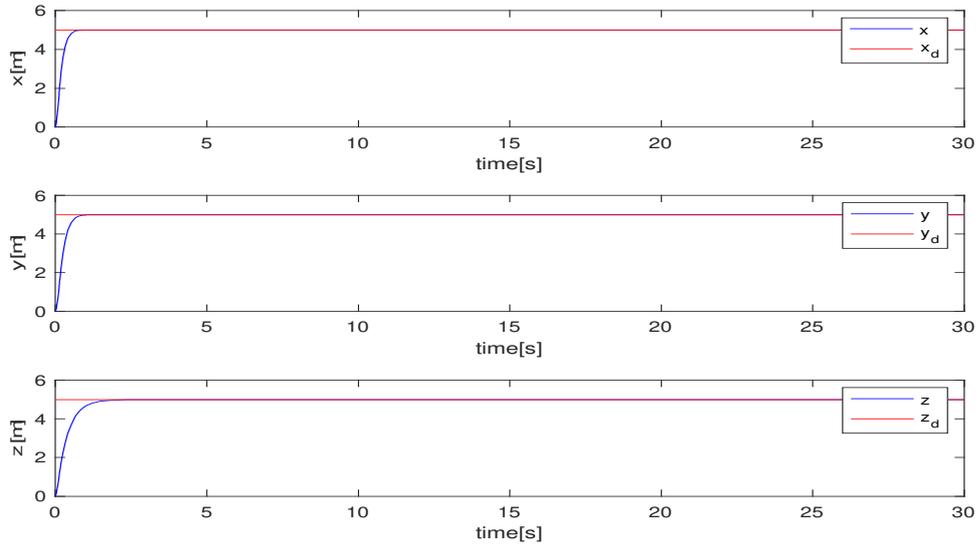


Figure III. 2 : Les réponses des sous-systèmes de position.

Les courbes décrivant la réponse de suivi d'attitude sont représentées sur la Figure III.3.

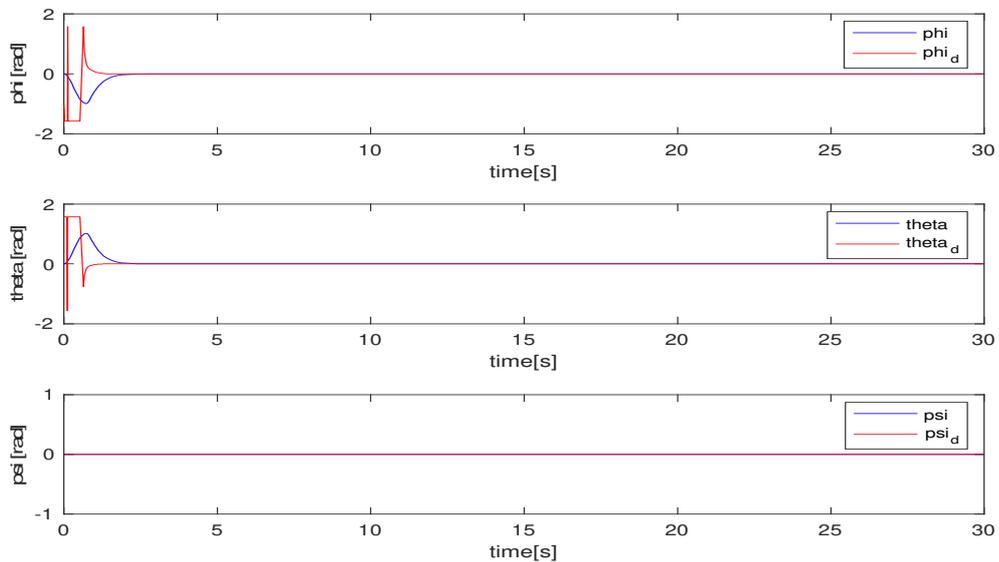


Figure III. 3 : Les réponses des sous-systèmes d'attitude.

La Figure III.4 ci-dessous représente les signaux de commande appliqués sur le quadrirotor:

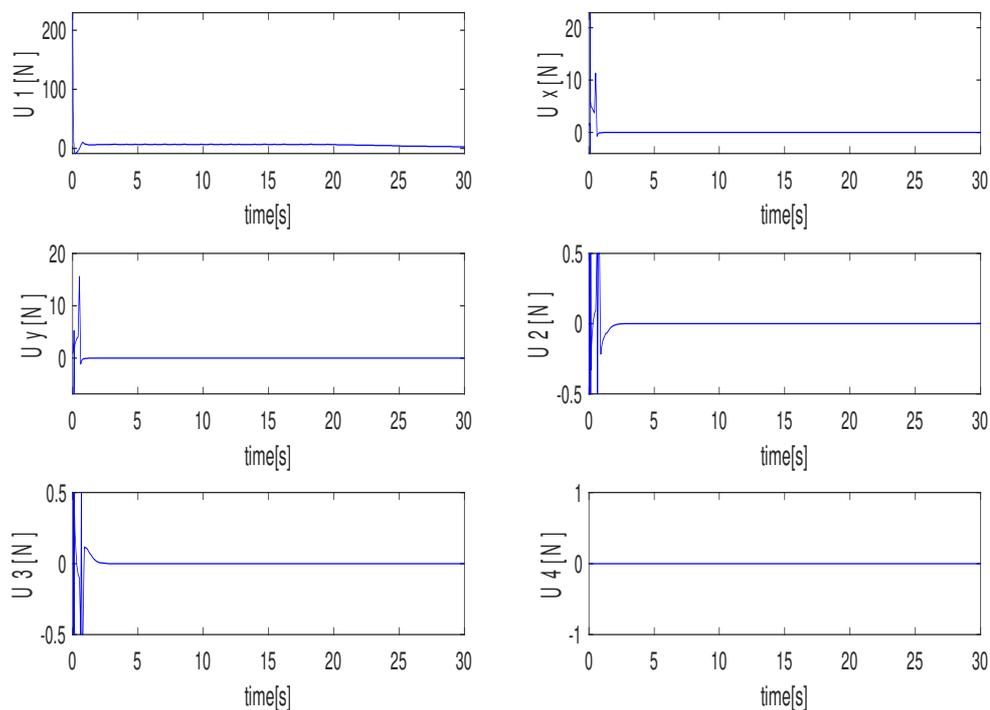


Figure III. 4 : Les signaux de commande.

Nous remarquons aussi que l'erreur de poursuite est faible comme le montre la Figure III.5:

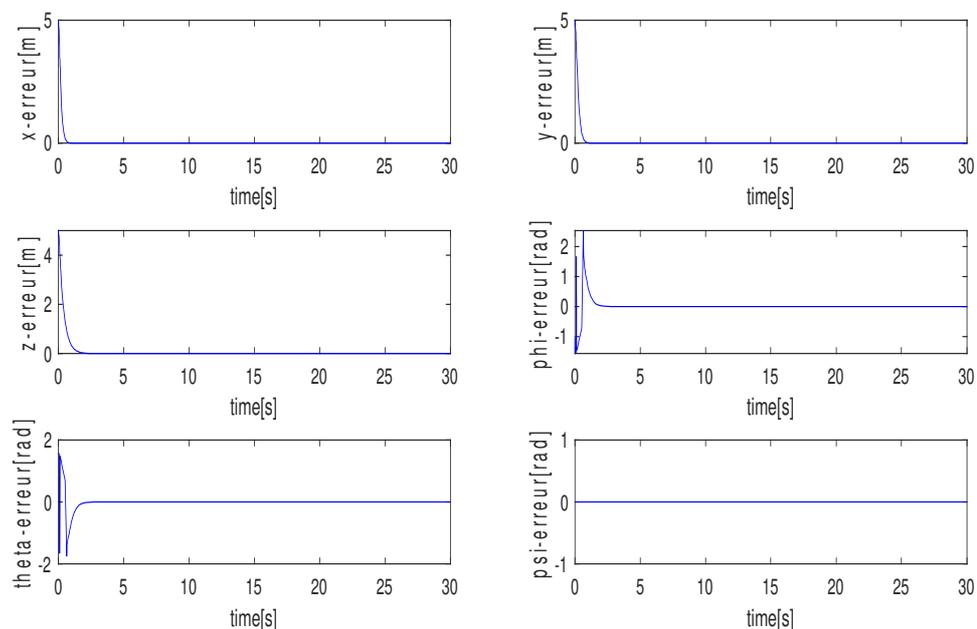


Figure III. 5 : Les erreurs.

II.1. Test de robustesse

Dans cette partie, nous avons testé la robustesse de la commande backstepping. Dans le cas d'une commande de vol verticale, nous avons interféré avec le mouvement du quadrirotor. Dans ce cas, nous exerçons une force de perturbation $d_z = 7 \cdot \sin(0.1 \cdot t)$ à l'instant $t = 10s$ le long de z , et on obtient le résultat suivant dans la figure III.6 :

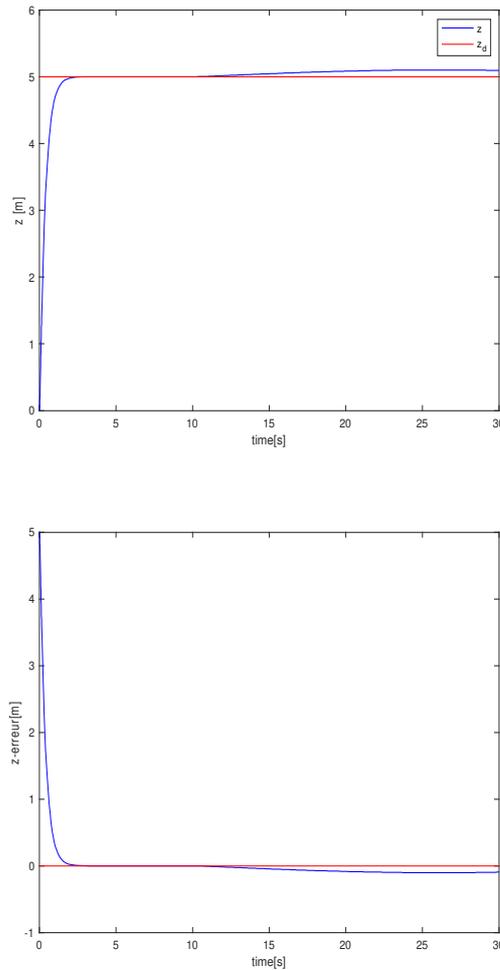


Figure III. 6 : L'influence de la perturbation sur l'altitude z .

Nous remarquons qu'en commande de vol vertical au temps $t = 10s$, et après avoir perturbé le mouvement du quadrirotor, la commande backstepping produira une erreur statique. Au final on peut dire que la commande backstepping ne peut pas assurer la suppression des perturbations, le système peut être stable, mais l'erreur n'est pas nulle.

CONCLUSION

Dans ce chapitre, nous avons présenté la technique de commande backstepping. Les résultats de simulation effectués sur un modèle du quadrirotor montrent que l'approche backstepping est une commande très efficace permettant de démontrer facilement la stabilité d'un système non linéaire, ainsi l'efficacité de cette commande pour un vol autonome.

Le prochain chapitre évalue le comportement du système réel tout en suivant les trajectoires souhaitées.

CHAPITRE IV : SUIVI ROBUSTE DE LA TRAJECTOIRE

INTRODUCTION

Ce chapitre est consacré à l'étude de suivi robuste des trajectoires en présence des perturbations externes par la commande Backstepping développée dans le chapitre précédent.

Il présente en premier temps le modèle dynamique en présence de perturbation ainsi les commandes du système perturbé. Ensuite, des simulations ont été réalisées en utilisant plusieurs scénarios afin de vérifier les performances du contrôleur proposé pour le problème de suivi de trajectoire.

III. FORMULATION DU PROBLEME

La conception d'une commande de suivi de haute performance pour les drones qui fonctionne de manière fiable en présence des perturbations externes reste un défi [30]. Dans ce chapitre, nous présentons une commande par backstepping pour le suivi robuste de trajectoire d'un quadrirotor en présence de perturbations.

III.1. Modèle dynamique en présence de perturbation

Gérer les drones dans de mauvaises conditions atmosphériques où dans un environnement urbain, exige l'adoption des modèles aérodynamiques détaillés, qui représentent le comportement du quadrirotor proche de la réalité. Et pour cette raison, les perturbations doivent être prises en considération, ce qui est utile pour concevoir la commande de suivi robuste de trajectoire[31].

En considérant le modèle d'équation d'état simplifié avec les perturbations externes $d = [d_{xe}, d_{ye}, d_{ze}, d_{\varphi}, d_{\theta}, d_{\psi}]^T$.

:

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{x} = \frac{c\varphi.c\psi.s\theta + s\varphi.s\psi}{m} U_1 + d_{xe} \\ \ddot{y} = \frac{c\varphi.s\psi.s\theta + s\varphi.c\psi}{m} U_1 + d_{ye} \\ \ddot{z} = \frac{c\varphi.c\theta}{m} U_1 - g + d_{ze} \\ \ddot{\varphi} = \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \dot{\theta}\dot{\psi} - \frac{J_r}{I_{xx}} \bar{\Omega}_r \dot{\theta} + \frac{l}{I_{xx}} U_2 + d_{\varphi} \\ \ddot{\theta} = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \dot{\varphi}\dot{\psi} + \frac{J_r}{I_{yy}} \bar{\Omega}_r \dot{\varphi} + \frac{l}{I_{yy}} U_3 + d_{\theta} \\ \ddot{\psi} = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \dot{\varphi}\dot{\theta} + \frac{l}{I_{zz}} U_4 + d_{\psi} \end{array} \right. \quad (VI.1)$$

Dans ce travail, les perturbations sont supposées connues, même si l'on sait que dans la réalité, ces perturbations sont considérées comme des entrées inconnues. L'idée est venue du principal objectif de cette section (de vérifier les performances du contrôleur proposé pour le problème de suivi de trajectoire en présence des perturbations), en excitant le système par la fonction d'entrée connue et en mesurant la réponse au modèle supposé. Cela nous permet de nous rapprocher de l'impact de ces perturbations inconnues sur notre système. Ce qui nécessite l'implémentation d'un algorithme d'estimation, afin d'améliorer la commande Backstepping pour obtenir des meilleurs résultats.

Les perturbations dans le cadre de la terre sont calculées en utilisant la matrice de rotation[31].

$$\begin{aligned}
 d_{earth} &= \begin{bmatrix} d_{xe} \\ d_{ye} \\ d_{ze} \end{bmatrix} \\
 &= R \cdot \begin{bmatrix} d_x \\ d_y \\ d_z \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} c\psi \cdot c\theta \cdot d_x & (c\psi \cdot s\theta \cdot s\varphi - s\psi \cdot c\varphi) d_y & (c\psi \cdot s\theta \cdot c\varphi + s\psi \cdot c\varphi) d_z \\ s\psi \cdot c\theta \cdot d_x & (s\psi \cdot s\theta \cdot s\varphi + c\psi \cdot c\varphi) d_y & (s\psi \cdot s\theta \cdot c\varphi - c\psi \cdot s\varphi) d_z \\ -s\theta \cdot d_x & c\theta \cdot s\varphi \cdot d_y & c\theta \cdot c\varphi \cdot d_z \end{bmatrix}
 \end{aligned} \tag{VI.2}$$

Où « s » est le sinus des angles et « c » le cosinus des angles.

III.2. Commande de système perturbé

Le modèle dynamique (4.1) avec la prise en compte de la perturbation externe peut être représenté dans l'équation de la dynamique non linéaire décrite comme suit:

$$\ddot{X}_i = f_i(x) + g_i(x) \cdot u_i + d_i \tag{VI.3}$$

Où u , X et d représentent respectivement l'entrée, l'état et le vecteur de perturbation externe donné de la manière suivante[27]:

$$\begin{aligned}
 u &= [u_1, u_2, u_3, u_4]^T \\
 X &= [x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6]^T = [x, y, z, \varphi, \theta, \psi]^T \\
 d &= [d_{xe}, d_{ye}, d_{ze}, d_\varphi, d_\theta, d_\psi]^T
 \end{aligned}$$

La conception de la commande de backstepping robuste (RBC) est la même que la commande de backstepping classique développée dans le chapitre 3. En supposant que la perturbation externe est bien connue, un RBC peut être obtenu comme suit :

$$u = \frac{1}{g(x)} (e_1 + k_1 \dot{e}_1 + \ddot{x}_d - f(x) - d - k_2 e_2) \quad (\text{VI.4})$$

La même chose afin d'extraire : $u_1, u_2, u_3, u_4, u_x, u_y$.

Avec u_x, u_y sont les commandes virtuelles.

$$\begin{aligned} u_x &= c\varphi \cdot c\psi \cdot s\theta + s\varphi \cdot s\psi \\ u_y &= c\varphi \cdot s\psi \cdot s\theta + s\varphi \cdot c\psi \end{aligned}$$

Les lois de commande appliquées à l'ensemble des actionneurs du quadrirotor sont :

$$\left(\begin{aligned} u_x &= \frac{m}{u_1} (e_1 + k_1 \dot{e}_1 + \ddot{x}_d + d_{xe} - k_2 e_2) \\ u_y &= \frac{m}{u_1} (e_3 + k_3 \dot{e}_3 + \ddot{y}_d + d_{ye} - k_4 e_4) \\ u_1 &= \frac{m}{c\varphi c\theta} (e_5 + k_5 \dot{e}_5 + \ddot{z}_d + g + d_{ze} - k_6 e_6) \\ u_2 &= \frac{I_{xx}}{l} (e_7 + k_7 \dot{e}_7 + \ddot{\varphi}_d - \frac{(I_{yy} - I_{zz})}{I_{xx}} \dot{\theta} \dot{\psi} + \frac{J_r}{I_{xx}} \bar{\Omega}_r \dot{\theta} + d_\varphi - k_8 e_8) \\ u_3 &= \frac{l}{I_{yy}} (e_9 + k_9 \dot{e}_9 + \ddot{\theta}_d - \frac{(I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}} \dot{\varphi} \dot{\psi} - \frac{J_r}{I_{yy}} \bar{\Omega}_r \dot{\varphi} + d_\theta - k_{10} e_{10}) \\ u_4 &= \frac{l}{I_{zz}} (e_{11} + k_{11} \dot{e}_{11} + \ddot{\psi}_d - \frac{(I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}} \dot{\varphi} \dot{\theta} + d_\psi - k_{12} e_{12}) \end{aligned} \right) \quad (\text{VI.5})$$

IV. PLANIFICATION DES TRAJECTOIRES ET RESULTATS DE SIMULATION

IV.1. Vol stationnaire

La première tâche consiste à commander le quadrirotor pour suivre un vol vertical et faire juste des mouvements de lacet selon les consignes suivantes :

$$\begin{aligned} x_d(t) &= 0 ; \\ y_d(t) &= 0 ; \\ z_d(t) &= (1 - e^{-\frac{t}{10}}) ; \\ \psi_d(t) &= \frac{\pi}{4} ; \quad \text{si } 20 \leq t \leq 30 \end{aligned}$$

La courbe décrivant la réponse du système en position est illustrée sur la figure (VI.1).

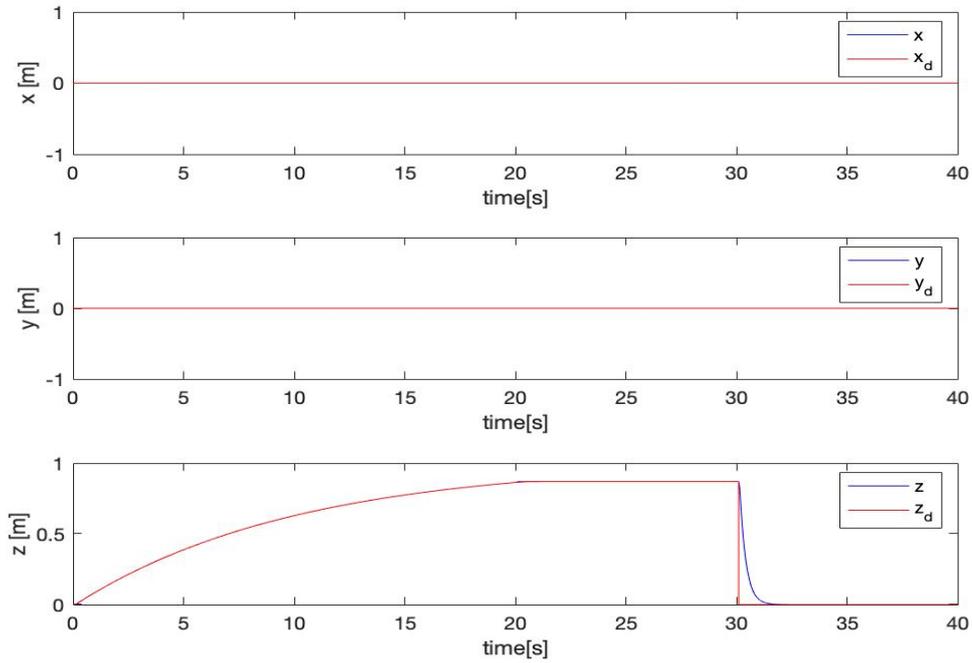


Figure VI. 1 : Poursuite des positions linéaires en vol stationnaire.

La poursuite des positions angulaires en vol stationnaire est illustrée ci-dessous dans la Figure VI. 2.

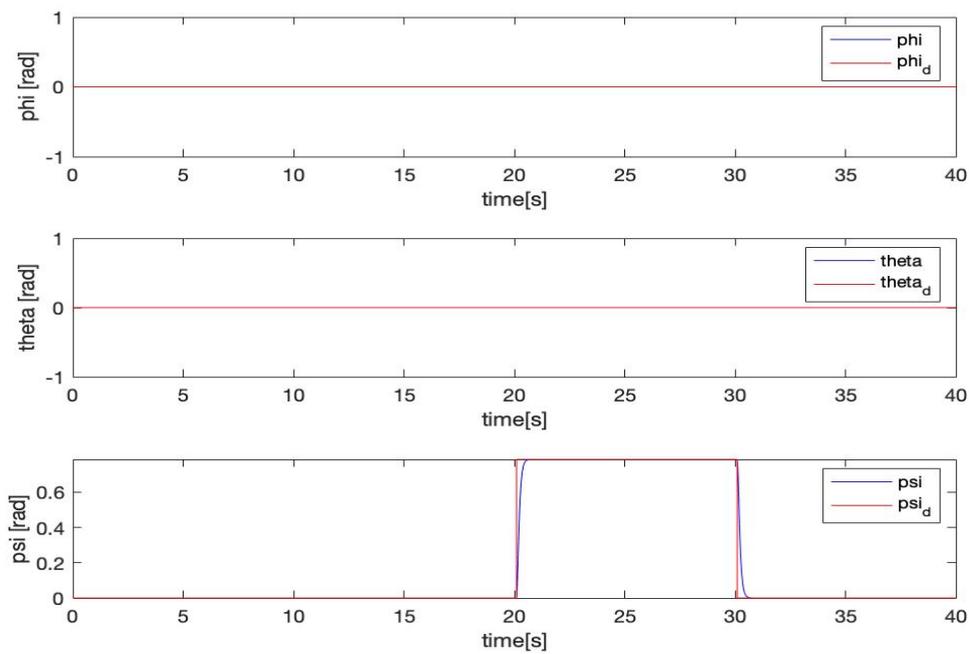


Figure VI. 3 : Poursuite des positions angulaires en vol stationnaire.

En analysant les figures VI.1 et VI.2, on remarque que le contrôleur réalise une poursuite de ce vol stationnaire pour les positions linéaires et angulaires. Le quadricoptère atteint son point de référence avec une forme exponentielle, avec une erreur qui ne dépasse pas $10^{-1}m$.

On peut voir aussi que l'erreur de l'angle de lacet est de l'ordre de $10^{-1}rad$ comme on peut l'observer sur la figure VI.3.

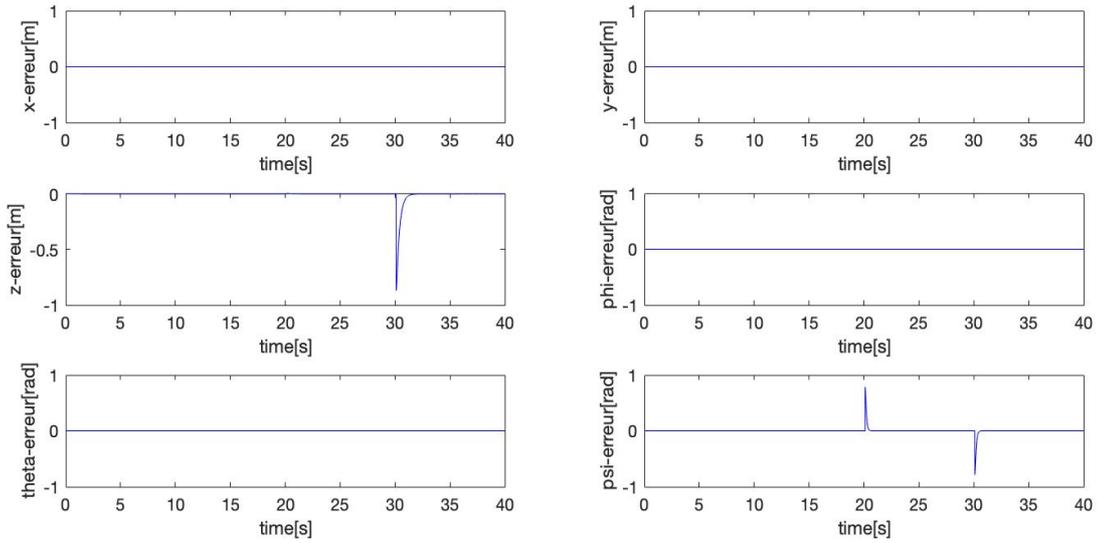


Figure VI. 4 : Erreurs de poursuite des positions en vol stationnaire.

IV.2. Vol linéaire

Comme deuxième tâche, nous simulons une trajectoire linéaire s'agit de plusieurs déplacements, ce mouvement résulte de la variation rapide des positions linéaires. La trajectoire de référence est conçue comme suit :

Pour $t \in [0,5s]$: déplacement vertical vers le haut

$$\begin{aligned} x_d(t) &= 0 ; \\ y_d(t) &= 0 ; \\ z_d(t) &= t ; \end{aligned}$$

Pour $t \in [5s, 10s]$: déplacement horizontal suivant x à une altitude de 5m.

$$\begin{aligned} x_d(t) &= t - 5 ; \\ y_d(t) &= 0 ; \\ z_d(t) &= 5 ; \end{aligned}$$

Pour $t \in [10s, 15s]$: déplacement horizontal suivant y à une altitude de 5m.

$$\begin{aligned}x_d(t) &= 5 ; \\y_d(t) &= t - 10 ; \\z_d(t) &= 5 ;\end{aligned}$$

Pour $t \in [15s, 20s]$: déplacement horizontal pour le retour à $x = 0$

$$\begin{aligned}x_d(t) &= 20 - t ; \\y_d(t) &= 5 ; \\z_d(t) &= 5 ;\end{aligned}$$

Pour $t \in [20s, 25s]$: déplacement horizontal pour le retour à $y = 0$

$$\begin{aligned}x_d(t) &= 0 ; \\y_d(t) &= 25 - t ; \\z_d(t) &= 5 ;\end{aligned}$$

Pour $t \in [25s, 30s]$: déplacement vertical vers le bas pour le retour à $z = 0$

$$\begin{aligned}x_d(t) &= 0 ; \\y_d(t) &= 0 ; \\z_d(t) &= 30 - t ;\end{aligned}$$

La courbe décrivant la réponse du système en position est illustrée sur la figure (VI.4).

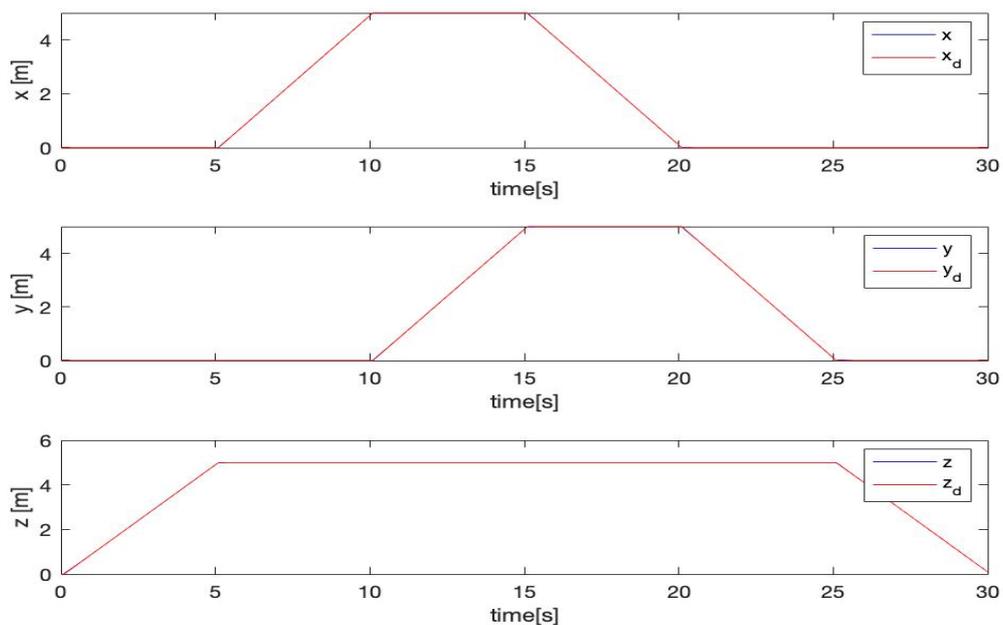


Figure VI. 5 : Poursuite des positions linéaires en vol linéaire.

La poursuite des positions angulaires en vol linéaire est illustrée ci-dessous dans la Figure VI. 5.

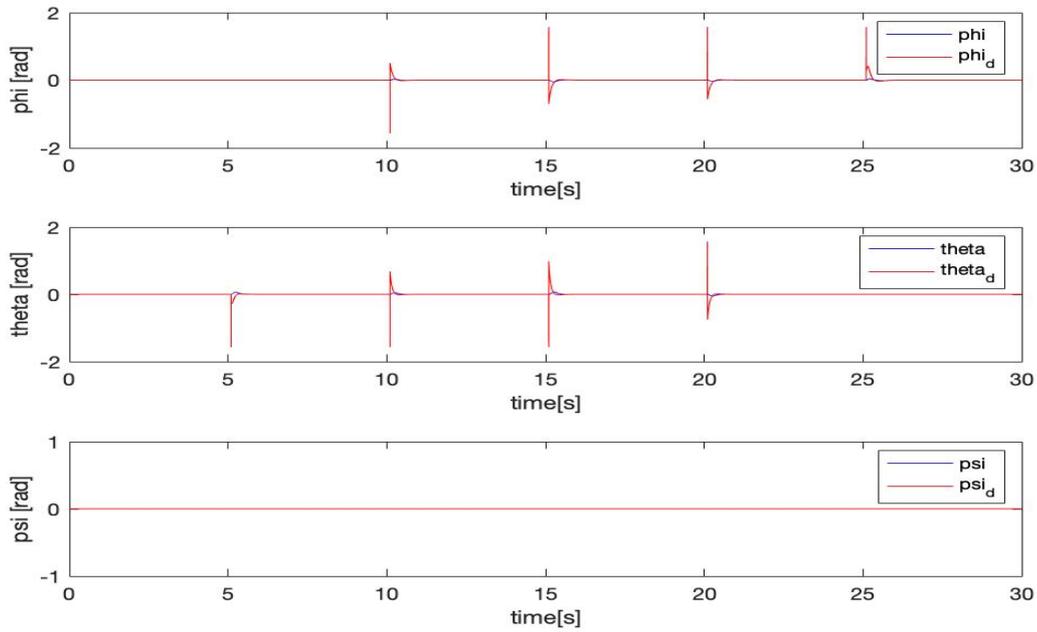


Figure VI. 6 : Poursuite des positions angulaires en vol linéaire.

Les erreurs de poursuite des positions en vol linéaire sont illustrées ci-dessous dans la Figure VI. 6.

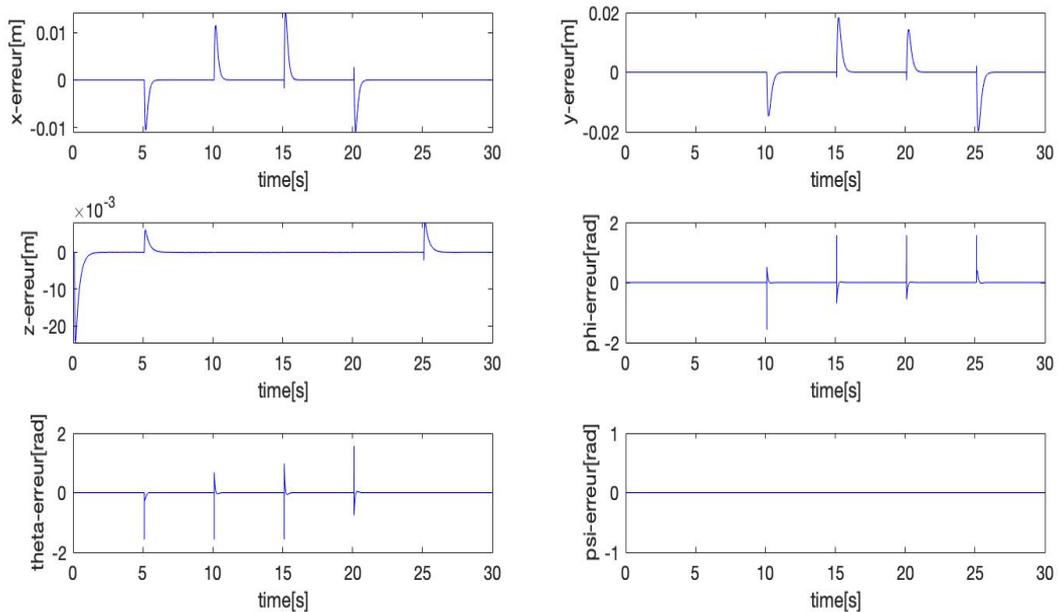


Figure VI. 7 : Erreurs de poursuite des positions en vol linéaire.

Comme nous le montre les figures VI.4, VI.5 et VI.6, on remarque que le contrôleur est capable d'exécuter ce genre de manœuvres en assurant la poursuite de la trajectoire et tout en gardant les grandeurs des angles de roulis et de tangage dans un intervalle raisonnable, avec une faible erreur.

Figure VI.7 montre la trajectoire de référence ainsi que la trajectoire effectuée par le quadrirotor en simulation 3D sur MATLAB :

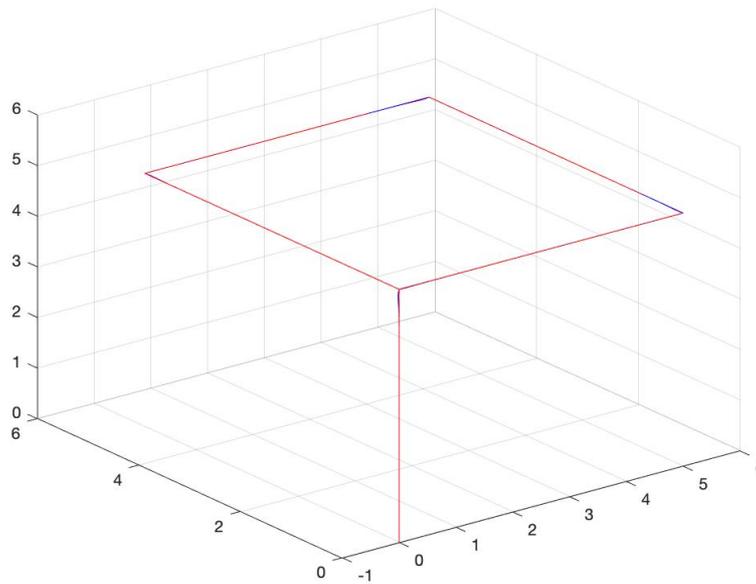


Figure VI. 8 : Trajectoire linéaire 3D par Backstepping.

IV.3. Vol spirale

La tâche s'agit d'un mouvement complexe sous forme spirale. La trajectoire est décrite par les équations suivantes:

$$\begin{aligned}x_d(t) &= \cos(t) - 1 ; \\y_d(t) &= \sin(t) ; \\z_d(t) &= t/2 ; \\ \psi_d(t) &= 0 ;\end{aligned}$$

La courbe décrivant la réponse de système en position est illustrée sur la figure (VI.8).

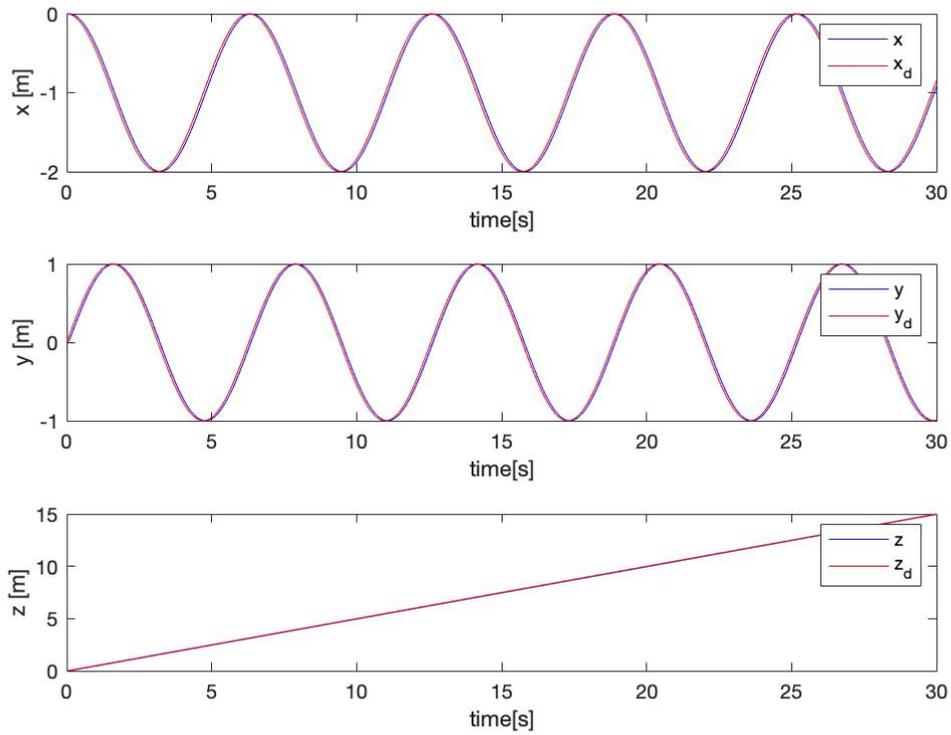


Figure VI. 9 : Poursuite des positions linéaires en vol spirale.

La poursuite des positions angulaires en vol spirale est illustrée ci-dessous dans la Figure VI. 9.

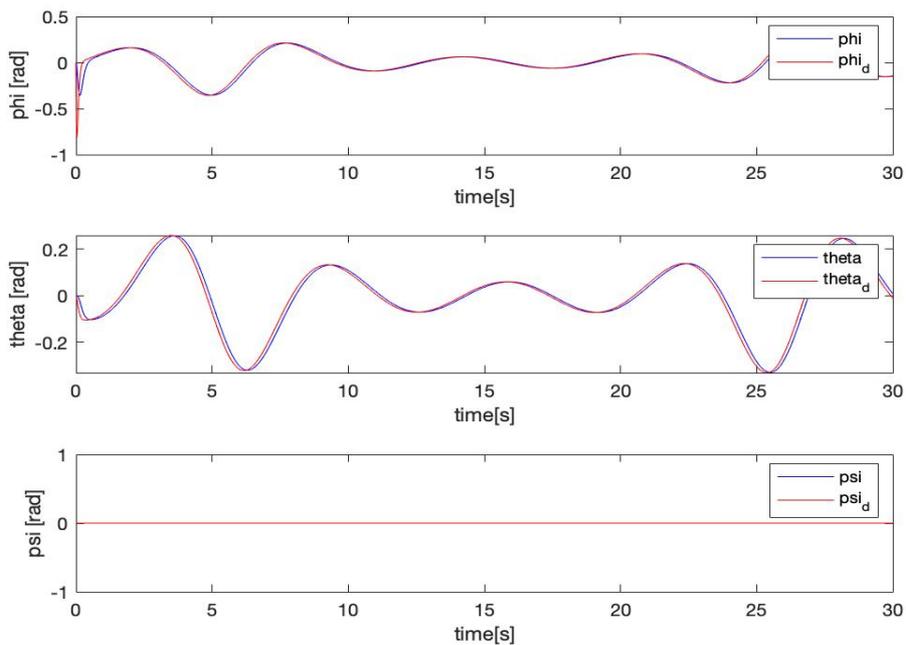


Figure VI. 10 : Poursuite des positions angulaires en vol spirale.

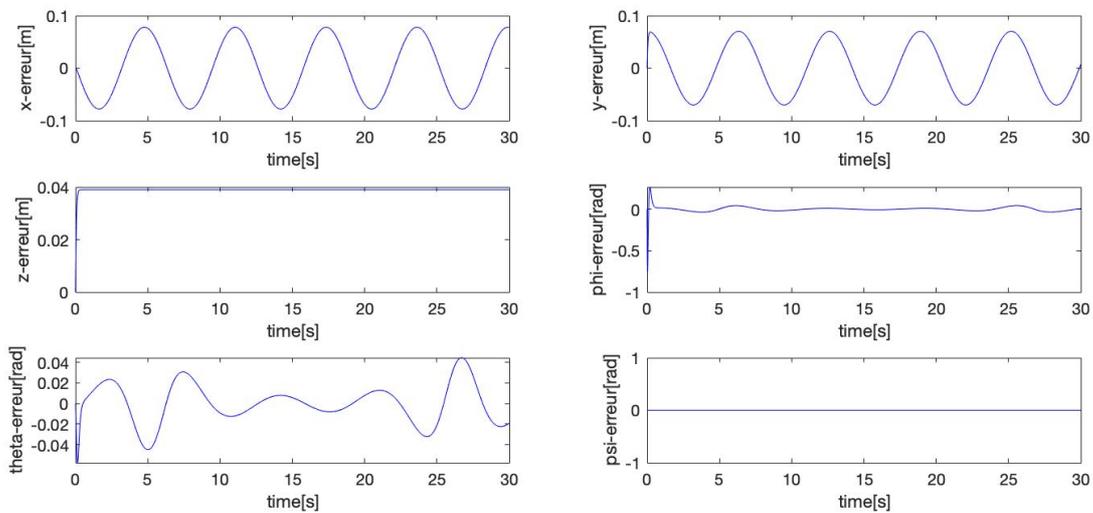


Figure VI. 11 : Erreurs de poursuite des positions en vol spirale.

En analysant les courbes des positions linéaires et angulaires du quadrirotor, nous remarquons que la réponse dans les directions x, y et les angles de roulis et de tangage obtenus ont une forme sinusoïdale, la simulation donne de bons résultats. D'autre part nous remarquons que les erreurs de suivi sont raisonnables.

La Figure VI.11 montre la trajectoire de référence ainsi que la trajectoire effectuée par le quadrirotor en simulation 3D sur MATLAB :

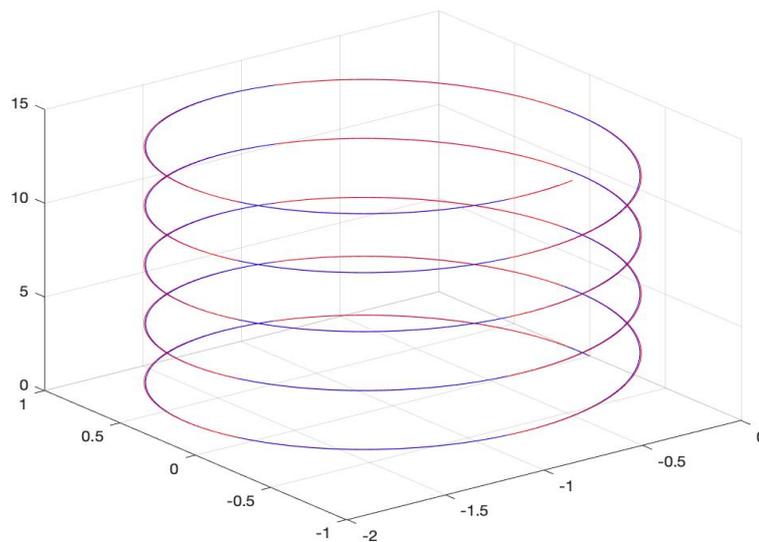


Figure VI. 12 : Trajectoire spirale 3D par Backstepping.

Il est visible d'après la Figure VI.3 que la trajectoire effectuée par le quadrirotor est presque superposée sur la trajectoire de référence, ce qui montre que la commande Backstepping reste toujours plus performante et stabilisante pour le quadrirotor.

CONCLUSION

Dans ce chapitre, nous avons présentés une commande de suivi de trajectoire robuste d'un quadrirotor en présence de perturbations. Les résultats des simulations montrent la performance du contrôleur backstepping développé pour le suivi de trajectoire en présence des perturbations.

L'implémentation d'un algorithme d'estimation nous permettrons d'améliorer la stabilité de notre quadrirotor, afin de mieux suivre les trajectoires de références.

CONCLUSION GENERALE

Dans ce mémoire, nous nous sommes intéressés, dans un premier temps, à la problématique du contrôle qui consiste à garantir la stabilité d'un hélicoptère à quatre hélices de type quadrirotor. Dans un second temps, nous avons traité le problème de la robustesse du contrôleur par rapport à la présence de perturbations extérieures.

Le quadrirotor est un système non linéaire complexe et instable, ce qui a fait de sa commande un grand défi. Afin de contrôler ce dernier, nous avons développé un contrôleur non linéaire permettant de le stabiliser. Tout d'abord, nous avons commencé par un état de l'art sur les quadrirotors, leurs historiques, une présentation de l'ensemble des composants d'un système drone ainsi qu'un état de l'art sur les différentes approches de commande linéaires et non-linéaires appliquées aux quadrirotors. Ensuite, nous avons décrit un modèle mathématique en se basant sur les lois fondamentales de la mécanique, en utilisant les équations d'Euler-Lagrange.

À partir de ce modèle mathématique, nous avons appliqué un contrôleur par backstepping au quadrirotor, et la performance de la méthode Backstepping a été validée par la simulation numérique en utilisant l'outil Matlab/Simulink.

Ces résultats ont montré l'efficacité de la commande par backstepping en termes de poursuite et de stabilité.

Enfin, nous concluons que les résultats obtenus montrent que la commande par backstepping assure la commande complète de drone et donne des résultats très satisfaisants.

BIBLIOGRAPHIE

- [1] Naidoo, Y., Stopforth, R., & Bright, G. (2011). Quad-Rotor unmanned aerial vehicle helicopter modelling & control. *International Journal of Advanced Robotic Systems*, 8(4), 45.
- [2] Chekakta Zakaria et Zoubiri Abdellah "Conception, Modélisation et Commande d'un UAV de type Quadrirotor", École Nationale Polytechnique d'Oran Département de Génie Electrique Laboratoire LAAS, 2016.
- [3] Zhang, H., & Zhao, J. (2017, October). An integrated unmanned aerial vehicle system for vision based control. In *Dynamic Systems and Control Conference* (Vol. 58295, p. V003T39A011). American Society of Mechanical Engineers.
- [4] Allouache, M. A. (2017). *Commande par PID-flou d'un simulateur d'un hélicoptère* (Doctoral dissertation, université de bouira).
- [5] Dahoumane Dihya et Mokrani Wassim, "Commande robuste d'un drone quadrirotor avec la technique de BACKSTEPPING et un correcteur PI Flou", Université de Blida-1-, 2016.
- [6] Noël, J. C. (2013). Occuper sans envahir: drones aériens et stratégie. *Politique étrangère*, (3), 105-117.
- [7] *Rapport d'information n° 559 (2016-2017) de MM. Cédric PERRIN, Gilbert ROGER, Jean-Marie BOCKEL et Raymond VALL, fait au nom de la commission des affaires étrangères, de la défense et des forces armées, déposé le 23 mai 2017*
- [8] Noël, J. C. (2013). Occuper sans envahir: drones aériens et stratégie. *Politique étrangère*, (3), 105-117.
- [9] Rida, M. M. (2015). Observation et Commande de Drones Miniatures à voilures tournantes. *Université Aboubekr Belkaid Tlemcen Faculté de Technologie*, 1e, 22.
- [10] Jobard, R. (2017). *Les drones: Fonctionnement-Télépilotage-Applications Réglementation*. Editions Eyrolles.
- [11] Garcia, R., & Calantone, R. (2002). A critical look at technological innovation typology and innovativeness terminology: a literature review. *Journal of Product Innovation Management: An international publication of the product development & management association*, 19(2), 110-132.
- [12] MEDJATI, W. Y. *Exploitation des UAVs dans l'optimisation des réseaux de Télécommunications* (Doctoral dissertation).

- [13] Jmili, Y. (2016). *Commande non linéaire hiérarchique d'un drone de type quadrotor sans mesure de la vitesse linéaire* (Doctoral dissertation, École de technologie supérieure).
- [14] Mechirgui, M. (2014). *Commande optimale minimisant la consommation d'énergie d'un drone utilisé comme relai de communication* (Doctoral dissertation, École de technologie supérieure).
- [15] *Rapport d'information n° 559 (2016-2017) de mm. Cédric perrin, gilbert roger, jean-marie bockel et raymond vall, fait au nom de la commission des affaires étrangères, de la défense et des forces armées, déposé le 23 mai 2017*
- [16] Slotine, J. J. E., & Li, W. (1991). *Applied nonlinear control* (Vol. 199, No. 1). Englewood Cliffs, NJ: Prentice hall.
- [17] Deghboudj, I. (2013). *Commande des systemes non lineaires par mode glissant d'ordre superieur.*
- [18] HERIZ, I. B. (2018). *Commande par backstepping d'un UAV type quadrotor* (Doctoral dissertation).
- [19] Bouabdallah, S. (2007). *Design and control of quadrotors with application to autonomous flying* (No. THESIS). Epfl.
- [20] Boudguiga, O. (2016). *Commande à saturation pour le contrôle de la position d'un robot volant de type quadrotor* (Doctoral dissertation, École de technologie supérieure).
- [21] Benzaid, K., Mansouri, N., & Labbani-Igbida, O. (2013, November). *Analyse Comparative de Différentes Stratégies de Commande d'un Quadrirotor.*
- [22] Basri, M. A. M., Husain, A. R., & Danapalasingam, K. A. (2015). *Enhanced backstepping controller design with application to autonomous quadrotor unmanned aerial vehicle. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 79(2), 295-321.*
- [23] Gnemmi, P., Changey, S., Meder, K., Roussel, E., Rey, C., Steinbach, C., & Berner, C. (2017). *Conception and manufacturing of a projectile-drone hybrid system. IEEE/ASME transactions on mechatronics, 22(2), 940-951.*
- [24] Benaskeur, A. (2000). *Aspects de l'application du Backstepping adaptatif à la commande des systèmes non linéaires* (Doctoral dissertation, Ph. D, Université Laval, Québec).
- [25] Joukhadar, A., Alchehabi, M., & Jeje, A. (2019). *Advanced UAVs Nonlinear Control Systems and Applications. In Aerial Robotic Systems. IntechOpen.*

- [26] Khebbache, H. (2018). *Tolérance aux défauts via la méthode backstepping des systèmes non linéaires: application système UAV de type quadrirotor* (Doctoral dissertation).
- [27] Basri, M. A. M., Husain, A. R., & Danapalasingam, K. A. (2015). Stabilization and trajectory tracking control for underactuated quadrotor helicopter subject to wind-gust disturbance. *Sadhana*, 40(5), 1531-1553.
- [28] Zhang, Y., Wang, S. H., Chang, B., & Wu, W. H. (2019). Adaptive constrained backstepping controller with prescribed performance methodology for carrier-based UAV. *Aerospace Science and Technology*, 92, 55-65.
- [29] Bouabdallah, S., & Siegwart, R. (2005, April). Backstepping and sliding-mode techniques applied to an indoor micro quadrotor. In *Proceedings of the 2005 IEEE international conference on robotics and automation* (pp. 2247-2252). IEEE.
- [30] Xuan-Mung, N., & Hong, S. K. (2019). Robust Backstepping Trajectory Tracking Control of a Quadrotor with Input Saturation via Extended State Observer. *Applied Sciences*, 9(23), 5184.
- [31] Perozzi, G. (2018). *Exploration sécurisée d'un champ aérodynamique par un mini drone* (Doctoral dissertation).
- [32] Glida, H. E., Abdou, L., Chelihi, A., Sentouh, C., & Hasseni, S. E. I. (2020). Optimal model-free backstepping control for a quadrotor helicopter. *Nonlinear Dynamics*, 1-20.
- [33] Marinescu, L. E., & Țăpuș, P. D. N. (2013). *Autonomous quadcopter for noninvasive wildlife surveillance and analysis* (Doctoral dissertation, Bachelor's thesis, Politehnica University of Bucharest).

Résumé: Le contrôle des véhicules aériens sans humain à bord, UAV « Unmanned Aerial Vehicle », a attiré l'attention des chercheurs depuis quelques années et la technologie liée à l'aviation devient plus avancée et plus accessible au public. Parmi ces systèmes, nous avons les drones à quatre hélices (quadrirotors) qui sont des véhicules complexes et difficiles à contrôler. L'intérêt de leur étude réside dans l'évaluation de l'utilisation et de la fiabilité des quadrirotors dans les missions civiles telles que les missions de recherche et de sauvetage et les applications agricoles ou la surveillance de type militaire, ou toute autre application où l'intervention humaine est difficile ou dangereuse.

L'objectif de ce travail est d'étudier les véhicules autonomes volants UAV de point de vue de la commande. Tout d'abord, un modèle dynamique doit être envisagé, puis une loi de commande basée sur un contrôleur par backstepping est développée en tenant compte des propriétés du système dynamique afin de stabiliser le drone et suivre une trajectoire donnée. L'approche proposée est validée à l'aide de nombreuses simulations qui démontrent que le quadrirotor peut naviguer vers n'importe quel point souhaité et suivre n'importe quelle trajectoire avec une erreur de poursuite faible.

Mots-clés: Drone Quadrirotor, Modélisation, Contrôle-Commande, Suivi de trajectoire.

Abstract: The control of Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) has attracted the attention of researchers in recent years so the technology is becoming more advanced and more accessible to the public. Among these systems are four propellers (quadrirotor) UAVs, which are complex and difficult to control. The interest of their study lies in evaluating the use and reliability of quadrirotors in civilian missions such as search and rescue and agricultural applications or military-type surveillance, or any other application where human intervention is difficult or dangerous.

The objective of this thesis is to study autonomous flying UAVs from a control point of view. First, a dynamic model must be considered, then a control law based on a backstepping controller is developed taking into account the properties of the dynamic system in order to stabilize the UAV and follow a given trajectory. The proposed approach is validated using numerous simulations which show that the quadrirotor was able to navigate to any desired point and follow any trajectory with a low tracking error.

Keywords: Quadrirotor Drone, Modeling, Control, Tracking.

ملخص: قد اجتذبت التحكم على الطائرات بدون طيار "الدرون"، انتباه الباحثين في السنوات الأخيرة وأصبحت التكنولوجيا المتعلقة بها أكثر تقدماً وأكثر وصولاً للجمهور. نذكر من بينها، الطائرة الرباعية بدون طيار وهي مركبات معقدة ويصعب السيطرة عليها. وهذا الاهتمام من أجل تقييم استخدامها وموثوقيتها في المهام المدنية مثل بعثات البحث والإنقاذ والتطبيقات الزراعية أو المهام المتخصصة في المراقبة العسكرية أو أي تطبيق آخر حيث التدخل البشري صعب أو خطير.

الهدف من هذه المذكرة هو دراسة التحكم في هذا النوع من المركبات الجوية بدون طيار. أولاً، يجب تجسيد نموذج ديناميكي، ثم تطوير نظام غير خطي من خلال التحكم بالرجوع المرحلي مع مراعاة خصائص النظام الديناميكي من أجل تثبيت الطائرة بدون طيار واتباع مسار معين. تم التحقق من كفاءته باستخدام المحاكاة.

العلامات : طائرة رباعية بدون طيار ، نمذجة، تحكم، تتبع
