

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
-تلمسان-

Mémoire de fin d'étude

Pour l'obtention du diplôme d'Ingénieur

Filière : Automatique
Spécialité : Automatique

Présenté par : Dadda Asmaa & Lazreg Amina

Thème

**Commande en temps réel d'un quadri-
rotor de type Quanser**

Soutenu publiquement, le 03 / 07 / 2022, devant le jury composé de :

| | | | |
|---------------------------|------------|----------------|--------------------------|
| M. B. CHERKI | Professeur | ESSA. Tlemcen. | Président |
| M. R.M. MOKHTARI | MCA | ESSA. Tlemcen. | Directeur de mémoire |
| Mme.A.CHOUKCHOU BRAHEM | Professeur | UAB. Tlemcen | Co- Directeur de mémoire |
| M. F.ARICHI | MCA | ESSA. Tlemcen. | Examineur 1 |
| Mme.Z.KHEDIM | MAB | ESSA. Tlemcen. | Examineur 2 |

Année universitaire : 2021 / 2022

Remerciement

«Ne remercie pas Allah celui qui ne remercie pas les gens»

En premier lieu, on remercie Allah le tout puissant de nous avoir donné la santé et la volonté d'entamer et de terminer cette thèse.

Ce travail ne serait pas aussi riche et n'aurait pas pu avoir le jour sans l'aide et l'encadrement de Monsieur MOKHTARI Mohammed Rida, maître de conférence à l'école supérieure en science appliquée TLEMCEŃ, on le remercie de nous avoir encadré, pour ces compétences dans le domaine et pour le temps qu'il nous a consacré. Aussi pour les outils méthodologiques indispensables à la conduite de cette recherche, sa patience de répondre à nos innombrables questions, sa rigueur, sa disponibilité durant notre préparation de ce travail, son encouragement, et la confiance qu'il nous a accordé.

En particulier, Nous tenons à exprimer nos vifs remerciements à Madame CHOUKHOUI-BRAHAM Amal, qui nous a donné l'occasion de réaliser notre travail, pour son aide pratique, son soutien moral et ses encouragements.

Nous tenons à remercier les membres du jury Monsieur BRAHIM Cherkj notre président, ainsi que nos examinateurs; Madame KHEDIM Zineb et Monsieur ARICHI Fayssal, our leur présence, pour leur lecture attentive de cette mémoire, ainsi que pour les remarques qu'ils m'adressent lors de cette soutenance afin d'améliorer notre travail.

On remercie aussi les professeurs et les chercheurs de l'école supérieure en science appliquée de TLEMCEŃ, qui nous ont fourni les outils nécessaires à la réussite de nos études universitaires ainsi que notre formation.

Un grand merci à l'ensemble de nos famille et plus particulièrement à nos parents, pour leur amour, leur confiance, leurs conseils ainsi que leurs soutiens incondtionnels.

On voudrait ainsi exprimer nos reconnaissances envers les amis et les collègues qui nous ont apporté leurs soutiens moraux et intellectuels tout au long de nos démarches.

Dédicace

Tous les mots ne sauraient exprimer la gratitude, l'amour, le respect, la reconnaissance, c'est tout simplement que Je dédie cette thèse:

À ma très chère maman: tendresse et l'exemple de dévouement qui n'a pas cessé de m'encourager. Tu as fait plus qu'une mère puisse faire pour que ses enfants suivent le bon chemin dans leur vie et leurs études.

Au meilleur des pères: Aucune dédicace ne saurait exprimer l'amour, l'estime, le dévouement et le respect que j'ai toujours pour vous. Rien au monde ne vaut les efforts déployés jour et nuit pour mon éducation et mon bien être.

Ce travail est le fruit de tes sacrifices que tu as consentis pour mon éducation et ma formation le long de ces années. Ainsi que l'expression de ma gratitude et de mon profond amour. Puisse Dieu leur accorder santé, bonheur, prospérité et longue vie afin que je puisse un jour combler de joie leurs vieux jours.

À mon petit frère Mohamed Achraf, je t'aime énormément. Sans oublier qu'il y a un petit enfant à l'intérieur de l'adulte qui est mon frère Yassine, combien je l'ai détesté et combien je l'aime aussi.

À Mes Oncles, mes tantes, ma grand-mère Kheira, à qui je demande à Dieu de prolonger sa vie, Je leur dédie ce travail pour tous les sacrifices qu'ils n'ont cessé de m'apporter tout au long de mes années d'études.

Que Dieu leur apporte le bonheur, les aide à réaliser tous leurs vœux et leur offre un avenir plein de succès.

À la mémoire de mes grands-parents Cherif et Ahmed Allah yarhamhom que j'aimerais qu'ils soient présents avec moi en ce moment. À toutes ma famille, et à celles qui ont partagé avec moi la joie et la tristesse de mes chères amies Naouel Djebbar et Taibi Hadjer et à tous mes amis et à tous ceux qui me sont chers sans oublier mon cher binôme Asmaa.

Amina...

Dédicace

Au nom du dieu le clément et le miséricordieux louange à ALLAH le tout puissant.

Je dédie ce modeste travail à:

A l'homme le plus important de ma vie, au meilleur des papas, tu as toujours été pour moi un exemple de père respectueux, honnête, grâce à toi papa j'ai appris le sens du travail et de la responsabilité. Je voudrais te remercier pour ton amour, ta générosité, ta compréhension. Ton soutien fut une lumière dans tout mon parcours, pour tous les sacrifices que tu as déployés pour mon éducation et ma formation. J'implore le tout-puissant ALLAH pour qu'il t'accorde une bonne santé et une vie longue et heureuse.

Des milliers d'étoiles dans le ciel...

Des milliers de fleurs dans les jardins...

Et seulement,

Une maman...

A ma mère, qui a œuvré pour ma réussite, par son amour, ses prières, son soutien, tous les sacrifices consentis et ses précieux conseils, pour toute son assistance et sa présence dans ma vie, reçois à travers ce travail aussi modeste soit-il, l'expression de mes sentiments et de mon éternelle gratitude. Qu'ALLAH la protège.

Mes frères, Yacine et Mehdi, ainsi que ma petite sœur Marwa qui n'ont cessé d'être pour moi des exemples de persévérance, de courage et de générosité.

A toute ma famille, Je profite de la présente occasion pour vous remercier pour tout le soutien, la sympathie, vos prières et votre amour inconditionnel.

A toutes mes amies, je ne peux pas trouver les mots justes et sincères pour vous exprimer mon affection et mes pensées.

A ma colocataire Nour el houda KADRI, qui a constitué un soutien précieux, a partagé avec moi un grand nombre des bons, comme des moins bons moments qui émaillent un parcours de thèse, et je suis comblé qu'elle en voit l'aboutissement.

Sans oublier mon binôme Amina LAZREG, pour son soutien moral, sa patience et sa compréhension tout au long de ce projet.

À tous ceux qui m'aiment... Je les remercie tous.

Asmaa...

Résumé:

L'objet de notre thèse était d'étudier la mise en marche d'un quanser 3DOF Hover. D'abord, nous avons présenté le modèle dynamique d'un quanser à base des quaternions et la synthèse de divers types de loi de commande robuste, pour assurer un bon suivi des trajectoires désirés. Toute loi de commande robuste a été simulé avec "MATLAB/Simulink" afin de vérifier les performances des différentes types de commande.

الملخص

الهدف من هذه المذكرة هو دراسة سلوك بالطائرة بدون طيار. في البداية, قمنا باعدادنموذج ديناميكي خاص بالرباعي الدوار من اجل تصميم قوانين تحكم تضمن متابعة جيدة للمسارات المطلوبة. كل قانون من هذه القوانين تمت محاكاته باستعمال "MATLAB/Simulink" من اجل التحقق من ادوات التحكم المستعملة.

Abstract:

The object of our thesis was to study the implementation of a 3DOF Hover quanser. Initially, we presented the dynamic model of a quanser based on quaternion and the synthesis of different types of robust control laws to assure a good follow-up of the desired trajectories. All robust control laws were simulated with "MATLAB/Simulink" in order to verify the performance of the different types of control.

Mot clés:

Quadri-rotor, Quanser 3DOF Hover, UAV, modélisation, quaternion, commande robuste, Lyapunov, PD, Backstepping, mode glissant, non-linéaire, chattering.

Contents

| | |
|--|-----------|
| Abstract: | 2 |
| List of Figures | 5 |
| List of Tables | 7 |
| 1 Etat de l'art: les drones | 9 |
| 1.1 Contexte et historique | 9 |
| 1.2 Classification des drones | 11 |
| 1.2.1 Selon la taille | 11 |
| 1.2.2 Selon la configuration de la propulsion | 14 |
| 1.3 Les capteurs pour la navigation et la localisation | 16 |
| 1.4 Domaine d'utilisation | 19 |
| 1.4.1 Domaine militaire | 19 |
| 1.4.2 Domaine civil: | 20 |
| 1.5 Les avantages et les inconvénients des quadri-rotors | 21 |
| 1.6 Conclusion | 21 |
| 2 Modélisation dynamique du quadri-rotor quanser | 23 |
| 2.1 Introduction | 23 |
| 2.2 Description du quadri-rotor | 24 |
| 2.3 les Mouvements du quadri-rotor | 24 |
| 2.3.1 Mouvement de roulis | 25 |
| 2.3.2 Mouvement de tangage | 26 |
| 2.3.3 Mouvement de lacet | 26 |
| 2.4 Définition des repères de référence | 27 |
| 2.5 Effets physiques agissants sur le quadri-rotor | 27 |
| 2.5.1 Les forces: | 27 |
| 2.5.2 Les moments | 28 |
| 2.6 Le quadri-rotor à 3DDL Quanser | 29 |
| 2.6.1 Expérience d'un quadri-rotor quanser à 3DDL | 31 |
| 2.6.2 Hypothèses du modèle | 31 |
| 2.6.3 La matrice de rotation | 32 |
| 2.6.4 les angles d'Euler | 32 |
| 2.6.5 Les Vitesses angulaires | 33 |

| | | |
|----------|--|-----------|
| 2.6.6 | Quaternions | 34 |
| 2.6.7 | Equation cinématique correspondante au drone | 35 |
| 2.6.8 | Equation dynamique correspondante au drone | 35 |
| 2.7 | Conclusion: | 37 |
| 3 | Commande robuste du quadri-rotor Quanser 3DOF | 39 |
| 3.1 | Introduction | 39 |
| 3.1.1 | La théorie de Lyapunov | 39 |
| 3.1.2 | Stabilité au sens de Lyapunov | 40 |
| 3.2 | Commande non-linéaire par PD | 40 |
| 3.2.1 | Principe de la commande | 40 |
| 3.2.2 | Application de la commande par PD sur le Quanser | 42 |
| 3.3 | Commande non-linéaire par la synthèse Backstepping | 43 |
| 3.3.1 | Principe de la commande | 43 |
| 3.3.2 | Application de la commande | 43 |
| 3.4 | Commande robuste backstepping par mode glissant: | 45 |
| 3.4.1 | Théorie de mode glissant: | 45 |
| 3.4.2 | Phénomène de chattering | 46 |
| 3.4.3 | La Conception de la commande par modes glissants | 46 |
| 3.5 | Application de la commande: | 49 |
| 3.6 | Simulation | 51 |
| 3.6.1 | Simulation du contrôleur non linéaire par PD | 52 |
| 3.6.2 | Simulation du contrôleur Backstepping | 55 |
| 3.6.3 | Simulation du contrôleur par mode glissant | 57 |
| 3.7 | Conclusion | 59 |
| 4 | commande en temps réel d'un quadri-rotor de type Quanser | 61 |
| 4.1 | Introduction | 61 |
| 4.2 | Description du système | 61 |
| 4.2.1 | Les composants du système | 62 |
| 4.3 | Application en temps réel des lois de commande sur un quadri-rotor Quanser | 65 |
| 4.4 | Conclusion | 72 |
| | Bibliography | 75 |

List of Figures

| | | |
|------|--|----|
| 1.1 | Modèle de Leonardo Da Vinci | 10 |
| 1.2 | Nano Hummingbird drone | 11 |
| 1.3 | Mavic DJI | 12 |
| 1.4 | AGRASMG-1 drone | 12 |
| 1.5 | RQ-4 Global Hawk | 13 |
| 1.6 | EADS Eagle 1 | 13 |
| 1.7 | Falco Xplorer | 13 |
| 1.8 | eBee X | 14 |
| 1.9 | Del Fly | 14 |
| 1.10 | Ball drone | 15 |
| 1.11 | Skybotix coax | 15 |
| 1.12 | Hexarotor | 16 |
| 1.13 | Exemples des centrales inertielles | 17 |
| 1.14 | Exemple d'un accéléromètre | 17 |
| 1.15 | Exemple d'un magnétomètre | 17 |
| 1.16 | Exemple d'un gyroscope | 18 |
| 1.17 | Exemple d'un GPS module | 18 |
| 1.18 | Exemple d'un télémètre | 19 |
| 1.19 | Exemple d'un altimètre barométrique | 19 |
| 1.20 | Exemple d'une caméra | 20 |
| 1.21 | Livreur de produits médicaux | 21 |
| 2.1 | Drone quadri-rotor | 24 |
| 2.2 | Illustration du mouvement vertical | 25 |
| 2.3 | Illustration du mouvement de roulis | 26 |
| 2.4 | Illustration du mouvement de tangage | 26 |
| 2.5 | Les repères qui décrit le mouvement de quadri-rotor | 27 |
| 2.6 | Stratégie de commande | 30 |
| 2.7 | Structure de Quanser 3DDL | 30 |
| 2.8 | Amplificateur- | 31 |
| 3.1 | Illustration de la commande par quaternion | 41 |
| 3.2 | Surface de glissement- | 47 |
| 3.3 | Les trajectoires des angles de tangages, roulis et lacet | 52 |

| | | |
|------|---|----|
| 3.4 | Les entrées de commande u_2, u_3 et u_4 | 53 |
| 3.5 | Les trajectoires des angles de tangages, roulis et lacet | 53 |
| 3.6 | Les entrées de commande u_2, u_3 et u_4 | 54 |
| 3.7 | Les trajectoires des angles de tangages, roulis et lacet | 55 |
| 3.8 | Les entrées de commande u par quaternion sans perturbations | 55 |
| 3.9 | Les trajectoires des angles de tangage, roulis et lacet | 56 |
| 3.10 | Les entrées de commande u par quaternion sans perturbations | 56 |
| 3.11 | Les trajectoires des angles de tangage, roulis et lacet | 57 |
| 3.12 | Les entrées de commande u par quaternion sans perturbations | 58 |
| 3.13 | Les trajectoires des angles de tangage, roulis et lacet | 58 |
| 3.14 | Les entrées de commande u par quaternion sans perturbations | 59 |
| 4.1 | Quadrotor à 3DDL de type Quanser. | 62 |
| 4.2 | Les composants de la base du Quadri à 3 DDL Quanser | 62 |
| 4.3 | Les dispositifs du plan Quanser | 64 |
| 4.4 | Montage d'une hélice du Quanser | 64 |
| 4.5 | Les trajectoires des angles de roulis,tangage et lacet | 67 |
| 4.6 | Les entrées de commande u_2, u_3 et u_4 | 67 |
| 4.7 | Les trajectoires des angles de roulis, tangage et lacet | 68 |
| 4.8 | Les entrées de commande u_2, u_3 et u_4 | 69 |
| 4.9 | Les trajectoires des angles de roulis,tangage et lacet | 70 |
| 4.10 | Les entrées de commande u_2, u_3 et u_4 | 71 |

List of Tables

| | | |
|-----|--|----|
| 3.1 | Les paramètres d'inertie. | 51 |
| 3.2 | Les paramètres du système. | 52 |
| 3.3 | Les paramètres du contrôleur PD par quaternion. | 54 |
| 3.4 | Les paramètres du contrôleur par quaternion | 57 |
| 4.1 | Les composants du Quanser 3DOF hover | 63 |
| 4.2 | Paramètres du modèle. | 65 |
| 4.3 | Caractéristiques du moteur et l'encodeur du 3DOF Quanser | 65 |
| 4.4 | La valeur de la masse, longueur et l'inertie du 3DOF Hover | 66 |

Introduction général

Les robots aériens ou drones sont des engins volants sans pilote, aptes à mener à bien une mission de façon plus ou moins autonome. En opposition aux activités d'aéromodélisme, leur fonction principale est de réaliser une tâche répétitive ou dangereuse d'une manière plus efficace qu'un engin piloté à distance.

Au cours de ces dernières décennies, l'intérêt porté par la communauté scientifique à la thématique des véhicules aériens autonomes UAV (Unmanned Aerial Vehicle) n'a cessé de s'accroître. Ces engins volants, dit drone, ont été utilisés surtout dans le domaine militaire, comme des sentinelles et pour l'évaluation des zones sensibles. Depuis peu de temps, le domaine d'application de ces drones est devenu très varié, notamment d'autres membres de la société civile tels que des chercheurs, des entreprises, des étudiants et même des associations humanitaires, ont conçu des applications civiles de mini-drones qui peuvent améliorer la vie de plusieurs personnes même dans des conditions d'urgence, soit avec de meilleurs produits et services, soit en sauvant directement des vies humaines. Cependant, l'utilisation de ces véhicules aériens présente des grands avantages par rapport à des véhicules avec Pilote .

Le quadri-rotor est un robot volant de la famille des multirotors. Il dispose de plusieurs caractéristiques (une structure de taille réduite, un faible poids, agilité, décollage et atterrissage vertical) qui offrent divers avantages tels que la rapidité en cas d'urgence, la simplicité de construction, par rapport à d'autres types de véhicules aériens. Malgré tous ses avantages, le quadri-rotor possède une dynamique non linéaire et couplée, dans lequel il nécessite une commande robuste et stable.

Cette étude porte donc sur la mise en marche d'un quadri-rotor "Hover 3DOF" de type Quanser disponible dans le laboratoire d'automatique de la Faculté de Technologie, Université Abou Bekr Belkaid-Tlemcen.

Le Quanser 3DOF hover est un quadri-rotor installé sur un pivot à trois degrés de liberté, permettant au corps de pivoter autour des trois axes; l'axe de roulis, l'axe de tangage et l'axe de lacet , qui est un outil parfait pour exécuter des tests expérimentaux.

L'idée consiste d'abord à modéliser le système en appliquant la forme d'Euler Newton. Le modèle résultant décrit le fonctionnement du quadri-rotor, les mouvements de roulis, tangage et de lacet sont représentés par des angles d'Euler et les quaternions unitaires. Cependant, l'utilisation de ces angles dans la modélisation peut conduire à des singularités. Pour contourner ce problème, nous proposons de décrire le système à l'aide d'un modèle du quaternion unitaire.

Mais au préalable, nous décrivons en général les drones, leurs historiques, les classifications du système selon la taille et selon la configuration de la propulsion, puis nous donnons un aperçu sur les éléments du système de navigation et de localisation. Enfin, nous citons les avantages et les inconvénients.

Dans un second temps, nous proposons de synthétiser des lois de commande non linéaire pour la stabilisation et le suivi des trajectoires d'un quadri-rotor.

Les lois de commandes synthétisées sont: L'approche classique PD, Backstepping et Backstepping par mode glissant.

A la fin, nous appliquons ces approches sur la Plate-forme "Hover 3DOF" de Quanser.

Chapter 1

Etat de l'art: les drones

Au début du nouveau millénaire, de nombreuses avancées technologiques dans les matériaux, l'électronique, les ordinateurs, les capteurs, les instruments de navigation, ils ont conduit à l'émergence des drones, d'hélicoptères et d'autres configurations des véhicules. Des services aériens qui fournissent des services civils dont la surveillance, le sauvetage (maritime et de montagne), ambulance aérienne, lutte contre les incendies. Les fonctions militaires comprennent le déminage, la surveillance du champ de bataille.

Aujourd'hui, les drones UAV ont un rôle très important dans l'aviation moderne. Les générations des drones en vol stationnaire sont conçus pour être petits, plus légers et dotés de certaines fonctions d'autonomie [5].

Un drone désigne un engin inhabité capable de mener à bien une mission de manière plus ou moins autonome. Le terme drone désigne surtout les engins aériens, mais il existe également des drones terrestres, marins ou sous-marins. Les drones aériens sont en général désignés par l'appellation UAV (Unmanned Aerial Vehicle). Cependant, la mise en action d'un drone nécessite également une station de contrôle au sol et un opérateur. Cet ensemble est désigné par le terme UAS (Unmanned Aircraft System), ou encore RPAS dans le domaine réglementaire (Remotely Piloted Aircraft System), qui rappelle que ces engins ne sont pas totalement autonomes mais que l'intervention humaine reste au centre du système [19].

Dans ce chapitre, nous présentons de manière générale ce qu'est un drone, les différentes configurations des drones, puis nous présentons les capteurs de situation des drones et nous terminons par les applications des drones (civils et militaires) et les avantages et les inconvénients des drones.

1.1 Contexte et historique

Le monde des drones est très vaste et important, c'est pourquoi les équipements des drones ont subi de nombreux changements et modifications dans différentes formes et composantes, de sorte que les équipements modernes qui complètent les derniers développements technologiques dans le domaine sont toujours disponibles. En 1483, Léonard de Vinci, le père de l'hélicoptère, conçoit le concept d'un aéronef à voilure tournante appelé hélice aérienne basé sur le principe de la vis d'Archimède (voir Figure 1.1). En 1754, le

russe Mikhaïl Lomonosov a développé une conception complexe, deux rotors coaxiaux contrarotatifs entraînés par un mécanisme d'horlogerie, l'avion volait librement et atteignait une bonne altitude, un concept qui a conduit au développement de l'hélicoptère moderne. La première utilisation des drones au combat remonte à 1849, lorsque les Autrichiens ont attaqué la ville italienne de Venise à l'aide des ballons remplis d'explosifs.

Les premiers avions sans pilote, destinés à être utilisés comme avions d'entraînement au combat, ont été conçus pendant et après la Première Guerre mondiale. En septembre 1916, le drone Hewitt-Sperry Automatic Airplane effectue son premier vol autonome. Le développement secret de nouveaux drones s'est poursuivi pendant la Seconde Guerre mondiale et la guerre froide. Dans les années 1980, les drones ont été utilisés pour des missions de reconnaissance, de surveillance et d'attaque, principalement par les Israéliens et les Américains, ainsi que par les forces alliées pendant les deux guerres du Golfe en Irak et en Afghanistan.

Au cours de la dernière décennie, en raison de la miniaturisation des capteurs et des unités de traitement, d'autre part de la demande croissante d'applications militaires et civiles, de nombreuses configurations des drones de différentes tailles ont été développées [18].



Figure 1.1. Modèle de Leonardo Da Vinci

Pendant la guerre froide, les États-Unis ont secrètement développé ce type d'UAV comme moyen de saboter ses avantages stratégiques et ses capacités à mener une surveillance et une intervention militaire sur l'ennemi sans causer de danger personnel que l'opinion publique ne peut supporter. Cet avantage est obtenu grâce à l'innovation technologique, en particulier dans le domaine de l'automatisation et des entraînements. Le transfert de certains systèmes à Israël permet au pays de développer de manière pragmatique des drones tactiques à courte et moyenne portée avec des capacités de transfert direct de données. Les drones sont devenus la prochaine composante de tous les conflits et opérations de maintien de la paix. Les Américains l'ont lancé en 2009, notamment au Kosovo ou au Tchad, et l'ont utilisé dans des frappes aériennes américaines contre le Pakistan ou des pirates.

1.2 Classification des drones

Cette variété de types de drones rend leur classification difficile. La plus courante se fait en fonction de leur taille, leur configuration de propulsion.

1.2.1 Selon la taille

Dans cette section, on peut trouver quatre types: les nano drones, les micros drones, les mini drones et les drones lourds.

Nano drones

Ce sont des véhicules de très petite taille avec un poids compris entre 0 et 200 grammes. L'autonomie de ces véhicules est très faible (de 10 à 30 minutes). Ces types de drones ont une portée inférieure à 1 kilomètre et une altitude de vol maximale autour de 100 mètres. La figure 1.2 représente un exemple de ce type qui est Nano Hummingbird lancé par le groupe technologique californien AeroVironment, il pèse 19 grammes avec une envergure de 16 centimètres qui ressemble et vole comme un vrai colibri. Ses deux ailes battantes lui procurent toute sa propulsion et son contrôle et il est capable de voler de haut en bas et autour ainsi que de se mettre en vol stationnaire.



Figure 1.2. Nano Hummingbird drone

Micro drones

Ce sont des véhicules de petite taille avec un poids inférieur à 2 kilogrammes. Ils ont une autonomie supérieure à 20 minutes. Ils se différencient par la miniaturisation de la carte électronique et le choix des matériaux, capteurs et systèmes embarqués. La figure 1.3 représente un micro drone Mavic développé par DJI.

Mini drones

Ce sont des drones avec une taille de l'ordre de 50 centimètres jusqu'à 1mètre avec un poids de 1kilogramme à 20kilogrammes, ils ont une autonomie importante qui est



Figure 1.3. Mavic DJI

supérieure à 30 minutes. La figure 1.4 représente un mini drone, le AGRASMG-1 est un drone d'agriculture développé par DJI.



Figure 1.4. AGRASMG-1 drone

Les drones Lourds

Cette classe contient différentes types:

- **HALE**

Mot anglais qui signifie drone volant à haute altitude et de longue endurance. Ce sont des drones de grandes tailles, la plupart à voilure fixe. Ils peuvent résister en vol et rassembler des informations pendant une longue période (12 à 48 heures), ces avions possèdent une charge utile importante et sont équipés de caméras (visible et infrarouge) et de radars divers. L'exemple le plus connu de HALE est le Global Hawk américain de Northrop Grumman (voir la figure 1.5), qui peut parcourir des milliers de kilomètres à une altitude pouvant atteindre 20 kilomètres et une vitesse de 635 kilomètres par heure [7].

- **MALE**

Mot anglais qui signifie drone volant à moyenne altitude et de longue endurance. Ils sont généralement utilisés pour les vols étendus à moyenne altitude et disposent



Figure 1.5. RQ-4 Global Hawk

d'une grande autonomie. L'exemple le plus connu de drone MALE est Eagle 1 (EADS) (Figure 1.6) construit par Général Atomics. Ce drone peut voler à 7600 mètres d'altitude avec une endurance de 28 heures. Il a largué plusieurs fois des bombes ou missiles en Afghanistan en 2001 [7].



Figure 1.6. EADS Eagle 1

- **Les drones tactiques**

Les drones tactiques (Tactical Unmanned Aerial Vehicle) ont un poids énorme, ils peuvent atteindre jusqu' à 2000 kilogrammes. Leur grande autonomie de 24 heures et leur altitude opérationnelle qui peut aller jusqu'à 5 kilomètres a fait que le domaine militaire est leur principal domaine d'utilisation. Il y a plusieurs exemples de ce type, la figure 1.7 montre le drone Falco Xplorer développé par LEANARDO company.



Figure 1.7. Falco Xplorer

1.2.2 Selon la configuration de la propulsion

Drones à voilure Fixe

Ce sont des drones assemblée d'une paire d'aile qui permet d'avancer rapidement grâce à leurs vitesses sur des pistes préparées pour le décollage et l'atterrissage. Ils couvrent de longues distances et de hautes altitudes. On les trouve souvent dans la recherche, le sauvetage. La figure 1.8 représente le drone eBee X de senseFly Parrot.



Figure 1.8. eBee X

Drones à ailes battantes ou ornithoptères

Ce sont des drones construit des ailes battantes à peu près semblables à celle des oiseaux et des insectes, les battements des ailes qui permettent de faire des vols stationnaires et de mimer les trajectoires des insectes (Figure 1.9).



Figure 1.9. Del Fly

Drones à voilure tournante VTOL (vertical Take Off and Landing)

Sont apte de décoller et d'atterrir verticalement sur n'importe quel terrain. Ils sont consacrés dans la surveillance, la récolte de données et plusieurs d'autres applications grâce à leurs vol stationnaire à basse vitesse et à faible altitude.

Les drones à voilure tournante peuvent être classés en fonction du nombre de rotors:

- **Mono-rotor:** Il se déplace avec un seul rotor, son avantage est l'aisance de se déplacer rapidement et très économique [9] (Figure 1.10).



Figure 1.10. Ball drone

- **Birotors:** Ils se composent de deux rotors qui participent à la poussée. Les effets de couple sont créés par la rotation des rotors, qui sont négligés par le fait qu'ils tournent dans des sens opposés (Figure 1.11).



Figure 1.11. Skybotix coax

- **Multirotors ou Multicopters:** Ils se composent de deux jusqu'à 16 rotors. La structure à quatre rotors (quadcopter) est de loin la plus courante dans le domaine de la recherche et à destination du grand public [19]. Le sens de rotation des rotors est inversé deux à deux pour compenser le couple de réaction. Les déplacements du véhicule se font en variant convenablement les vitesses de rotation des différents rotors par exemple un hexarotor qui est un aéronef contient six rotors. Ces rotors sont placés aux extrémités du châssis [3][20]. (Figure 1.12).



Figure 1.12. Hexarotor

1.3 Les capteurs pour la navigation et la localisation

Les capteurs ont un rôle très important pour la stabilité et l'autonomie du drone, en fournissant des informations de localisation d'un drone, c'est-à-dire sa position, sa vitesse et son attitude de manière autonome.

Les capteurs d'un drone aérien peuvent être divisés en trois catégories [8]:

- **Les capteurs proprioceptifs:** Ils captent des informations sur l'état interne du drone à un instant donné. Ces capteurs mesurent la position, la vitesse ou bien l'accélération par rapport à un état de référence [18].
- **Les capteurs extéroceptifs:** Ils captent des informations sur l'environnement où se déplace le drone [18].
- **Les capteurs exproprioceptifs:** La somme de proprioceptif et extéroceptif. La conception des capteurs et des actionneurs plus performants garantit la perfection et l'autonomie des drones [18].

Centrales inertielles (IMU: Inertiel Measurement Unit)

Une centrale inertielle (IMU) est une des composantes les plus importantes du drone. Elle permet de récupérer les angles d'orientation ainsi que les vitesses angulaires. Le centre d'inertie contient trois capteurs ou deux capteurs: un gyroscope, un accéléromètre et un magnétomètre si l'on parle d'un centre d'inertie à 9 degrés de liberté. Le magnétomètre n'est pas inclus lorsque l'on parle d'un centre d'inertie à 6 degrés de liberté. Le gyroscope mesure la vitesse angulaire du drone [10].

Accéléromètres

L'accéléromètre mesure l'accélération linéaire exercée par le drone. Ce capteur mesure correctement l'accélération si le dispositif ne vibre pas fortement. Les accéléromètres

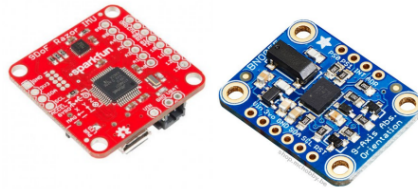


Figure 1.13. Exemples des centrales inertielles

sont très sensibles aux forces extérieures ce qui peut causer des erreurs d'interpolation (Woodman (2007)). Ils ne peuvent pas être utilisés pour récupérer directement la position en intégrant deux fois [10].



Figure 1.14. Exemple d'un accéléromètre

Magnétomètres

Le magnétomètre est un capteur qui mesure le champ magnétique terrestre et indique la direction du nord magnétique pour contrôler le cap d'un drone. Ce capteur est aussi sensible aux interférences magnétiques externes des drones induits par la proximité de moteurs électriques [3].

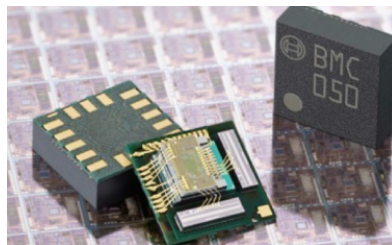


Figure 1.15. Exemple d'un magnétomètre

Gyromètres et Gyroscopes

Le gyromètre est un capteur de mouvement utilisé pour mesurer la vitesse angulaire. Pour qu'on puisse calculer les vitesses à chaque axe on a besoin d'un gyromètre à trois axes.

Un gyroscope est un appareil qui mesure la rotation absolue de son boîtier.

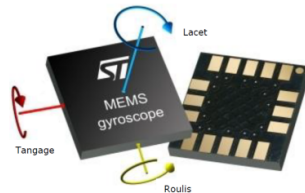


Figure 1.16. Exemple d'un gyroscope

Système de géolocalisation (GPS : Global Positioning System)

Le système GPS est un système de positionnement par satellite qui contient vingt-quatre satellites répartis de façon qu'en tout point du globe, on peut observer simultanément quatre à huit avec une élévation d'au moins quinze degrés [3].



Figure 1.17. Exemple d'un GPS module

Télémètres

Le télémètre est un capteur qui prélève des mesures sur l'environnement entouré qui permet l'envoi d'un signal renvoyé par l'obstacle le plus proche dans la direction du lancement. On distingue plusieurs types de signaux (laser, ultrasons et ondes radios). On l'utilise dans les phases de décollage et d'atterrissage pour mesurer la distance au sol et détecter des murs ou des obstacles [3].



Figure 1.18. Exemple d'un télémètre

Altimètre barométriques

L'altimètre barométrique est un capteur qui détermine la hauteur entre le niveau de capteur et le niveau de référence. La valeur mesurée du capteur est très sensible aux variations des conditions atmosphériques [3].

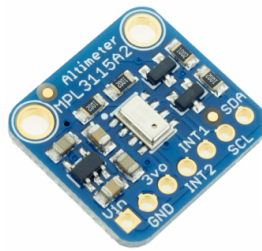


Figure 1.19. Exemple d'un altimètre barométrique

Capteur de vision

Le capteur de vision fournit des informations afin de localiser un véhicule dans un environnement. Par contre, le signal GPS peut être faible ou indisponible à certains endroits. L'utilisation des caméras est très utile lors de la mise en œuvre des tâches (Localisation, navigation et exploration). En utilisant une technique de vision basée sur l'utilisation de plusieurs caméras (stéréo vision) qui permet d'enrichir l'information en la comparant avec celle d'une vue unique [3].

1.4 Domaine d'utilisation

1.4.1 Domaine militaire

Les drones ont été d'abord introduit dans le domaine militaire. Aujourd'hui, on distingue plusieurs applications des drones dans ce domaine:

- Largage de packs de survis.



Figure 1.20. Exemple d'une caméra

- La surveillance maritime, aérienne et du trafic.
- Désignation par laser d'un objectif au sol qui permet de tirer depuis un avion d'armes.
- Et d'autres applications comme la gestion des catastrophes, l'évaluation des dommages, l'inspection des pistes.

1.4.2 Domaine civil:

L'utilisation des drones dans le domaine civil est devenu avantageux (figure 1.6) la majorité de ces applications se trouvent dans des différents domaines tels que:

- Le domaine média et artistique: le cinéma, la mise en valeur des régions touristiques, l'immobilier et les monuments.
- En agriculture: la détection des maladies et l'analyse des besoins en engrais.
- Et d'autres domaines comme la topographie, la cartographie.



Figure 1.21. Livreur de produits médicaux

1.5 Les avantages et les inconvénients des quadri-rotors

Au sein de ces avantages, on peut citer [1]:

- la rapidité de livraison en cas d'urgence.
- Le drone aérien est une machine aéronautique beaucoup moins complexe que les avions ou les hélicoptères avec une simplicité de construction.
- En effet, le drone distributeur utilise l'électricité pour avancer (L'avantage écologique).

Au sein de ces inconvénients on peut citer [1]:

- Faible autonomie du drone.
- La saturation d'espace dans l'air.

1.6 Conclusion

Au cours de ce chapitre, nous avons donné un coup d'œil général sur les drones ainsi que leurs classifications qui ont été faites selon la taille du drone, ainsi que le mode de propulsion. Puis, nous avons présenté une pluralité des capteurs utilisés dans la construction des drones. Enfin nous avons discuté clairement sur les avantages et les inconvénients du quadri-rotor et leurs domaines d'application. Les drones ont fait un grand saut dans le domaine de l'automatique.

Dans le chapitre suivant, nous allons présenter la modélisation de quadri-rotor ainsi que le quanser 3DOF en définissant ces différents mouvements et son modèle dynamique.

Chapter 2

Modélisation dynamique du quadri-rotor quanser

2.1 Introduction

La première chose à faire dans l'analyse d'une loi de commande est de modéliser mathématiquement notre système. Le travail de modélisation mathématique consiste à créer un ensemble des équations décrivant le comportement d'un système physique. Le modèle est composé d'une structure représentant les relations entre les variables et un ensemble de paramètres.

La modélisation d'un système implique d'une part la mise en place de la structure, ce qui est l'objet de ce chapitre, et d'autre part la détermination ou l'estimation de ses paramètres [19].

Nous allons donc créer un modèle mathématique du quadcopter à l'aide des lois de physiques bien connues régissant la dynamique du drone. La modélisation des véhicules aériens autonomes est relativement complexe, et la complexité s'amplifie pour les drones miniatures en raison des nombreux effets physiques qui entrent en jeu, à savoir les effets aérodynamiques, la gravité, les effets gyroscopiques, le frottement et le moment d'inertie. Cette complexité résulte de la différence de ces effets entre chaque mode de vol. Ce modèle permet donc de relier les grandeurs physiques du drone qui nous intéressent et que l'on observe (sa position et son orientation) aux vitesses de rotation des moteurs. Ceci nous permettra d'établir des lois de contrôle à partir du modèle que nous avons établi [7] [2].

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

2.2 Description du quadri-rotor

Le quadri-rotor est un système mécatronique à quatre hélices en configuration croisée. Alors que les moteurs avant et arrière tournent dans le sens des aiguilles d'une montre, les moteurs gauche et droit tournent dans le sens inverse des aiguilles d'une montre, ce qui annule presque les effets gyroscopiques et les couples aérodynamiques en vol compensé et pour éviter au véhicule de tourner autour de son axe z (lacet). Un avantage supplémentaire du quadri-rotor par rapport à un hélicoptère conventionnel est la mécanique simplifiée du rotor. En faisant varier la vitesse des moteurs individuels, la force de levage peut être modifiée et un mouvement vertical et/ou latéral peut être créé. Le mouvement de tangage est généré par une différence entre la vitesse des moteurs avant et arrière, tandis que le mouvement de roulis résulte des différences entre la vitesse des rotors gauche et droit, respectivement. La dynamique du quadri-rotor est décrite dans l'espace par six degrés de liberté selon le repère inertiel fixe lié au sol. Cette dynamique est liée à la translation des positions (x, y, z) et les attitudes décrit par les angles d'Euler (ϕ, θ, ψ) . Ainsi le drone quadri-rotor est un système sous actionné (le nombre des entrées de commande est inférieur au nombre des sorties) ce qui induit une difficulté dans la conception de système de commande [9] [22]. La faible autonomie du quadri-rotor représente un inconvénient majeur, le drone ne peut se déplacer que de 16 kilomètres avant d'avoir besoin d'être rechargé.



Figure 2.1. Drone quadri-rotor

2.3 les Mouvements du quadri-rotor

Le changement de la vitesse de chaque rotor individuel génère une poussée, ce qui rend le mouvement possible. Le quadcopter s'incline dans la direction du rotor le plus long et se déplace ensuite le long de cet axe. Par conséquent, c'est l'angle d'inclinaison qui

permet au quadcoptre de se déplacer, ce qui implique que les changements de vitesse du rotor entraînent un mouvement dans au moins trois degrés de liberté. Par exemple, en augmentant la vitesse du moteur vers l'avant, on obtient un mouvement de tangage. Nous pouvons alors contrôler les six degrés de liberté du quadcoptre avec cinq mouvements principaux:

- Mouvement vertical.
- Mouvement de roulis.
- Mouvement de tangage.
- Mouvement de lacet.
- Mouvement de translation horizontale.

Mouvement vertical

Pour planer, toute portance doit être uniquement le long de l'axe z , ce qui est l'opposé de la gravité. En outre, la portance générée par chaque rotor doit être la même pour empêcher le véhicule de basculer davantage. Le mouvement vers le haut et vers le bas se fait en changeant la vitesse de rotation des moteurs (produisant ainsi une poussée), si la portance est supérieure au poids du quadcoptre, le mouvement est vers le haut, si la portance est inférieure au poids du quadcoptre, le mouvement est vers le bas.

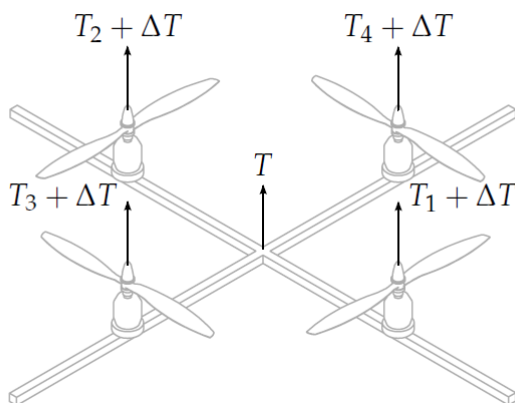


Figure 2.2. Illustration du mouvement vertical

2.3.1 Mouvement de roulis

La figure 2.3 montre comment un mouvement de roulis est obtenu. Dans ce cas, on applique un couple autour de l'axe x , c'est-à-dire en appliquant une différence de poussée entre le rotor 1 et le rotor 2. Ce mouvement (rotation autour de l'axe x) est couplé avec un mouvement de translation selon l'axe y [13].

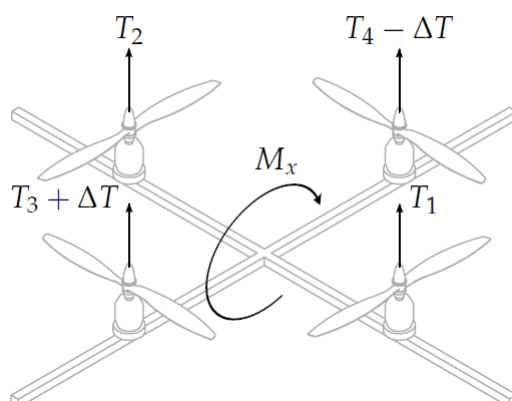


Figure 2.3. Illustration du mouvement de roulis

2.3.2 Mouvement de tangage

La figure (2.4) montre comment le mouvement de tangage. Ce mouvement est assuré par la différence des forces (F_3 , F_4) produites par les actionneurs avant et arrière. Cette différence des forces produit un couple autour de l'axe y [14].

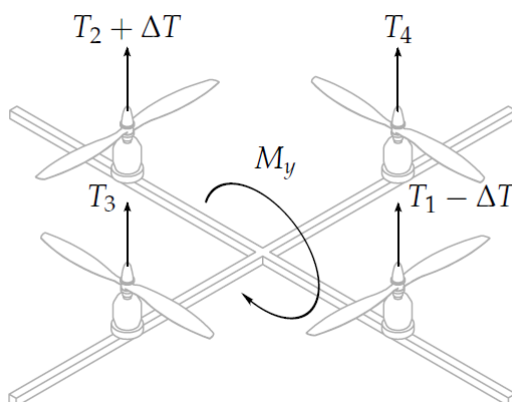


Figure 2.4. Illustration du mouvement de tangage

2.3.3 Mouvement de lacet

. Dans ce cas, nous voulons appliquer un couple autour de l'axe z , qui est fait en appliquant une différence de vitesse entre les rotors (1,2) et (3,4). La direction de la force de poussée ne décale pas pendant le mouvement, mais l'augmentation de la force de portance dans une paire de rotors doit être égale à la diminution des autres paires pour s'assurer

que toute direction de la force de poussée demeure la même [13].

2.4 Définition des repères de référence

Pour décrire la dynamique de vol du quadri-rotor, un ensemble de repères de base et notations doivent être définis. Le repère inertiel $R_0 = \{O, E_x, E_y, E_z\}$ où repère de référence, il est lié à la terre. Ensuite, on considère $R_G = \{O, E_1, E_2, E_3\}$ un repère mobile ayant comme origine le centre de gravité de l'appareil [17].

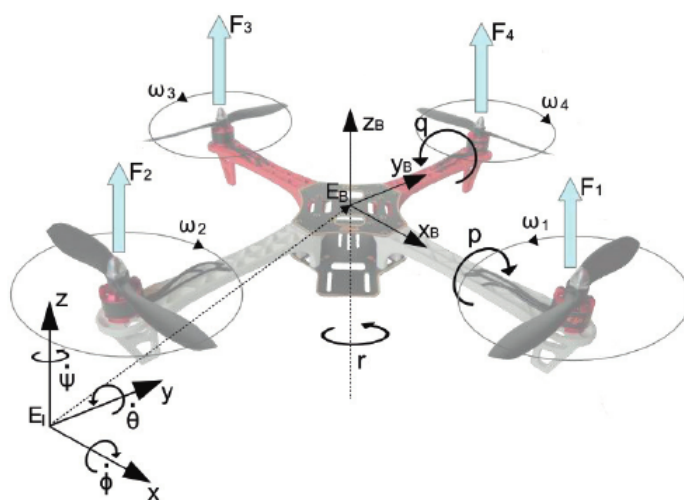


Figure 2.5. Les repères qui décrit le mouvement de quadri-rotor

2.5 Effets physiques agissants sur le quadri-rotor

2.5.1 Les forces:

Les forces agissant sur le système sont:

- Le poids du quadri-rotor: Il est donné par

$$P = mgE_z \quad (2.1)$$

m représente la masse totale et g la gravité ou l'accélération de pesanteur.

- Les forces de poussée: Sont des forces provoquées et générées par la rotation des moteurs, elles sont responsables sur la direction du vol de quadri-rotor. Elles sont perpendiculaires sur le plan des hélices. Ces forces sont proportionnelles au carré de la vitesse de rotation des moteurs:

$$F_i = b\omega_i^2 \quad (2.2)$$

Avec $i = \overline{1 : 4}$ et b est le coefficient de portance, il dépend de la forme, le nombre des pales et la densité de l'air.

- Les forces de traînée: La force de traînée est le couplage entre une force de pression et la force de frottement visqueux, dans ce cas on a deux forces de traînée agissant sur le système qu'elles sont:
- La traînée dans les hélices: La traînée est la force de résistance qui s'oppose au mouvement du drone, elle agisse sur les pales, elle est proportionnelle au plusieurs paramètres comme la densité de l'air, la forme des pales et au carré de la vitesse de rotation de l'hélice, elle est donnée par la relation suivante:

$$T_h = d\omega^2 \quad (2.3)$$

Avec d est le coefficient de drag il dépend de la fabrication de l'hélice.

- La traînée selon les axes (x, y, z) : Elle est due au mouvement du corps du quadri-rotor

$$F_t = K_{ft}v \quad (2.4)$$

Avec K_{ft} est le coefficient de traînée de translation et v la vitesse linéaire.

2.5.2 Les moments

Il y a plusieurs moments agissants sur le quadri-rotor, ces moments sont dus aux forces de poussée et de traînée et aux effets gyroscopiques.

Moments dus aux forces de poussée:

- La rotation autour de l'axe x : Elle est due au moment créé par la différence entre les forces de portance des rotors 2 et 4, ce moment est donné par la relation suivante:

$$M_x = l(F_4 - F_2) = lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) \quad (2.5)$$

l est la longueur du bras entre le rotor et le centre de gravité du quadri-rotor.

- La rotation autour de l'axe y : Elle est due au moment créé par la différence entre les forces de portance des rotors 1 et 3, ce moment est donné par la relation suivante:

$$M_y = l(F_3 - F_1) = lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) \quad (2.6)$$

Moments dus aux forces de traînée:

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

$$M_z = d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \quad (2.7)$$

- Moment résultant des frottements aérodynamiques, il est donné par:

$$M_a = K_{fa}\Omega^2 \quad (2.8)$$

K_{fa} : Le coefficient de frottement aérodynamique et Ω est la vitesse angulaire.

Effet gyroscopique

Lorsqu'un objet tourne, il est soumis à l'effet gyroscopique, c'est-à-dire que l'objet oppose une résistance au changement d'orientation de son plan de rotation. Nous avons donc deux moments gyroscopiques et nous pouvons également décrire le moment gyroscopique lorsque la rotation simultanée autour de deux axes perpendiculaires génère une troisième rotation autour de l'axe perpendiculaire aux deux précédentes. C'est un moment parasite qui induit des rotations non désirées du dispositif.

Dans notre cas, il y a deux moments gyroscopiques, le premier est le moment gyroscopique des hélices, l'autre est le moment gyroscopique dû aux mouvements du quadri-rotor.

- Moment gyroscopique des hélices: Il est donné par la relation suivante:

$$M_{gh} = \sum_{i=1}^4 \Omega \wedge J_r \begin{bmatrix} 0 & 0 & (-1)^{i+1} \omega_i \end{bmatrix}^T \quad (2.9)$$

J_r est l'inertie des rotors.

- Moment gyroscopique dû aux mouvements de quadri-rotor: Il est donné par la relation suivante:

$$M_{gm} = \Omega \wedge J \Omega \quad (2.10)$$

J est l'inertie du système.

Chaque hélice est entraînée par un moteur à courant continu, de sorte que les joints permettent au cadre de rouler, de tanguer et de s'incliner librement.

2.6 Le quadri-rotor à 3DDL Quanser

La quadri-rotor à 3DDL Hover de Quanser est un Système MIMO (Multiple Input Multiple Output) qui étudie le comportement d'un quadri-rotor commandé à l'aide de la plate-forme présentée dans les Figures (2.6) et (2.7). Il se compose d'un cadre avec 4 hélices montées sur une articulation pivot de 3DDL. Chaque hélice est entraînée par un moteur à courant continu de sorte que les joints permettent au cadre de rouler, de tanguer et de pivoter librement. Le tangage, roulis ainsi que le lacet peuvent être respectivement contrôlés par la force de portance et le couple généré par les hélices.

Les données de l'orientation du cadre sont fournis par l'optique codeur montés sur chaque axe et chaque moteur à courant continu est contrôlé indépendamment à l'aide d'un signal analogique, ce système non linéaire à quatre entrées (signaux analogiques vers les moteurs à courant continu) et trois sorties (les déplacements angulaires des le cadre) est une excellente plante pour étudier les propriétés d'une large gamme de contrôleurs dans un système rotatif à emplacement fixe. Par ailleurs, le faible couplage qui existe entre les variables d'état de tangage, de roulis et de lacet du système permet l'élaboration d'une loi de contrôle indépendante pour chaque composante angulaire de l'orientation du cadre. En d'autres termes, le système est capable de suivre un processus indépendant signal de

référence pour chaque composante angulaire suivant les signaux de commande de moteur à courant continu obtenus à partir des trois sorties des différents contrôleurs, comme est illustré la Figure (2.6) [4].

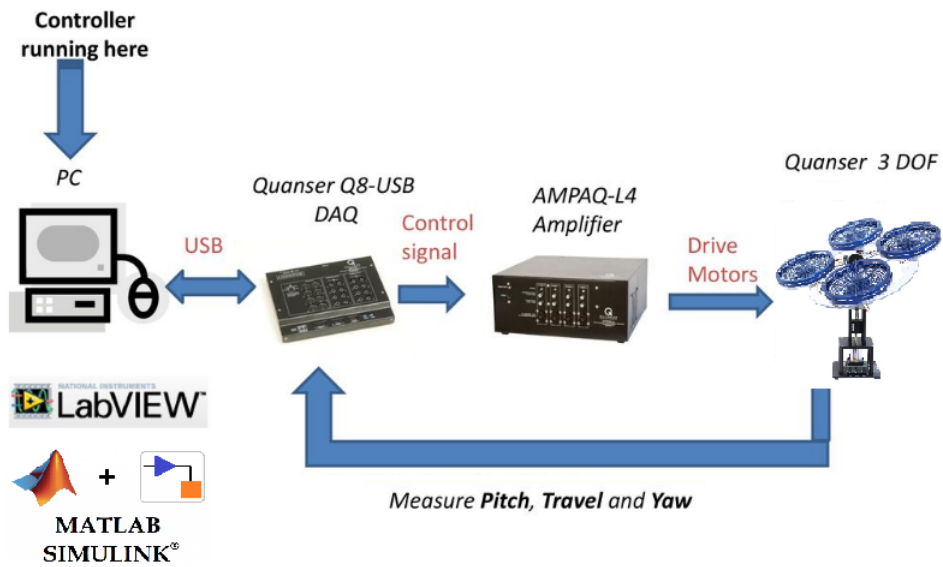


Figure 2.6. Stratégie de commande



Figure 2.7. Structure de Quanser 3DDL

2.6.1 Expérience d'un quadri-rotor quanser à 3DDL

La plate-forme 3DDL hover de quanser contient un quadri-rotor fixe relié à une carte de commande et alimentée par un amplificateur comme indiqué sur la Figure 2.7. Les capteurs utilisés sont des encodeurs pour mesurer les positions angulaires et les actionneurs sont des moteurs à courant continu.

Des tests expérimentaux ont été effectués à l'aide d'une carte USB dans une combinaison avec Matlab-Simulink qui nous permet une visualisation et interaction en temps réel. Les quatre moteurs à courant continu sont alimentés par un amplificateur de tension linéaire, le Quanser a été piloté par des signaux PWM. Nous réalisons le signal de commande via Simulink sous forme d'un schéma bloc en utilisant les paramètres physiques, nous obtenons alors des résultats grâce à de nombreux tests pour montrer les performances de la commande proposée [11].

Ce système à 3 DDL se caractérise par un cadre rond et plat avec quatre hélices. Le cadre est monté sur un joint pivotant à trois degrés de liberté qui permet au corps de tourner autour des axes de roulis, tangage et lacet. Les hélices sont entraînées par quatre moteurs à courant continu installées au sommet du cadre. Les hélices créent une force de levage qui peut être utilisée pour contrôler directement les angles de tangage et de roulis. Le couple total généré par les moteurs déplace le corps autour de l'axe de lacet. Deux hélices sont contrarotatives, de sorte que le couple total du système est équilibré lorsque la poussée des quatre hélices est approximativement égale. Les signaux de tension des moteurs, ainsi que les signaux des codeurs de tangage et de lacet sont transmis par une bague collectrice. La bague collectrice supprime le besoin de fils et permet un mouvement libre de 360 degrés autour de l'axe de lacet. En outre, elle minimise la quantité de friction et de charge autour de l'arbre mobile.



Figure 2.8. Amplificateur-

2.6.2 Hypothèses du modèle

Il est très difficile de modéliser un quadri-rotor, parce que la dynamique du système est fortement non linéaire et couplée. Afin de mieux comprendre le modèle dynamique développé ci-dessous, nous considérons les hypothèses suivantes:

- En supposant que la structure du quadri-rotor est rigide et symétrique, cela signifie que la matrice d'inertie est supposée diagonale.
- Le centre de gravité du quadri-rotor coïncide avec l'origine du système de coordonnées lié à ce dernier.
- Les hélices doivent être rigides afin de négliger l'effet de leur déformation lors de la rotation.
- Les forces de portance et de traînée sont proportionnelles au carré de la vitesse de rotation du rotor, qui est très approximatif du comportement aérodynamique. Afin d'élaborer le modèle mathématique on utilise deux repères, un repère fixe lié à la terre R_G et un autre mobile lié au centre de masse du quadri-rotor R_1 [3].

2.6.3 La matrice de rotation

La rotation d'un corps rigide dans l'espace peut être paramétrée à l'aide de plusieurs méthodes comme les angles d'Euler, les Quaternions.

Les angles d'Euler sont largement utilisés dans l'aérospatiale et l'ingénierie, qui est une représentation mathématique de trois rotations autour de différents axes possibles (nombreuses conventions) qui sont souvent confondus dans la littérature. En génie aérospatial, les axes sont dirigés comme pour un engin se déplaçant dans la direction x positive, le côté droit correspondant à la direction y positive, et la face inférieure verticale correspondant à la direction z positive. En considérant un système de coordonnées orienté à droite, les trois rotations simples sont décrits séparément par:

- $R(x, \phi)$, rotation autour de l'axe x .
- $R(y, \theta)$ rotation autour de l'axe y .
- $R(z, \psi)$ rotation autour de l'axe z .

2.6.4 les angles d'Euler

Le quadri-rotor nécessite deux repères pour le modéliser. Au début le repère mobile est coïncide avec le repère fixe, puis le repère mobile fait une rotation autour de l'axe x d'un angle de roulis ($-\frac{\pi}{2} < \phi < \frac{\pi}{2}$), suivi d'un mouvement de rotation autour de l'axe y d'un angle de tangage ($-\frac{\pi}{2} < \theta < \frac{\pi}{2}$), suivi d'une rotation autour de l'axe z d'angle de lacet ($-\pi < \psi < \pi$).

La formule de la matrice de rotation R est ci-dessous:

$$R = \text{Rot}_z(\psi) \times \text{Rot}_y(\theta) \times \text{Rot}_x(\phi) = \begin{bmatrix} c(\psi) & -s(\psi) & 0 \\ s(\psi) & c(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} c(\theta) & 0 & s(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -s(\theta) & 0 & c(\theta) \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c(\phi) & -s(\phi) \\ 0 & s(\phi) & c(\phi) \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

donc la matrice de rotation devient:

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} c(\psi)s(\theta) & s(\phi)s(\theta)c(\psi) - c(\phi)s(\psi) & c(\phi)s(\theta)c(\psi) + s(\phi)s(\psi) \\ s(\psi)c(\theta) & s(\phi)s(\theta)s(\psi) + c(\theta)c(\psi) & c(\phi)s(\theta)s(\psi) - s(\phi)c(\psi) \\ -s(\theta) & s(\phi)c(\theta) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

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

2.6.5 Les Vitesses angulaires

Les vitesses de rotations $(\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3)$ dans le repère fixe sont exprimées en fonction des vitesses de rotations $\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$ dans le repère mobile, on a [13]:

$$\Omega = \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \text{Rot}_x(\phi)^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + (\text{Rot}_y(\theta) \text{Rot}_x(\phi))^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

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

$$\begin{aligned} \Omega = \begin{bmatrix} \Omega_x \\ \Omega_y \\ \Omega_z \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta}c\phi \\ -\dot{\theta}s\phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\dot{\psi}s\theta \\ \dot{\psi}s\phi c\theta \\ \dot{\psi}c\phi c\theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} - \dot{\psi}s\theta \\ \dot{\theta}c\phi + \dot{\psi}s\phi c\theta \\ \dot{\psi}c\phi c\theta - \dot{\theta}s\phi \end{bmatrix} \\ \Omega &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s\theta \\ 0 & c\phi & s\phi c\theta \\ 0 & -s\phi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \end{aligned}$$

ce qui donne:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & s\phi \tan \theta & c\phi \tan \theta \\ 0 & c\phi & -s\theta \\ 0 & \frac{-s\phi}{c\theta} & \frac{c\phi}{c\theta} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \Omega_x \\ \Omega_y \\ \Omega_z \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

ω_n : est une matrice singulière, c'est à dire on a un problème de singularité lorsque le cosinus atteint les valeurs extrêmes: $-\pi/2$ et $\pi/2$.

Physiquement, cette modélisation est réaliste car l'engin ne doit pas tourner selon ses angles de roulis ou de tangage. Donc pour éviter ce problème il faut passer à une autre modélisation qui s'appelle la modélisation par quaternion.

Cette singularité peut être négligée en considérant que le drone n'atteindra pas ces angles de tangage extrêmes ou en ajoutant un quatrième paramètre pour lever toutes ambiguïtés. Quand le quadri-rotor fait des petites rotations, on peut appliquer les approximations suivantes:

$$c\phi \approx c\theta \approx c\psi \approx 1, \quad s\phi \approx s\theta \approx s\psi \approx 0.$$

Donc la vitesse angulaire sera:

$$\Omega \approx \begin{bmatrix} \dot{\phi} & \dot{\theta} & \dot{\psi} \end{bmatrix}^T. \quad (2.15)$$

2.6.6 Quaternions

L'approche par les quaternions permet de représenter efficacement l'attitude d'un objet et de formuler la composition de ses rotations 3D. Cette représentation, appelée aussi paramètre symétrique d'Euler, a été mise en forme par William Rowan Hamilton en 1843. Le quaternion est un nombre hypercomplexe de dimension 4. Il est composé d'un scalaire et d'un vecteur unité imaginaire. Il peut ainsi être défini de manière exacte par une seule combinaison linéaire:

$$\bar{q} = q_0 + q = q_0 + q_1i + q_2j + q_3k \quad (2.16)$$

Propriétés essentielles des quaternions

Nous pouvons représenter toutes les attitudes par des quaternions unitaires satisfaisants la condition suivante:

$$\|\bar{q}\| = \sqrt{q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2} = 1 \quad (2.17)$$

L'utilisation des quaternions pour représenter les rotations résulte finalement de l'observation du fait que n'importe quelle rotation entre deux systèmes de coordonnées peut être reformulée comme la simple rotation d'un angle θ autour d'un axe unitaire $\nu = [\nu_x, \nu_y, \nu_z]^T$ (axe d'Euler). Ainsi, un quaternion satisfait la forme suivante:

$$\bar{q} = \begin{bmatrix} \cos(\frac{\theta}{2}) & \nu_x \sin(\frac{\theta}{2}) & \nu_y \sin(\frac{\theta}{2}) & \nu_z \sin(\frac{\theta}{2}) \end{bmatrix}^T = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T \quad (2.18)$$

L'élément identité dans l'algèbre des quaternions est défini par:

$$q_{id} = [1 \ 0]^T \quad (2.19)$$

Le produit de deux quaternions q_a et q_b n'est pas commutatif. Il peut être défini de la façon suivante (Chou, 1992):

$$q_a \otimes q_b = \begin{bmatrix} q_{a0} & q_a^T \\ q_a^T I_{3 \times 3} & q_{a0} + sk(q_a) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_{b0} \\ q_b \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

$sk(q)$ est la matrice antisymétrique, pour un vecteur $q = [q_1 \ q_2 \ q_3]^T$, elle est donnée par :

$$sk(q) = \begin{pmatrix} 0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & 0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & 0 \end{pmatrix} \quad (2.21)$$

Toute rotation vectorielle dans l'espace peut être effectuée en utilisant l'algèbre des quaternions. Cette rotation est réalisée en deux façons en utilisant le produit de quaternion ou la multiplication par la matrice de rotation. La matrice de rotation exprimée en termes de quaternion peut être définie par:

$$R^{I/B} = \begin{bmatrix} 1 - 2 \cdot (q_3^2 + q_4^2) & 2 \cdot (q_2 q_3 - q_1 q_4) & 2 \cdot (q_2 q_4 + q_1 q_3) \\ 2 \cdot (q_2 q_3 + q_1 q_4) & 1 - 2 \cdot (q_2^2 + q_4^2) & 2 \cdot (q_3 q_4 - q_1 q_2) \\ 2 \cdot (q_2 q_4 - q_1 q_3) & 2 \cdot (q_3 q_4 + q_1 q_2) & 1 - 2 \cdot (q_2^2 + q_3^2) \end{bmatrix} \quad (2.22)$$

Les quaternions possèdent l'avantage de ne pas utiliser les fonctions trigonométriques, contrairement aux angles d'Euler, pour exprimer une matrice de rotation qui est nécessaire à un changement de repère. L'utilisation des quaternions permet aussi de limiter les coûts calculatoires d'un changement de repère.

$$\begin{cases} \phi = \tan^{-1} \left(2 \frac{q_0 q_1 + q_2 q_3}{1 - 2(q_1^2 + q_2^2)} \right) \\ \theta = \sin^{-1} (2 (q_0 q_2 - q_1 q_3)) \\ \psi = \tan^{-1} \left(2 \frac{q_0 q_3 + q_1 q_2}{1 - 2(q_2^2 + q_3^2)} \right) \end{cases} \quad (2.23)$$

2.6.7 Equation cinématique correspondante au drone

Pour obtenir les équations d'attitude du drone, il existe différentes façons. Dans notre travail, nous nous intéressons à la représentation par quaternion pour éviter les singularités.

Les équations cinématiques par la représentation des quaternions est donnée par:

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{1}{2} q^T \Omega \\ \frac{1}{2} (q_0 I + sk(q)) \Omega \end{bmatrix} \quad (2.24)$$

2.6.8 Equation dynamique correspondante au drone

En utilisant la formulation de Newton-Euler, les équations sont écrites sous la forme suivante:

$$J \dot{\Omega} = -sk(\Omega) J \Omega + M_f - M_a - M_{gh} \quad (2.25)$$

Ω : La vitesse angulaire exprimée dans le repère fixe

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

$$J = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (2.26)$$

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

$$\mathbf{M}_f = \begin{bmatrix} l(F_4 - F_2) \\ l(F_3 - F_1) \\ d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (2.27)$$

M_a : moment résultant des frottements aérodynamiques, il est donnée par:

$$\mathbf{M}_a = \begin{bmatrix} K_{fax} \dot{\phi}^2 \\ K_{fay} \dot{\theta}^2 \\ K_{faz} \dot{\psi}^2 \end{bmatrix} \quad (2.28)$$

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

Alors les équations différentielles définissant le mouvement de rotation:

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \frac{(I_y - I_z)}{I_x} \dot{\theta} \dot{\psi} + \frac{l}{I_x} u_2 + G_\phi \\ \ddot{\theta} = \frac{(I_z - I_x)}{I_y} \dot{\phi} \dot{\psi} + \frac{l}{I_y} u_3 + G_\theta \\ \ddot{\psi} = \frac{(I_x - I_y)}{I_z} \dot{\theta} \dot{\phi} + \frac{1}{I_z} u_4 + G_\psi \end{cases} \quad (2.29)$$

avec

$$\begin{cases} G_\phi = -\frac{J_r}{I_x} \bar{\Omega}_r \dot{\theta} - \frac{K_{fax}}{I_x} \dot{\phi}^2 \\ G_\theta = \frac{J_r}{I_y} \bar{\Omega}_r \dot{\phi} - \frac{K_{fay}}{I_y} \dot{\theta}^2 \\ G_\psi = -\frac{K_{faz}}{I_z} \dot{\psi}^2 \end{cases}$$

$\Gamma_{ext} = [G_\phi \ G_\theta \ G_\psi]^T$ regroupe l'ensemble des couples gyroscopiques, des perturbations et des incertitudes sur les paramètres qui sont supposés être limités.

$$\bar{\Omega}_r = (\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4) \quad (2.30)$$

Prenons en considération que les poussées et les couples produits sont proportionnels aux tensions appliquées aux moteurs à courant continu. Les entrées de commande u_2 , u_3 , et u_4 sont données sous la forme:

$$\begin{aligned} u_2 &= K_f(V_1 - V_2) \\ u_3 &= K_f(V_3 - V_4) \\ u_4 &= K_t(-V_1 - V_2 + V_3 + V_4) \end{aligned} \quad (2.31)$$

où

- V_1 : la tension appliquée au moteur droit.
- V_2 : la tension appliquée au moteur gauche.
- V_2 : la tension appliquée au moteur avant.
- V_4 : la tension appliquée au moteur arrière.
- K_f et K_t sont respectivement les coefficients de poussée et de traînée.

En utilisant les équations cinématiques et dynamiques, le modèle d'attitude du quadrirotor est donnée par:

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q} \\ J\dot{\Omega} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} -\frac{1}{2}q^T\Omega \\ \frac{1}{2}(q_0I + sk(q))\Omega \\ -sk(\Omega)J\Omega + u + \Gamma_{ext} \end{bmatrix} \end{cases} \quad (2.32)$$

2.7 Conclusion:

Dans ce chapitre, nous avons établi une description de quadri-rotor, un bilan des mouvements, les différents effets qui agissent sur l'engin, autrement on a développé le modèle mathématique d'un quadricoptère à trois degrés de liberté.

Chapter 3

Commande robuste du quadri-rotor Quanser 3DOF

3.1 Introduction

La propriété la plus fondamentale de tout système pratique est sa stabilité. Cette notion peut avoir plusieurs définitions de plusieurs perspectives, la plus largement utilisée étant celle proposée par le mathématicien russe "Alexander Lyapunov". Dans cette section, nous discutons sur la stabilité de Lyapunov, et l'accent sera mis, surtout à propos de la deuxième méthode de Lyapunov (méthode directe), car toutes les lois de contrôle développées dans ce chapitre sont basés sur cette approche.

Le but de la stabilité est de tirer des conclusions sur le comportement du système, sa trajectoire n'est pas explicitement calculée. Pour étudier les résultats classiques le concept de stabilité au sens Lyapunov, il faut revoir les définitions suivantes:

La méthode directe de Lyapunov (où la méthode des fonctions de Lyapunov) consiste à trouver une fonction de Lyapunov qui garantit une certaine performance pour le système en boucle fermée. Cette méthode est basée sur le concept d'énergie du système, en remplaçant l'énergie du système par une fonction de Lyapunov $V(x)$ qui est définie positive (comme l'énergie), et satisfaite la condition $\dot{V}(x) < 0$ [6].

3.1.1 La théorie de Lyapunov

La théorie à base de Lyapunov renferme deux méthodes introduites par Lyapunov, la méthode indirecte et la méthode directe.

La méthode indirecte, ou méthode de linéarisation, assure que les propriétés de stabilité d'un système non linéaire au voisinage d'un point d'équilibre sont principalement équivalente à celles de son approximation linéaire. La méthode sert de justification théorique à l'utilisation du commande linéaire pour les systèmes physiques non linéaires.

La méthode directe est un outil puissant pour analyser les systèmes non linéaires, et c'est la raison pour laquelle l'analyse dite de Lyapunov est fréquemment appelée la méthode directe. La méthode directe est une généralisation des concepts énergétiques associés à un système mécanique, le mouvement d'un système mécanique est stable si son

énergie mécanique totale est réduite en permanence.

En utilisant la méthode directe afin d'analyser la stabilité d'un système non linéaire, l'objectif est de construire une fonction énergétique scalaire (une fonction de Lyapunov) pour le système. La puissance de cette méthode vient de sa généralité, elle est applicable à tous les types de systèmes de contrôle, variables ou non dans le temps, à dimension finie ou à dimension infinie. D'autre part, la limite de la méthode réside dans le fait qu'il est souvent difficile de trouver une fonction de Lyapunov pour un système.

3.1.2 Stabilité au sens de Lyapunov

Tandis que la méthode directe de Lyapunov soit à l'origine une méthode d'analyse de stabilité, qui peut être utilisée pour d'autres problèmes de contrôle non linéaire. Une application importante est la conception de contrôleurs non linéaires.

Le but est de formuler par un moyen ou par un autre une fonction scalaire positive des états du système, ensuite choisir une loi de contrôle pour réduire cette fonction. Un système de contrôle non-linéaire ainsi conçu sera garanti d'être stable. Une telle approche de conception a été utilisée pour résoudre plusieurs problèmes de conception complexes, cependant en robotique et en contrôle adaptatif, la méthode directe peut être utilisée pour estimer la performance d'un système de contrôle et étudier sa robustesse

Théorème 2.1.1 (Stabilité au sens de Lyapunov [12])

Soit $x^* = 0$ un point d'équilibre du système et $D \subseteq R$ contenant $x^* = 0$, s'il existe une fonction $V(x)$ de classe C^1 telle que :

- $V(0) = 0$ et $V(x) > 0$ dans $D \setminus \{0\}$.
- $\dot{V}(x) \leq 0$ dans D .

Alors $x^* = 0$ est stable. De plus, si

- $\dot{V}(x) < 0$ dans $D \setminus \{0\}$.

Alors $x^* = 0$ est asymptotiquement stable.

3.2 Commande non-linéaire par PD

3.2.1 Principe de la commande

Cette technique de commande est basée sur la théorie de Lyapunov pour concevoir des lois de commande, il est important de proposer une fonction positive dont la dérivée, qui prend en considération la dynamique du système est dû nature négative afin de prouver la stabilité du système. Si le système est soumis à une ou plusieurs entrées, l'objectif est de trouver l'expression de la commande qui est la dérivée d'une certaine fonction de Lyapunov, soigneusement choisie, soit négative. Le modèle cinématique et dynamique du quadri-rotor peut être représenté sous la forme suivante: 1

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q} \\ J\dot{\Omega} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{1}{2}q^T\Omega \\ \frac{1}{2}(q_0I + sk(q))\Omega \\ -sk(\Omega)J\Omega + u + \Gamma_{ext} \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

La figure (3.1) est une illustration de la commande non linéaire avec l'erreur est en quaternion.

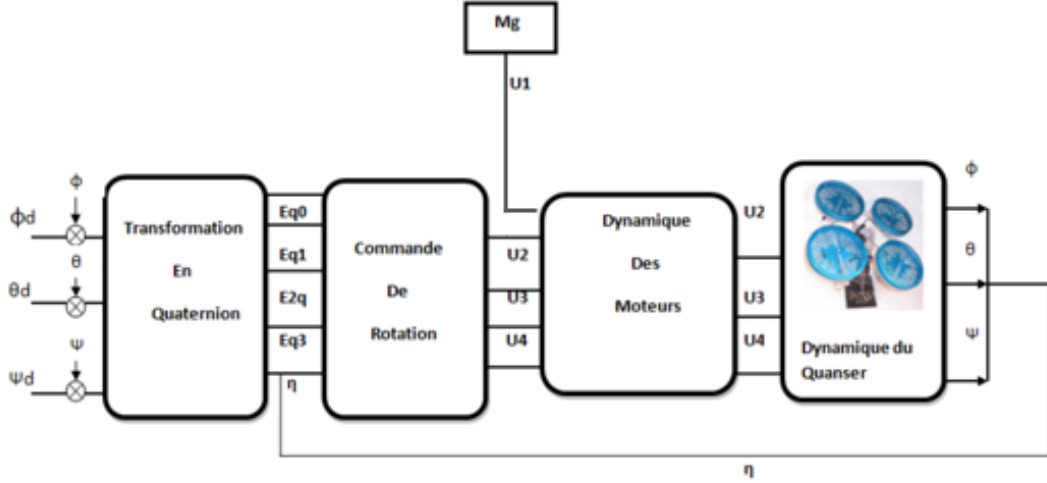


Figure 3.1. Illustration de la commande par quaternion

D'abord, nous ignorons l'impact de la perturbation Γ_{ext} . La fonction de Lyapunov est: [21]:

$$V(q) = 2\alpha(1 - q_0) + \frac{1}{2}\Omega^T J \Omega \quad (3.2)$$

Où $\alpha > 0$ et $0 \leq q_0 \leq 1$, alors $V(q)$ est définie positive. En dérivant $V(q)$, on aura:

$$\begin{aligned} \dot{V}(q) &= -2\alpha\dot{q}_0 + \Omega^T[-sk(\Omega)J\Omega + u] \\ &= \alpha\dot{q}^T\Omega + \Omega^T[-sk(\Omega)J\Omega + u] \end{aligned} \quad (3.3)$$

On sait bien que, $\dot{q}^T\Omega = \Omega^T\dot{q}$, alors:

$$\dot{V}(q) = \Omega^T[-sk(\Omega)J\Omega + \alpha\dot{q} + u] \quad (3.4)$$

Afin que $\dot{V}(q)$ soit négative, on doit choisir la commande de la façon suivante:

$$u = sk(\Omega)J\Omega - \alpha\dot{q} - K\Omega \quad (3.5)$$

Si on remplace (3.5) dans (3.4), on aura:

$$\dot{V}(q) = -\Omega^T K \Omega < 0 \quad (3.6)$$

$\dot{V}(q)$ est semi définie négative, donc le système (3.1) est stable.

On sait bien que la commande (3.5) comprend un terme proportionnel et un autre dérivé. C'est ce que nous appelons une approche non linéaire par PD. On doit vérifier la stabilité asymptotique par le théorème de la salle.

Application du principe de LaSalle pour l'étude de stabilité

Lorsque la dérivé de la fonction de Lyapunov est semi définie négative, cela nous permet d'obtenir la stabilité asymptotique.

Théorème d'invariance de LaSalle

Soit $V(x) : R^n \rightarrow R^+$ une fonction qui admet des dérivées partielles continues. Supposant que $V(x)$ est non bornée et que $\dot{V} \leq 0$ pour tout $x \in R^n$. Soit $\{R = x \in R^n : \dot{V}(x) = 0\}$ et soit M le plus grand ensemble invariant positive inclus dans R . Donc, toutes les solutions tendent vers M quand $t \rightarrow \infty$. Particulièrement si 0 est la seule orbite inclus dans R , donc $x = 0$ est globalement asymptotiquement stable.

En appliquant ce théorème, nous obtenons:

$$\dot{V}(q) = 0 \Rightarrow \dot{V}(q) = -\Omega^T K \Omega = 0 \quad (3.7)$$

$\Omega = 0$, on aura alors :

$$J\dot{\Omega} = 0 \Rightarrow J\dot{\Omega} = -sk(\Omega)J\Omega + u = 0 \quad (3.8)$$

D'où

$$u = 0 \Rightarrow sk(\Omega)J\Omega - \alpha q - K\Omega = 0 \quad (3.9)$$

Si

$$q = 0 \Rightarrow \dot{q} = 0 \quad (3.10)$$

Donc,

$$\dot{q}_0 = 0 \quad (3.11)$$

Prenant en considération la contrainte du quaternion, avec:

$$q_0 = 1 \quad (3.12)$$

On remarque que le point d'équilibre est le seul orbite inclus dans R , alors le système est asymptotiquement stable.

3.2.2 Application de la commande par PD sur le Quanser

La commande de roulis (ϕ)

$$\begin{aligned} v_{11} &= -k_1 \dot{\phi} \\ v_{12} &= -\alpha_1 e q_1 \end{aligned}$$

$$u_2 = -(I_y - I_z)\dot{\theta}\dot{\psi} + J_r g_u \dot{\theta} + v_{11} + v_{21} \quad (3.13)$$

La commande de tangage (θ)

$$\begin{aligned} v_{12} &= -k_2\dot{\theta} \\ v_{22} &= -\alpha_2 e q_2 \end{aligned}$$

$$u_3 = -(I_z - I_x)\dot{\phi}\dot{\psi} + J_r g_u \dot{\phi} + v_{12} + v_{22} \quad (3.14)$$

La commande de lacet (ψ)

$$\begin{aligned} v_{13} &= -k_3\dot{\psi} \\ v_{23} &= -\alpha_3 e q_3 \end{aligned}$$

$$u_4 = -(I_x - I_y)\dot{\psi}\dot{\theta} + v_{13} + v_{23} \quad (3.15)$$

3.3 Commande non-linéaire par la synthèse Backstepping

3.3.1 Principe de la commande

La technique du Backstepping est une approche systématique de la conception de commandes non linéaires, qui peut être appliquée à une grande classe de systèmes. Le nom de backstepping fait référence à la nature récursive de la méthode de synthèse. Dans une première étape, un seul sous-système du système original est pris en compte, pour lequel une loi de commande fictive est construite. Ensuite, la conception est étendue par étapes jusqu'à l'obtention d'une loi de commande pour l'ensemble du système. Avec la loi de contrôle, une fonction de Lyapunov pour le système contrôlé est progressivement construite.

La technique du backstepping a connu un regain d'intérêt grâce aux travaux de Kokotovic, qui a fourni un cadre mathématique pour la conception de lois de contrôle pour divers systèmes non linéaires. Dans les années suivantes des manuscrits ont été édités par Krstic et d'autres. Nous utiliserons cette technique de backstepping pour concevoir des règles de contrôle pour la contrôle du mouvement.

3.3.2 Application de la commande

Le système d'attitude de quadri-rotor est donné sous la forme:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q} \\ J\dot{\Omega} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} -\frac{1}{2}q^T\Omega \\ \frac{1}{2}(q_0I + sk(q))\Omega \end{bmatrix} \\ &= -sk(\Omega)J\Omega + u + \Gamma_{ext} \end{aligned} \quad (3.16)$$

Pour concevoir des lois de commande par l'approche de backstepping, on suppose que le terme de perturbation extérieures Γ_{ext} est négligeable. L'application directe de l'approche par backstepping est donnée dans les étapes suivantes:

Étape 1 :

La fonction de Lyapunov est défini comme suit:

$$V_1(q) = \alpha q^T q + \alpha(q_0 - 1)^2 > 0 \quad (3.17)$$

avec $\alpha > 0$ et $0 \leq q_0 \leq 1$.

La fonction de Lyapunov choisi est définie positive selon la condition du quaternion:

$$q^T q + q_0^2 = 1 \quad (3.18)$$

La fonction de Lyapunov (3.17) devient:

$$\begin{aligned} V_1(q) &= \alpha(q^T q + (q_0 - 1)^2) \\ &= \alpha(q^T q + q^2 - 2q_0 + 1) \\ &= 2\alpha(1 - q_0) > 0 \end{aligned} \quad (3.19)$$

La dérivée de la fonction (3.19) nous donne:

$$\dot{V}_1(q) = -2\alpha\dot{q} = \alpha q^T \Omega. \quad (3.20)$$

Soit l'erreur suivante:

$$e_2 = \Omega - \bar{\Omega}_1$$

En définit la dérivé de la fonction de Lyapunov suivante:

$$\dot{V}_1(q) = \alpha q^T (\Omega + \bar{\Omega}_1 - \bar{\Omega}_1) = \alpha q^T (\Omega - \bar{\Omega}_1) + \alpha q^T \bar{\Omega}_1 \quad (3.21)$$

Afin que la fonction $V_1(q)$ sera négative, la commande virtuelle doit être de la façon suivante:

$$\bar{\Omega}_1 = -K_1 q \quad (3.22)$$

avec ($K_1 > 0$).

En remplaçant (3.22) dans (3.21), on obtient:

$$\dot{V}_1(q) = \alpha q^T e_2 - \alpha q^T K_1 q \quad (3.23)$$

Le premier terme dont on le connaît pas, il sera éliminé dans l'étape suivante:

Alors $V_1(q)$ est négative.

$$\dot{V}_1(q) = -\alpha q^T K_1 q < 0 \quad (3.24)$$

Étape 2 :

On considère l'erreur de la vitesse angulaire comme suit:

$$e_2 = \Omega - \bar{\Omega}_1 \quad (3.25)$$

La fonction de Lyapunov est définie de telle façon:

$$V_2(q) = V_1(q) + \frac{1}{2} e_2^T J e_2 \quad (3.26)$$

En dérivant (3.26):

$$\begin{aligned}
 \dot{V}_2(q) &= \dot{V}_1 + \frac{1}{2}\dot{e}_2^T J e_2 + \frac{1}{2}e_2^T J \dot{e}_2^T \\
 &= -\alpha q^T K_1 q + e_2^T (\alpha q^T + J \dot{e}_2) \\
 &= -\alpha q^T K_1 q + e_2^T (\alpha q^T + J \dot{\Omega} - J \dot{\Omega}_1) \\
 &= -\alpha q^T K_1 q + e_2^T (\alpha q^T - sk(\Omega) J \Omega + u - J \dot{\Omega}_1)
 \end{aligned} \tag{3.27}$$

Afin que le système soit stable, il faut choisir la commande u comme suit:

$$u = -\alpha q^T + sk(\Omega) J \Omega + J \dot{\Omega}_1 - K_2 e_2 \tag{3.28}$$

Avec $K_2 > 0$.

On remplace (3.28) dans (3.27), on obtient:

$$\dot{V}_2(q) = -\alpha q^T K_1 q - e_2^T K_2 e_2 < 0 \tag{3.29}$$

On conclure que:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} e_2(t) = \lim_{t \rightarrow \infty} q(t) = 0 \tag{3.30}$$

Ce qui implique

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \Omega(t) = \lim_{t \rightarrow \infty} \bar{\Omega}_1(t) = 0$$

$$\lim_{t \rightarrow \infty} q_0(t) = \pm 1.$$

Remarque

Pour cela, $e_1 = 0$ car $(e_2) = 0$. Le système est globalement asymptotiquement stable.

3.4 Commande robuste backstepping par mode glissant:

3.4.1 Théorie de mode glissant:

La commande par mode glissant permet, à partir de la théorie de Lyapunov, d'obtenir une surface de glissement où les variables d'états du système à contrôler sont maintenues dans cette région. Plusieurs recherches telles que Bouadi et al. (2007) et Benallegue et al. (2008) démontrent la stabilité de la commande avec des paramètres dynamiques et perturbations extérieures inconnues. Cette commande dispose d'un problème bien particulier appelé chattering. Ce phénomène peut provoquer des secousses au système. Plusieurs techniques sont utilisées pour essayer de réduire ce phénomène. Bandyopadhyay et al. (2013) utilisent un contrôleur permettant de modifier les gains de manière dynamique afin de réduire le phénomène. Gonzalez et al. (2014) utilisent une fonction de saturation afin de corriger le problème. Des fonctions linéaires, comme une fonction avec une loi exponentielle, permettent (Fallaha et al. (2011)) de réduire le chattering. Lee et al. (2009) utilisent une commande adaptative avec la commande par mode glissant afin de contrôler un quadcopter et comparer cela à un contrôleur de linéarisation entrée-sortie [20]. :

3.4.2 Phénomène de chattering

Au mieux, la trajectoire glisse sur la surface de glissement à compter du point initial. En réalité, il y aura un délai entre le moment où le signe de "s" change et le moment des commutations de la commande. Durant cette période de retard, la trajectoire traverse l'hyperplan dans la région $s < 0$. Quand la commande commute, la trajectoire inverse sa direction et se dirige à nouveau vers l'hyperplan.

Une fois de plus, elle traverse l'hyperplan, et la répétition de ce processus crée le mouvement en zigzag (oscillation), qui s'appelle le "chattering". Ce broutement provoque une faible précision de contrôle, une forte perte thermique dans le circuit électrique et une forte usure des pièces mécaniques en mouvement. En outre, il peut exciter une dynamique de haute fréquence non modélisée, dont il dégrade les performances du système et peut également provoquer une instabilité.

3.4.3 La Conception de la commande par modes glissants

Synthétiser une loi de commande par modes glissants revient au bon choix de la surface de glissement qui permet la convergence de la trajectoire d'état du système vers le point d'équilibre désiré, puis établir la condition d'existence du mode de glissement qui est reliée à la convergence de la trajectoire d'état vers le point d'équilibre, et en troisième lieu à déterminer la loi de commande qui aura pour rôle de maintenir les conditions de glissement (attractivité). En d'autres termes, la conception de la loi de commande par modes glissants est réalisée en trois étapes:

Le choix de la surface de glissement

La surface de glissement est un hyperplan dans l'espace d'état global, et représente le comportement dynamique désiré. La trajectoire d'état du système doit atteindre cette surface. Il n'existe pas de critère pour le choix d'une surface de glissement appropriée. Le choix de la surface de glissement identifiée par le nombre et sa forme dépend de l'application et l'objectif désiré.

Considérons le système non linéaire décrit par l'équation d'état suivante:

$$\dot{x} = f(x) + g(x)u \quad (3.31)$$

La surface de glissement est une fonction scalaire telle que l'erreur sur la variable à régler glisse sur cette surface et tend vers l'origine du plan de phase. Nous trouvons dans la littérature différentes formes de la surface, dont chacune donne de meilleures performances pour certaines utilisations. Dans certains ouvrages, on trouve une forme de la surface de glissement qui est fonction de l'écart sur la variable à régler x , elle est donnée par:

$$s(x) = \left(\frac{\partial}{\partial t} + \lambda\right)^{r-1} e(x) \quad (3.32)$$

Cette surface est d'usage très pratique car elle minimise le nombre des paramètres de synthèse de la surface (un seul coefficient). Où l'écart de la variable à régler est $e(x) = -x_{ref} + x$, λ est une constante positive qui représente la pente de la surface de

glissement et r le degré relatif du système. La surface de glissement est en fonction de l'application et l'objectif visés.

La stratégie de commande consiste à garantir que les trajectoires du système se déplacent et tendent vers la surface de glissement $s(x) = 0$. Cette dernière avec une condition initiale $e(0) = 0$ et $s(x, t) = 0$ devient une équation homogène qui possède une solution unique $e(x) = 0$.

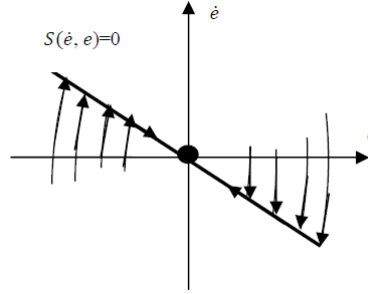


Figure 3.2. Surface de glissement-

La condition de convergence et d'existence

Les conditions d'existence et de convergence du mode de glissement sont des critères qui permettent aux dynamiques du système de converger vers la surface de glissement et d'y rester indépendamment de la perturbation [20]. Il y'a deux considérations correspondantes au mode de convergence de l'état du système.

-1- La fonction directe de commutation:

C'est la première condition de convergence. Elle est proposée et étudiée par Emilyanov et Utkin. Il s'agit de donner à la surface une dynamique convergente vers zéro. Elle est donnée par:

- $\dot{s}(x) > 0$ Lorsque $s(x) < 0$.
- $\dot{s}(x) < 0$ Lorsque $s(x) > 0$.

Ces deux inégalités peuvent être formulés par la condition suffisante suivante:

$$s(x)\dot{s}(x) < 0 \tag{3.33}$$

-2- La fonction de Lyapunov:

La fonction de Lyapunov est une fonction scalaire positive ($V(x) > 0$) pour les variables d'états du système, la loi de commande doit faire décroître cette fonction ($\dot{V}(x) < 0$), l'idée est de choisir une fonction scalaire $s(x)$ qui garantit l'attraction de la variable à contrôler vers sa valeur de référence et de construire une commande u telle que:

$$V = \frac{1}{2} s^T(x) s(x) \tag{3.34}$$

La dérivée de cette fonction est:

$$\dot{V} = s(x)^T \dot{s}(x) \quad (3.35)$$

Pour que la fonction $V(x)$ décroisse, il suffit d'assurer que sa dérivée est négative. Ceci n'est permis que si la condition (3.33) est vérifiée. L'équation (3.32) explique que le carré de la distance vers la surface mesurée par $s^T(x)s(x)$ diminue tout le temps, contraignant la trajectoire du système à se diriger vers la surface dans les deux côtés.

Détermination de la commande

Une fois la surface de glissement $s(x)$ choisie stable de sorte que la sortie du système converge vers une sortie désirée, la convergence du mode glissant est assurée, on élabore une commande qui forcera les états du système à atteindre le point d'équilibre, tout en maintenant la condition du mode glissant [20]. La structure d'un contrôleur par mode de glissement peut être décomposée en une somme de deux commandes.

$$u = u_{eq} + u_n \quad (3.36)$$

u_{eq} étant la commande équivalente qui sert à maintenir l'état sur la surface de glissement $S(x) = 0$, et u_n étant la commande stabilisante (elle est déterminée afin de vérifier la condition de convergence en dépit de l'imprécision sur les paramètres et le modèle).

La dérivée totale par rapport au temps de cette surface est:

$$\dot{s}(x) = \frac{\partial s}{\partial t} = \frac{\partial s}{\partial x} \dot{x} \quad (3.37)$$

Comme l'équation d'état est:

$$\dot{x} = f(x) + g(x)u_{eq} + g(x)u_n \quad (3.38)$$

On a alors:

$$\dot{s}(x) = \frac{\partial s}{\partial t} = \frac{\partial s}{\partial x} (f(x) + g(x)u_{eq}) + \frac{\partial s}{\partial x} g(x)u_n \quad (3.39)$$

En régime idéal, la dérivée de la surface est nulle, la commande appliquée au système est la commande équivalente u_{eq} , par conséquent:

$$\begin{cases} u_n & = 0 \\ \dot{s}(x) & = 0 \end{cases} \quad (3.40)$$

Si $\left(\frac{\partial s}{\partial x} g(x)\right)$ est inversible, l'expression de la commande équivalente est donnée par:

$$u_{eq} = - \left(\frac{\partial s}{\partial x} g(x)\right)^{-1} \cdot \frac{\partial s}{\partial x} f(x) \quad (3.41)$$

Donc, en remplaçant la commande équivalente par son expression et on obtient:

$$\dot{s}(x) = \frac{\partial s}{\partial x} g(x)u_n \quad (3.42)$$

La commande discontinue est choisie de manière à satisfaire la condition suffisante d'existence des modes glissants. Il existe plusieurs formes pour cette commande où la condition d'existence est vérifiée.

$$u_n = -K \operatorname{sign}(s) \quad (3.43)$$

Où $\operatorname{sign}(s(x))$ est la fonction définie par:

$$\operatorname{sign}(s(x)) = \begin{cases} -1 & \text{si } s(x) < 0 \\ 1 & \text{si } s(x) > 0 \end{cases} \quad (3.44)$$

Avec $K > 0$,

$$\dot{V}(x) = -Ks \operatorname{sign}(s) < 0 \quad (3.45)$$

Ou encore

$$\dot{V}(x) = -K|s| < 0 \quad (3.46)$$

3.5 Application de la commande:

On considère le système d'attitude de quadri-rotor suivant:

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q} \\ J\dot{\Omega} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{1}{2}q^T\Omega \\ \frac{1}{2}(q_0I + sk(q))\Omega \\ -sk(\Omega)J\Omega + u + \Gamma_{ext} \end{bmatrix} \end{cases} \quad (3.47)$$

Étape 1 :

La fonction de Lyapunov est définie comme suit:

$$V_1(q) = \alpha q^T q + \alpha(q_0 - 1)^2 > 0 \quad (3.48)$$

avec $\alpha > 0$ et $0 \leq q_0 \leq 1$.

La fonction de Lyapunov (3.48) est définie positive selon la condition du quaternion:

$$q^T q + q_0^2 = 1. \quad (3.49)$$

La fonction de Lyapunov (3.48) devient:

$$\begin{aligned} V_1(q) &= \alpha(q^T q + (q_0 - 1)^2) \\ &= \alpha(q^T q + q^2 - 2q_0 + 1) \\ &= \alpha(1 - q_0) > 0 \end{aligned} \quad (3.50)$$

La dérivée de la fonction (3.50) est donnée par:

$$\dot{V}_1 = -2\alpha\dot{q} = \alpha q^T \Omega \quad (3.51)$$

Soit l'erreur suivant:

$$e_2 = \Omega - \bar{\Omega}$$

$$\begin{aligned}\dot{V}_1(q) &= \alpha q^T (\Omega + \bar{\Omega} - \bar{\Omega}) \\ &= \alpha q^T (\Omega - \bar{\Omega}) + \alpha q^T \bar{\Omega}\end{aligned}\quad (3.52)$$

Afin que la fonction $V_1(q)$ sera négative, la commande virtuelle doit être de la façon suivante:

$$\bar{\Omega} = -K_1 q \quad (3.53)$$

avec ($K_1 > 0$). L'équation (3.52) devient:

$$\dot{V}_1(q) = \alpha q^T e_2 + \alpha q^T \bar{\Omega} \quad (3.54)$$

En remplaçant et on obtient:

$$\dot{V}_1(q) = \alpha q^T e_2 - \alpha q^T K_1 q \quad (3.55)$$

Le premier terme dont on ne connaît pas le signe sera éliminé dans l'étape suivante, alors $V_1(q)$ est négative.

$$\dot{V}_1 = -\alpha q^T K_1 q < 0 \quad (3.56)$$

Étape 2:

On Considère l'erreur de la vitesse angulaire telle que:

$$e_2 = \Omega - \bar{\Omega} \quad (3.57)$$

La fonction de Lyapunov est définie de telle façon:

$$V_2(q) = V_1(q) + \frac{1}{2} e_2^T J e_2 \quad (3.58)$$

En dérivant (3.58):

$$\begin{aligned}\dot{V}_2(q) &= \dot{V}_1(q) + \frac{1}{2} \dot{e}_2^T J e_2 + \frac{1}{2} e_2^T J \dot{e}_2 \\ &= -\alpha q^T K_1 q + e_2^T (\alpha q^T + J \dot{e}_2) \\ &= -\alpha q^T K_1 q + e_2^T (\alpha q^T + J \dot{\Omega} - J \dot{\bar{\Omega}}) \\ &= -\alpha q^T K_1 q + e_2^T (\alpha q^T - sk(\Omega) J \Omega + u + \Gamma_{ext} - J \dot{\bar{\Omega}})\end{aligned}\quad (3.59)$$

On choisit la commande sous la forme suivante:

$$u = -\alpha q^T + sk(\Omega) J \Omega + J \dot{\bar{\Omega}} + \nu \quad (3.60)$$

avec

$$\nu = -K_2 e_2 \quad (3.61)$$

En remplaçant (3.60) dans (3.59), on obtient:

$$\begin{aligned}\dot{V}_2(q) &= -\alpha q^T K_1 q + e_2^T (\nu + \Gamma_{ext}) \\ &= -\alpha q^T K_1 q + e_2^T (-K_2 e_2 + \Gamma_{ext}) \\ &= -\alpha q^T K_1 q - e_2^T K_2 e_2 + e_2^T \Gamma_{ext}\end{aligned}\quad (3.62)$$

Remarque

Si $\Gamma_{ext} = 0$, il reste que le premier terme alors $\dot{V}_2 < 0$. Donc cette commande n'estime pas la perturbation Γ_{ext} (commande sensible). Alors on doit ajouter un terme qui élimine $e_2\Gamma_{ext}$.

$$\dot{V}_2 = -\alpha q^T K_1 q + e_2(\nu + \Gamma_{ext}) \quad (3.63)$$

Avec

$$\nu = -K_2 \text{sign}(e_2) \quad (3.64)$$

Par conséquent:

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= -\alpha q^T K_1 q + e_2(-K_2 \text{sign}(e_2) + \Gamma_{ext}) \\ &= -\alpha q^T K_1 q + e_2(-K_2 \frac{|e_2|}{e_2} + \Gamma_{ext}) \end{aligned} \quad (3.65)$$

Remarque

Le terme de la perturbation extérieure est supposé inconnue mais borné, c'est à dire, il existe une constante h_{max} , telle que $|\Gamma_{ext}| < h_{max}$
On choisit $h_{max} = K_2 \implies |\Gamma_{ext}| < K_2 \implies k_2 - |\Gamma_{ext}| > 0$

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= -\alpha q^T K_1 q - K_2 |e_2| + \Gamma_{ext} e_2 \\ &= -\alpha q^T K_1 q - K_2 |e_2| + \Gamma_{ext} \text{sign}(e_2) |e_2| \\ &= -\alpha q^T K_1 q - |e_2| (K_2 - |\Gamma_{ext}|) \\ &= -\alpha q^T K_1 q - \beta |e_2| < 0 \end{aligned} \quad (3.66)$$

avec $\beta > 0$, donc le système est asymptotiquement stable.

Remarque

La fonction *sign* provoque un problème de "chattering". Pour éliminer cet effet dans la commande, on remplace la fonction *sign* par la fonction *arctan*.

3.6 Simulation

Nous allons présenter dans cette section les résultats des simulations sur le modèle du quaternion. La table suivante représente les paramètres d'un type de ce véhicule:

Table 3.1. Les paramètres d'inertie.

| | |
|----------|-----------------------------|
| I_{xx} | $8.3 \times 10^{-3} kg.m^2$ |
| I_{yy} | $8.3 \times 10^{-3} kg.m^2$ |
| I_{zz} | $7.3 \times 10^{-3} kg.m^2$ |

Table 3.2. Les paramètres du système.

| | |
|-------|--|
| g | 9.81 kg.m^2 |
| m | 2.85 kg |
| l | 0.196 m |
| J_r | $2.838 \times 10^{-5} \text{ kg.m}^2$ |
| b | $2.9842 \times 10^{-5} \text{ N.sec}^2$ |
| d | $3.232 \times 10^{-7} \text{ N.m.sec}^2$ |

3.6.1 Simulation du contrôleur non linéaire par PD

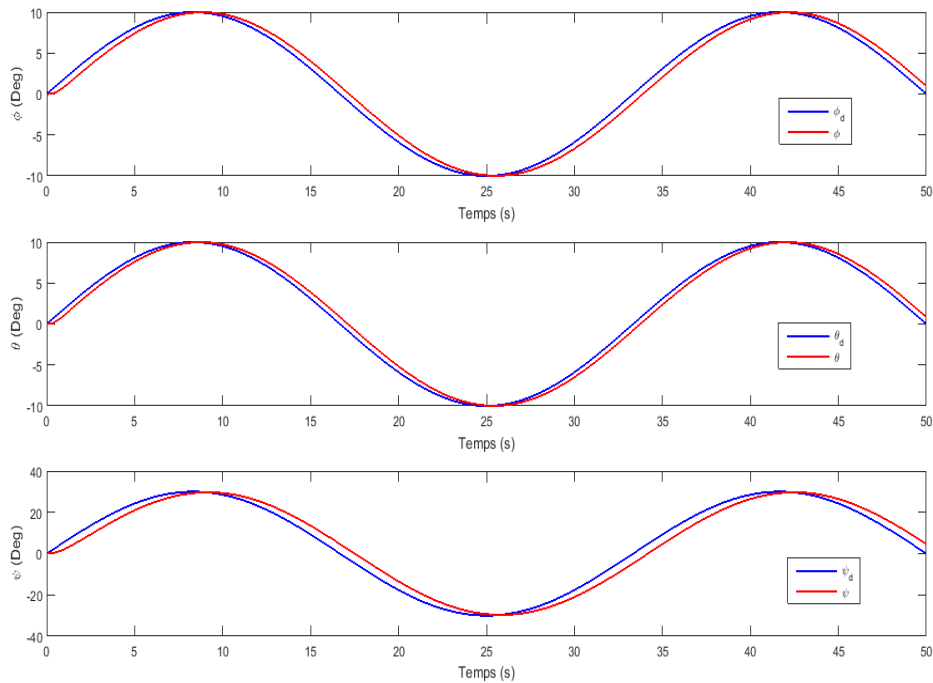


Figure 3.3. Les trajectoires des angles de tangages, roulis et lacet

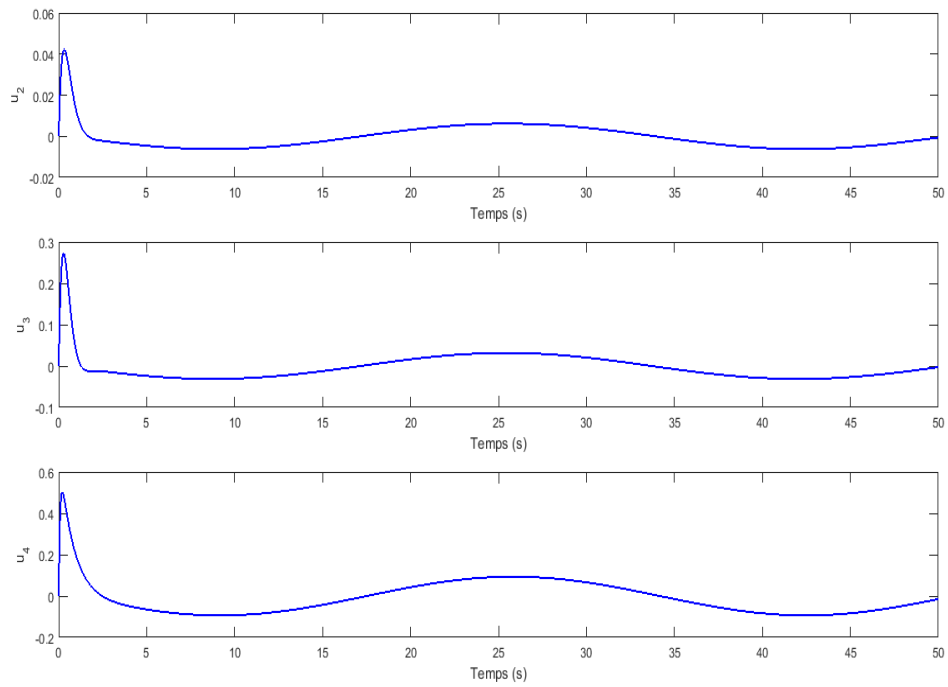


Figure 3.4. Les entrées de commande u_2 , u_3 et u_4

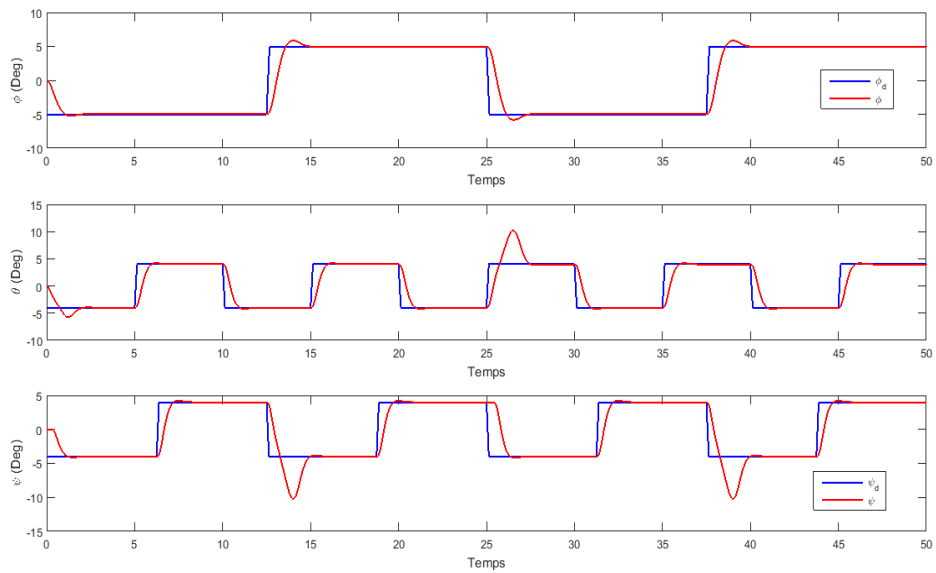


Figure 3.5. Les trajectoires des angles de tangages, roulis et lacet

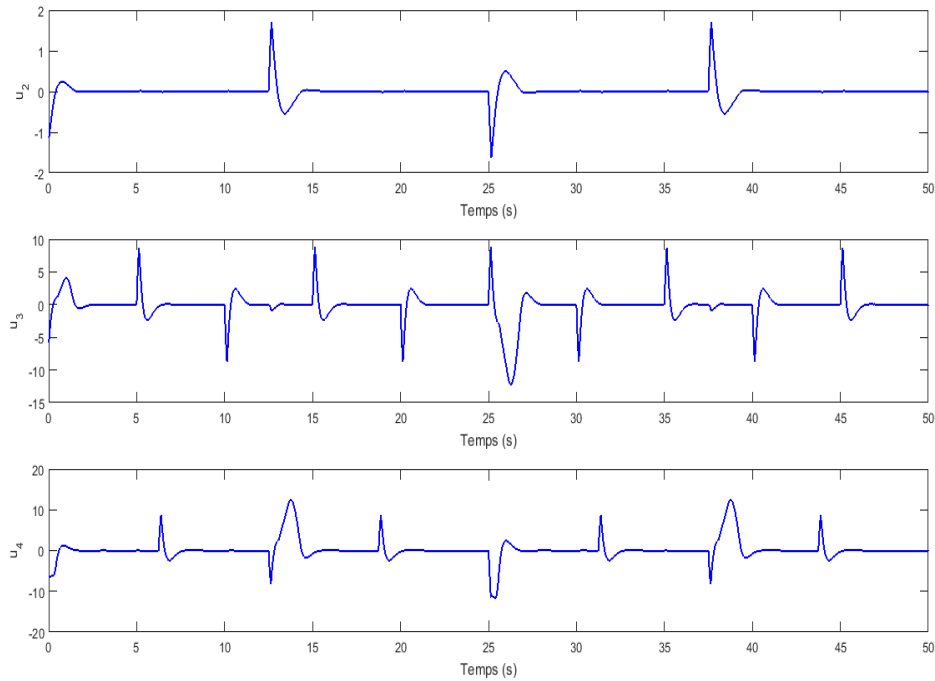


Figure 3.6. Les entrées de commande u_2 , u_3 et u_4

Table 3.3. Les paramètres du contrôleur PD par quaternion.

| | K_p | K_d |
|----------|-------|-------|
| ϕ | 30 | 10 |
| θ | 80 | 30 |
| ψ | 80 | 30 |

interprétation:

Grâce à la simulation ci-dessus, nous concluons que notre contrôleur fonctionne très bien en absence de perturbation externes, grâce à l'action proportionnelle et l'action dérivée, les erreurs tendent vers zéro, c'est-à-dire que la trajectoire du mouvement de rotation est bien suivi les trajectoires désirées dans un temps minimal.

3.6.2 Simulation du contrôleur Backstepping

On a donné les mêmes orientations désirées telles que dans la simulation de la commande par la loi de backstepping.

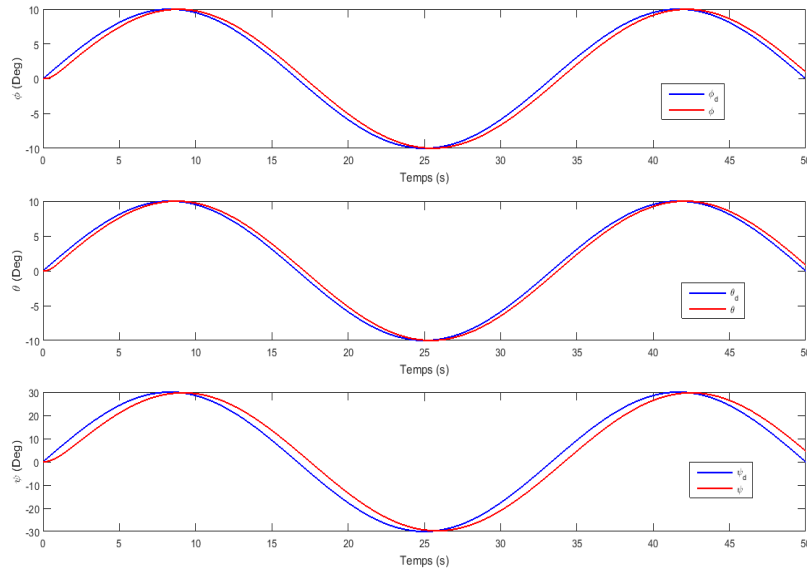


Figure 3.7. Les trajectoires des angles de tangages, roulis et lacet

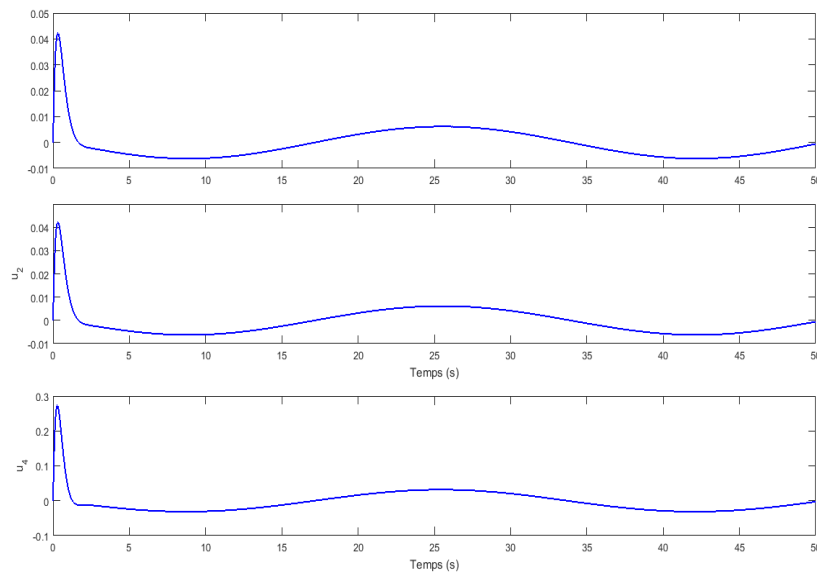


Figure 3.8. Les entrées de commande u par quaternion sans perturbations

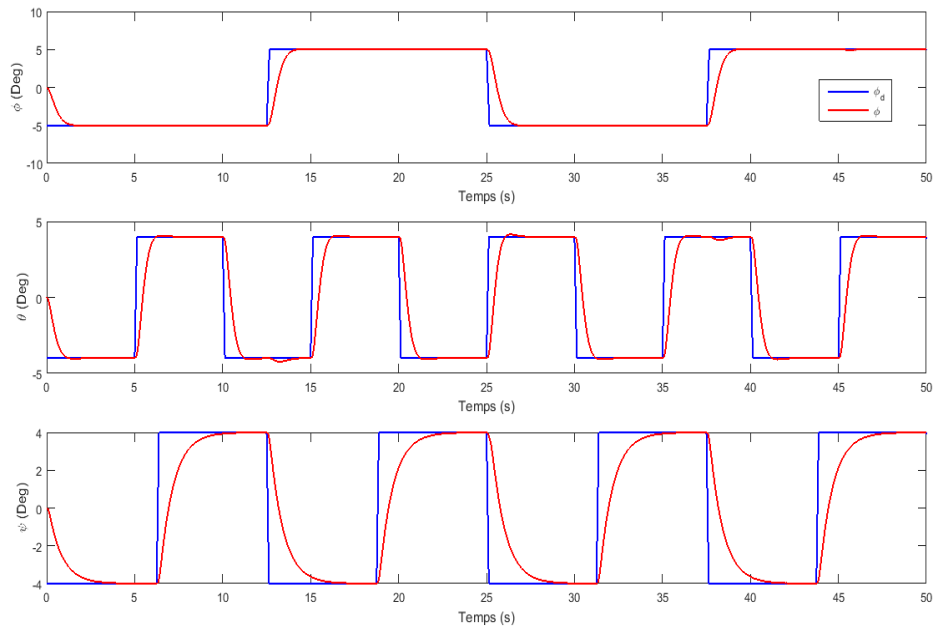


Figure 3.9. Les trajectoires des angles de tangage, roulis et lacet

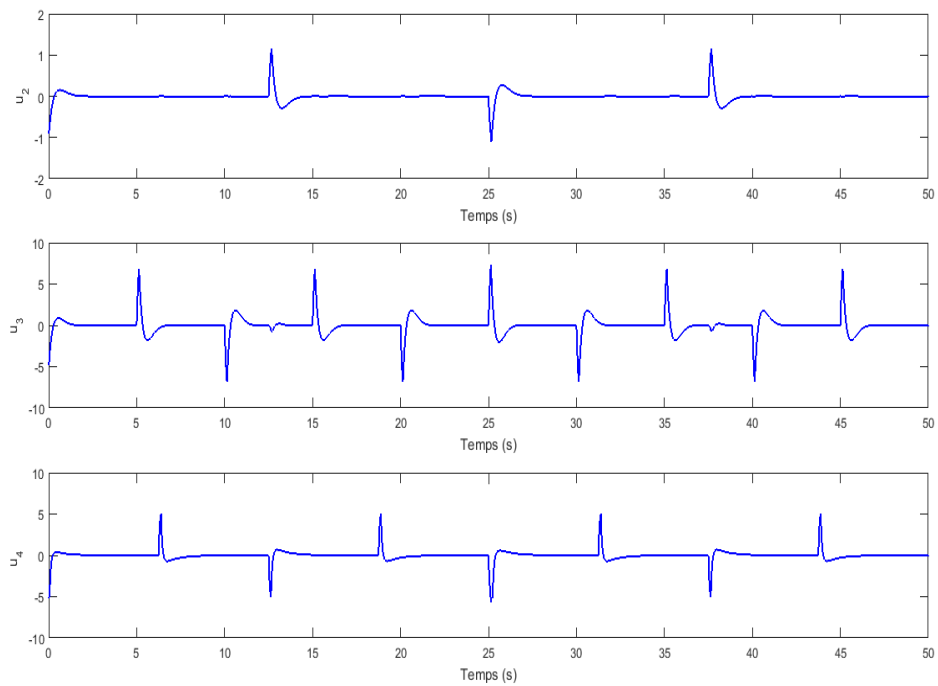


Figure 3.10. Les entrées de commande u par quaternion sans perturbations

Table 3.4. Les paramètres du contrôleur par quaternion

| | α | K_1 | K_2 |
|----------|----------|-------|-------|
| ϕ | 12 | 0.1 | 1 |
| θ | 12 | 1.2 | 0.2 |
| ψ | 1 | 1 | 0.061 |

Interprétation:

D'après les résultats obtenus, nous concluons que tous les états de quanser tendent vers les trajectoires désirées donc, cette commande montre clairement sa efficacité qui dépend des paramètres du contrôleur. En plus, il est clair que les signaux de commande obtenus sont acceptables et physiquement réalisables. En conclusion, la commande proposée est efficace et nous permettons d'assurer la stabilité du système en boucle fermée sans compter les perturbations extérieures.

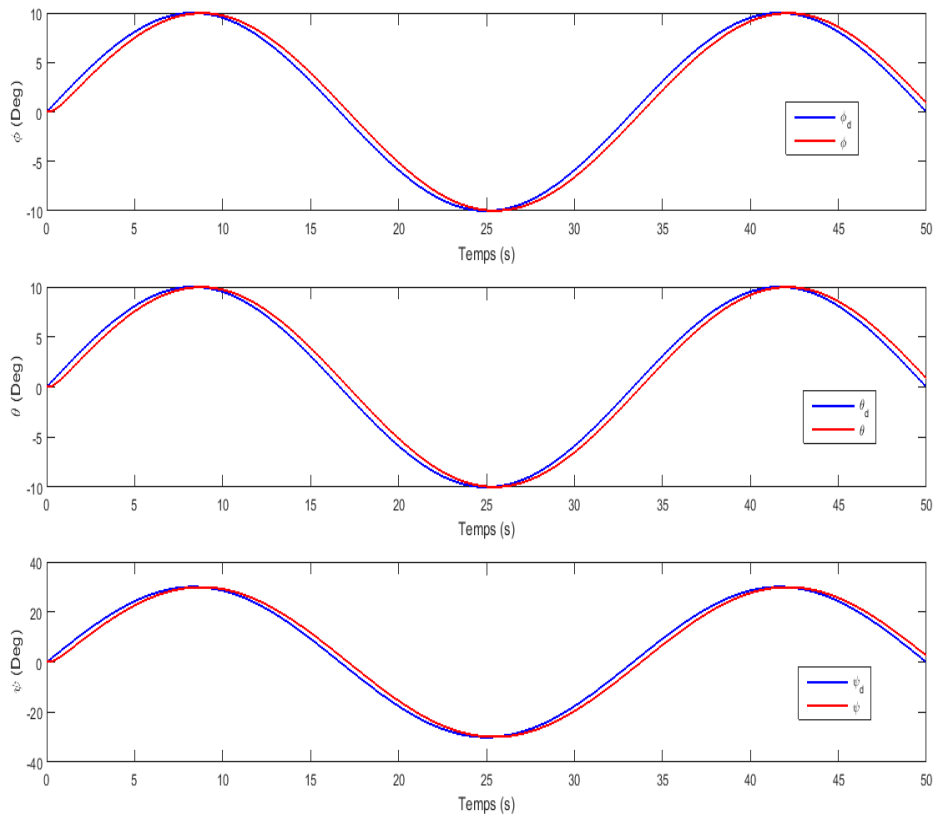
3.6.3 Simulation du contrôleur par mode glissant

Figure 3.11. Les trajectoires des angles de tangage, roulis et lacet

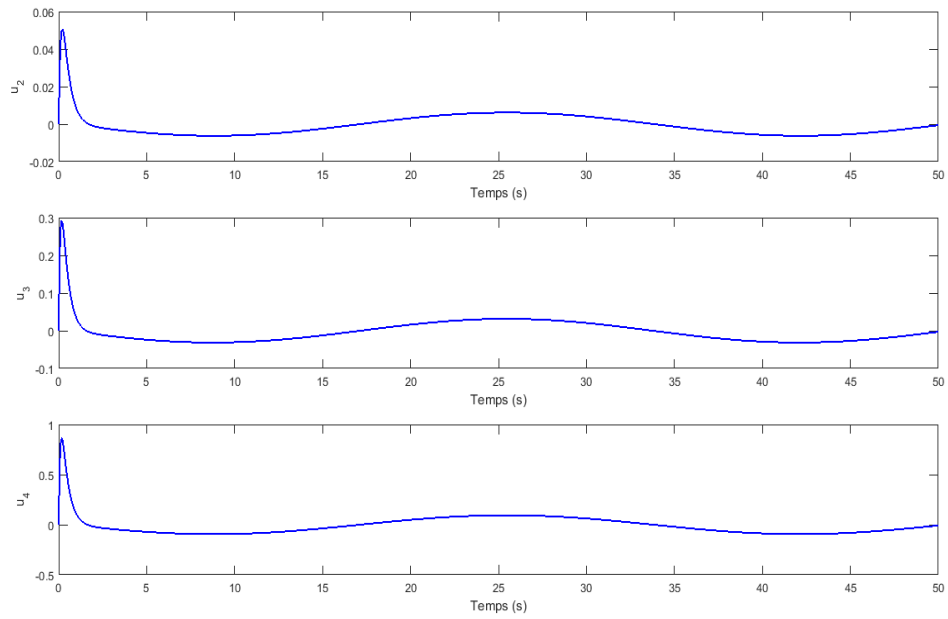


Figure 3.12. Les entrées de commande u par quaternion sans perturbations

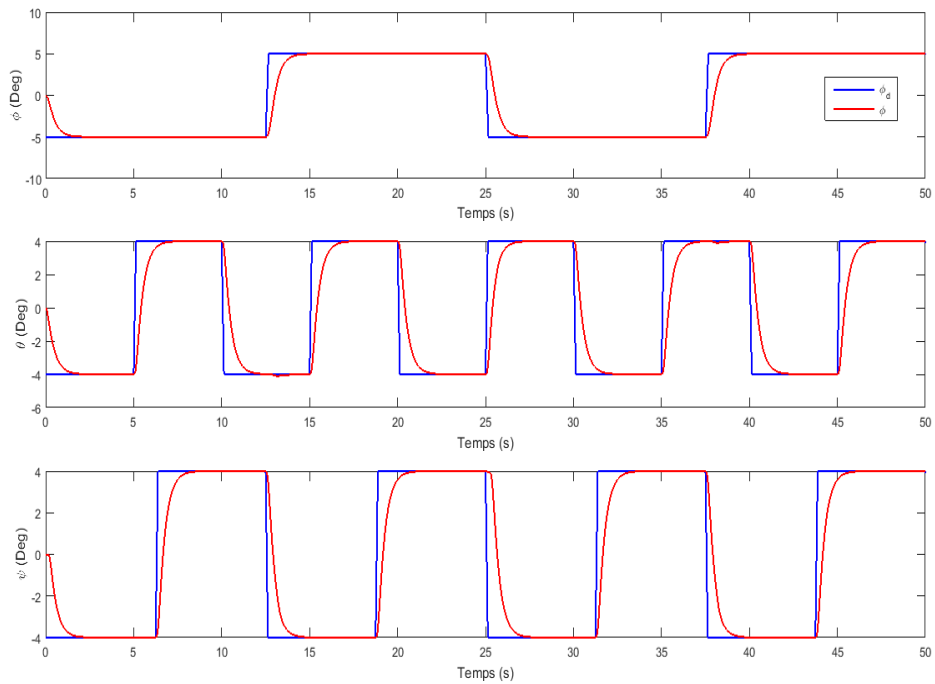
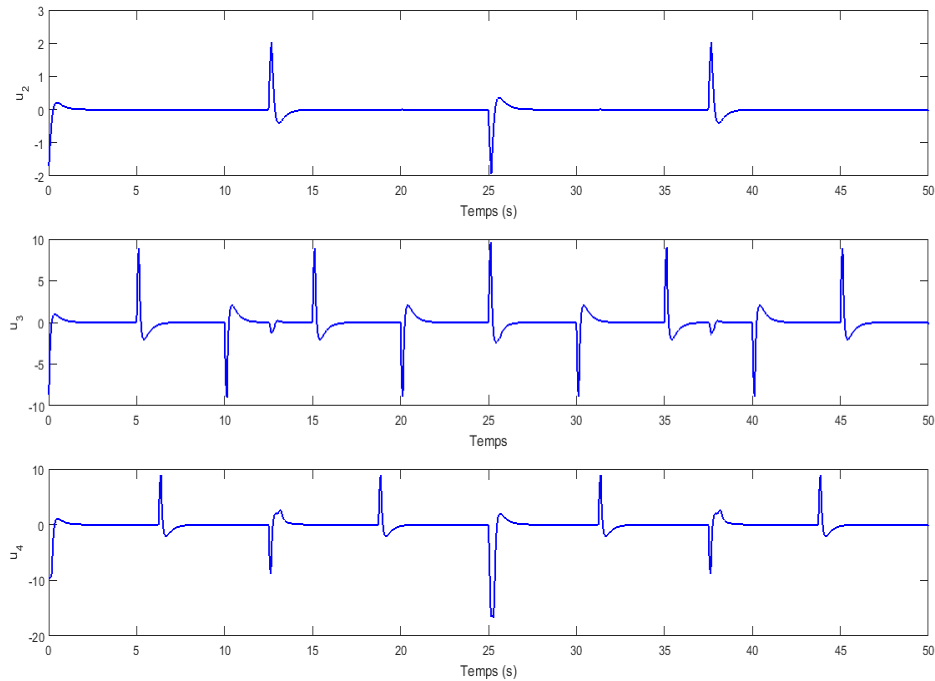


Figure 3.13. Les trajectoires des angles de tangage, roulis et lacet

Figure 3.14. Les entrées de commande u par quaternion sans perturbations

| | α | K_1 | K_2 |
|----------|----------|-------|-------|
| ϕ | 900 | 4 | 4 |
| θ | 1200 | 4 | 4 |
| ψ | 1500 | 4 | 4 |

Interprétation:

La commande backstepping par mode glissant donne des résultats parfait pour le suivi des trajectoires malgré la présence de la perturbation et grâce à la fonction "arctan", nous avons éliminé l'effet de chattering.

3.7 Conclusion

Au cours de ce chapitre, nous avons synthétisé trois types de commande basée sur la théorie de Lyapunov qui nous ont assurée l'amélioration de la stabilité et le suivi de trajectoire de quadri-rotor avec et sans perturbations extérieurs, autrement dit la commande par l'approche PD où l'action proportionnelle en termes de vecteur-quaternion contrôle l'attitude et l'action dérivée est contrôle la vitesse angulaire.

La commande par backstepping et par modes glissant, ont été synthétiser sur un modèle du quaternion, ils donnent des résultats parfait, des performances de précision et de robustesse intéressantes d'où la deuxième montre une efficacité dans le rejet de

perturbation on intégrant un terme de correction qui met la commande plus robuste avec la fonction *sign*, mais le seul problème qu'il y'a c'est la construction de la fonction de Lyapaunov. La dernière approche de commandes montre que l'outil employé permettre l'estimation des perturbations externes.

Dans le chapitre suivant, nous allons appliquer ces trois approches sur la plate-forme Quanser.

Chapter 4

commande en temps réel d'un quadri-rotor de type Quanser

4.1 Introduction

Les véhicules aériens jouent un rôle indispensable dans l'exécution des tâches difficiles telles que la recherche et le sauvetage sur les sites de catastrophes, la facilitation des opérations militaires, l'inspection des câbles de transmission.

Ces dernières se résument en deux catégories: les ailes fixes et les ailes rotatives. Pour les tâches susmentionnées, les drones à voilure tournante sont préférés à cause de leurs capacités de décollage et d'atterrissage vertical et de vol stationnaire. Ces capacités font des UAV à voilure tournante des véhicules aériens plus polyvalents envers leurs homologues à voilure fixe, surtout pour le déplacement sur de courtes distances [15].

La plate-forme Quanser 3DOF hover est le leader mondial de l'enseignement et de la recherche pour la conception et la mise en œuvre de commandes en temps réel.

4.2 Description du système

La plate-forme Quanser 3DOF hover est un système consistant d'un châssis avec quatre hélices. Le châssis est installé sur un pivot en trois degrés de liberté, qui fait tourner le corps autour des axes de roulis, de tangage et de lacet. Chaque hélice produit une force de portance qui est utilisée pour contrôler les angles de tangage et roulis. Le couple total généré par les moteurs à hélice se déplace autour de l'axe de lacet.

Dans le système les hélices sont contre-rotation de telle façon que le couple total dans le système est équilibré lorsque la poussée des quatre hélices est quasiment égale. Les angles des axes sont mesurés grâce à des encodeurs haute résolution. Les signaux de l'encodeur et du moteur sont transmis à l'aide d'une bague collectrice, ce qui lui permettait à l'axe de lacet de pivoter constamment autour de 360 degrés [16].



Figure 4.1. Quadrotor à 3DDL de type Quanser.

4.2.1 Les composants du système

Dans cette section, les composants du quadri-rotor à 3DDL de type Quanser sont décrits et les spécifications du système sont données.

Les composants du système de vol stationnaire du Quanser 3DOF hover sont illustrés dans les figures et le tableau ci-après:

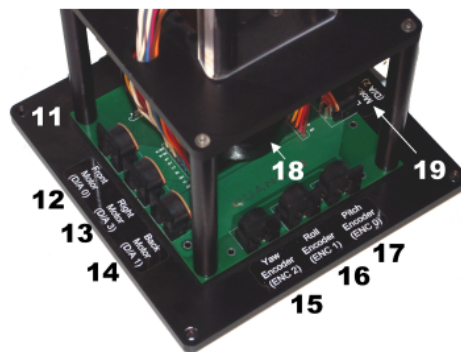


Figure 4.2. Les composants de la base du Quadri à 3 DDL Quanser

Dans la partie suivante, le moteur, l'ensemble d'hélice et l'encodeur seront plus détaillés.

Table 4.1. Les composants du Quanser 3DOF hover

| Numéro | Composant |
|--------|------------------------------|
| 1 | Hélice bouclier |
| 2 | Moteur |
| 3 | Agrafe |
| 4 | Encodeur roulis axe |
| 5 | Encodeur tangage axe |
| 6 | Joug |
| 7 | Encodeur/circuit moteur |
| 8 | Cadre de corps |
| 9 | Bague collectrice |
| 10 | Hélice |
| 11 | Plat-forme de base |
| 12 | Connecteur du moteur avant |
| 13 | Connecteur du moteur droit |
| 14 | Connecteur du moteur arrière |
| 15 | Connecteur du moteur lacet |
| 16 | Connecteur encodeur roulis |
| 17 | Connecteur encodeur tangage |
| 18 | Connecteur encodeur Lacet |
| 19 | connecteur du moteur gauche |

Le logiciel de conception:

Le logiciel de conception de commande de Quanser permet de développer et d'exécuter des modèles de contrôle en temps réel, en éliminant tout besoin de codage manuel. Il s'intègre de manière transparente avec MATLAB/Simulink ou LabVIEW.

Moteur DC

Le Quanser 3 DOF Hover est équipé de quatre moteurs à courant continu, les moteurs avant et arrière qui contrôlent surtout le système autour de l'axe de tangage et les moteurs gauche et droit qui se déplacent autour de l'axe de roulis.

Chaque moteur à courant continu est un modèle Pittman 9234. Il a une résistance électrique de $0,83\Omega$ et une constante courant-couple de $0,0182 \text{ N.m/A}$. La tension nominale du moteur est de 12 V , mais sa tension de crête peut être portée à 22 V sans dommage (voir [23] pour les spécifications complètes de ce moteur).

Les hélices

Le mouvement de tangage ou de lacet est effectué par l'hélice, qui est montée directement sur l'arbre du moteur et protégée par l'aluminium. Les hélices utilisées pour le tangage et le lacet sont Graupner $20/15\text{cm}$ où $8/6$. La constante de force de poussée est $0,119\text{N/V}$,

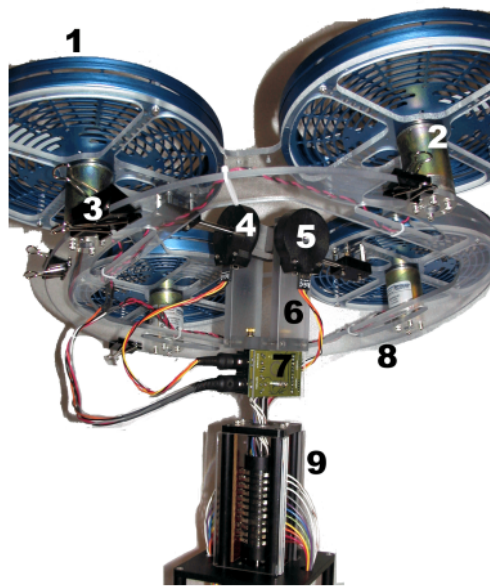


Figure 4.3. Les dispositifs du plan Quanser

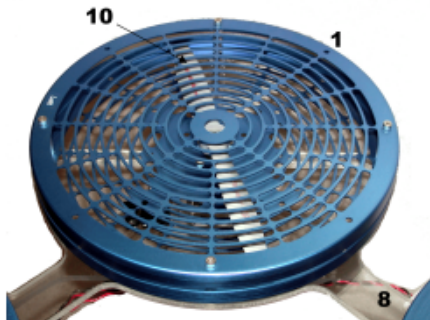


Figure 4.4. Montage d'une hélice du Quanser

cette dernière décrit la force de portance des hélices lorsque l'on travaille dans les axes de tangage et de roulis. La constante de couple de poussée est $0,0036\text{N}\cdot\text{m}/\text{V}$, elle détermine la valeur de tension nécessaire pour faire tourner le système en vol stationnaire autour de son axe de lacet[24]

Encodeur

Le Quanser 3 DOF Hover dispose de trois encodeurs qui servent à mesurer l'angle des trois axes de roulis, tangage et de lacet. En mode quadrature, chaque encodeur a une résolution de 8192 comptes par tour. De ce fait, la résolution effective de la position est

de 0,0439 degrés sur les axes de lacet, de tangage et de roulis.

Spécification du système

Les principaux paramètres du Quadri-rotor à 3 DDL de type Quanser sont récapitulées dans le tableau (4.2).

Table 4.2. Paramètres du modèle.

| Symbole | Description | Valeur | Unité |
|-------------|--|--------|------------|
| K_t | Constant moments de poussée du moteur/hélice | 0.0036 | $N - m/V$ |
| K_f | Constant force de poussée du moteur/hélice | 0.1188 | N/V |
| L | Distance entre pivot à chaque moteur | 0.197 | cm |
| m_{hover} | La masse totale du système (corps, quatre hélices, etc.) | 2.85 | Kg |
| J_y | Equivalent moment d'inertie autour de l'axe lacet | 0.110 | $kg - m^2$ |
| J_p | Equivalent moment d'inertie autour de l'axe tangage | 0.0552 | $kg - m^2$ |
| J_r | Equivalent moment d'inertie autour de l'axe roulie | 0.0552 | $kg - m^2$ |

Ainsi , les spécifications du moteur et de l'encodeur sont énumérés dans le tableau 4.3 ci-dessous:

Table 4.3. Caractéristiques du moteur et l'encodeur du 3DOF Quanser

| Symbole | Description | Valeur | Unité |
|----------|--|-----------------------|------------|
| R_m | Résistance de l'induit du moteur | 0.83 | ω |
| K_t | Constant courant - couple du moteur | 0.0182 | $N - m/A$ |
| J_m | Moment d'inertie du rotor du moteur | 1.91×10^{-6} | $Kg - m^2$ |
| m_m | La masse du moteur | 0.292 | Kg |
| K_{EC} | Résolution encodeur (en mode quadrature) | 8192 | compte/rev |
| J_p | Gain de sensibilité de l'encodeur | 7.67×10^4 | rad/compte |

Enfin, le tableau (4.4) ci-après énumère les diverses dimensions, masses et inerties du Quanser 3 DOF.

4.3 Application en temps réel des lois de commande sur un quadri-rotor Quanser

Dans cette section, nous utilisons la plateforme Quanser à 3DDL pour effectuer les trois commandes du chapitre précédent. Des résultats expérimentaux sont donnés pour montrer l'efficacité des algorithmes proposés. La validation se fait à l'aide de la plate-forme dont les composants sont: la carte d'acquisition de données Quanser Q8, un amplificateur de puissance UPM-2405, quatre moteurs à courant continu Pitman et trois encodeurs

Table 4.4. La valeur de la masse, longueur et l'inertie du 3DOF Hover

| Symbole | Description | Valeur | Unité |
|--------------|---|--------|---------|
| m_{sheild} | Masse de la bouclier d'hélice | 0.617 | Kg |
| m_{props} | Masse d'hélice, hélice bouclier et l'ensemble moteur | 0.754 | Kg |
| m_{shaft} | Masse de l'arbre de métal en rotation autour de l'axe de lacet | 0.151 | Kg |
| L_{shaft} | Longueur de l'arbre de métal en rotation autour de l'axe de lacet | 0.280 | m |
| J_{shaft} | Moment d'inertie de l'arbre métallique autour de lacet axe | 0.0039 | Kgm^2 |

utilisés pour mesurer l'attitude. Les techniques proposées sont mises en œuvre via MATLAB/Simulink par le biais de la carte Q8 qui utilise le logiciel de contrôle en temps réel QUARC-Simulink.

Résultats expérimentaux de la commande non linéaire par PD

Dans cette partie, une application des lois de commande obtenues par l'approche PD sur la plate-forme Quanser à 3DDL pour montrer l'efficacité de cette algorithmes. Les gains du contrôleur sont donnés dans le tableau 3.3. Les expériences suivantes portent sur le problème du suivi. Les trajectoires souhaitées sont des sinusoïdes de 10, 10 et 30 degrés de magnitude pour les angles de roulis (ϕ) de tangage (θ) et de lacet (ψ) respectivement. Les réponses sont tracées pour montrer les performances du contrôle.

Interprétation:

la figure (4.5) représente des résultats expérimentaux, on peut voir les trajectoires lorsque le système est piloté par la loi de commande PD, d'après la figure 4.6 on remarque que la commande n'est pas lisse donc elle ne donne pas des résultats parfaits.

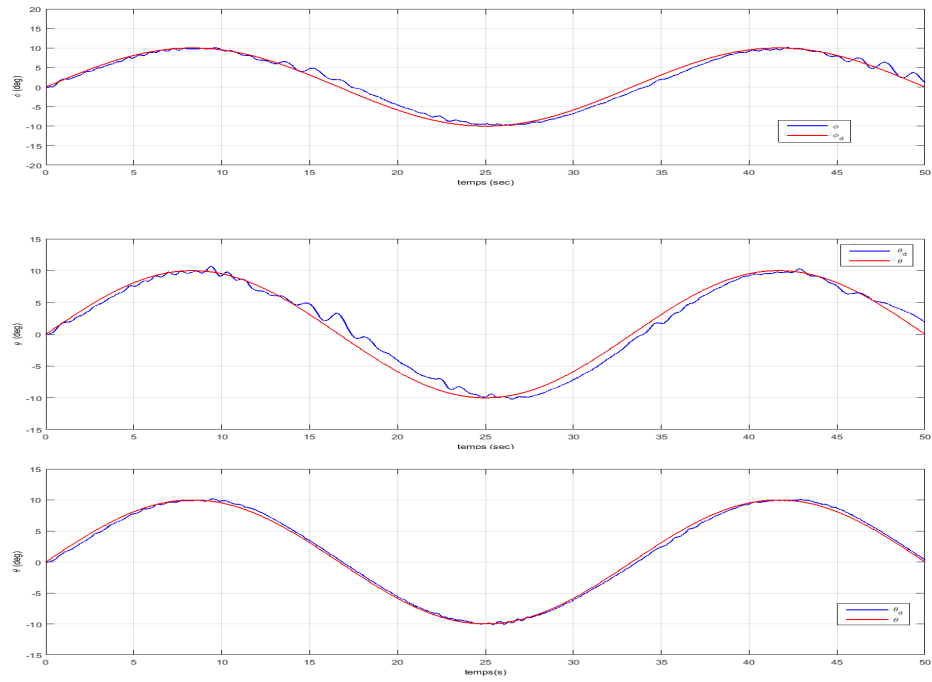


Figure 4.5. Les trajectoires des angles de roulis, tangage et lacet

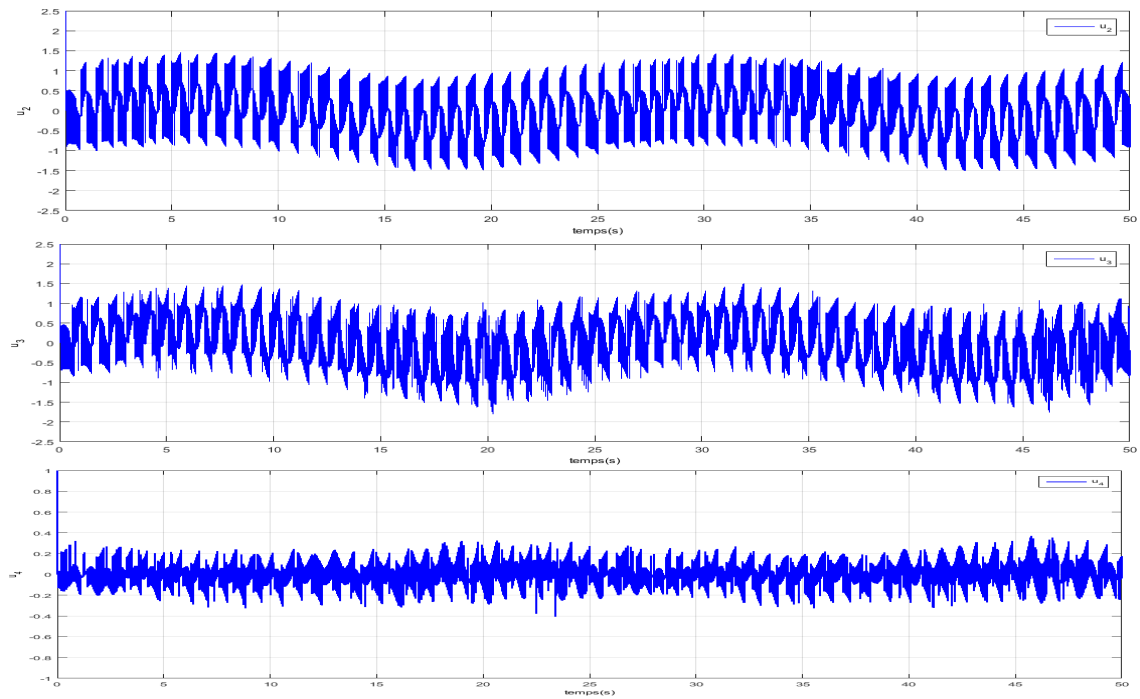


Figure 4.6. Les entrées de commande u_2 , u_3 et u_4

Résultats expérimentaux de la commande par l'approche de backstepping

Cette partie présente les résultats expérimentaux de l'application de l'approche par backstepping, afin de souligner l'efficacité du régime proposé. La validation se fait sur la plate-forme via le logiciel Quanser-Simulink. Les gains du contrôleur sont donnés dans le tableau 3.4.

Les expériences suivantes portent sur le problème du suivi de trajectoires souhaités de forme sinusoïdale avec des amplitudes et des fréquences différentes pour chaque degré de liberté. Pour l'angle de roulis $\phi = 10^\circ$ et une phase égale à 0.03rad/sec , le tangage $\theta = 10^\circ$ et une phase égale à 0.04rad/sec , et le lacet $\psi = 10^\circ$ avec une phase égale à 0.04rad/sec . Les réponses sont tracées pour montrer les performances du contrôle.

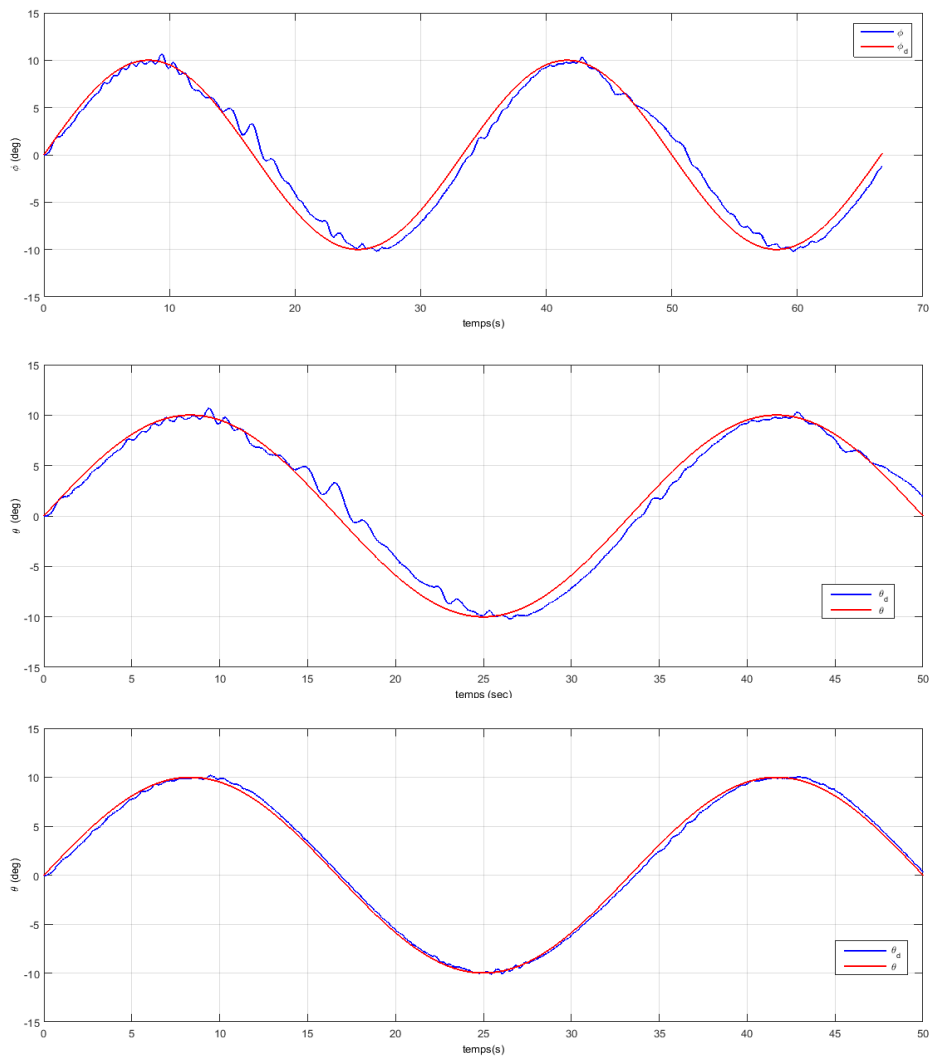
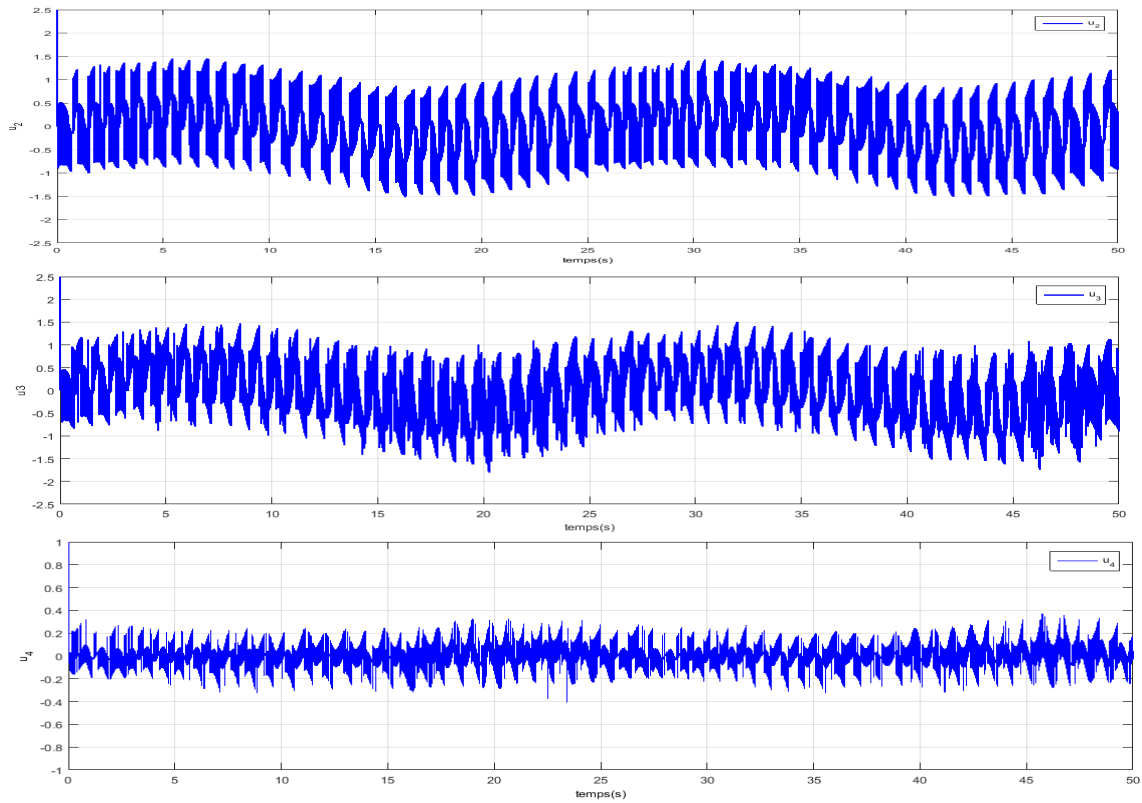


Figure 4.7. Les trajectoires des angles de roulis, tangage et lacet

Figure 4.8. Les entrées de commande u_2 , u_3 et u_4 **Interprétation:**

La Figure 4.7 montre que le quadri-rotor suit l'attitude souhaitée, donc les trajectoires sont acceptable mais il ne sont pas parfait car les trajectoire de commande ne sont pas lisse.

Résultats expérimentaux de la commande backstepping par mode glissant

Cette partie présente les résultats expérimentaux de l'application de l'approche backstepping par mode glissant afin de montrer l'efficacité et la performance de l'algorithme proposé. La validation se fait sur la plate-forme via le programme Quanser-Simulink. Les gains du contrôleur sont donnés dans le tableau ?? . Les expériences suivantes portent sur le problème de suivi de trajectoires souhaitées de forme sinusoïdale avec des amplitudes et des fréquences données dans la partie précédente. Les réponses sont tracées pour montrer les performances du contrôle.

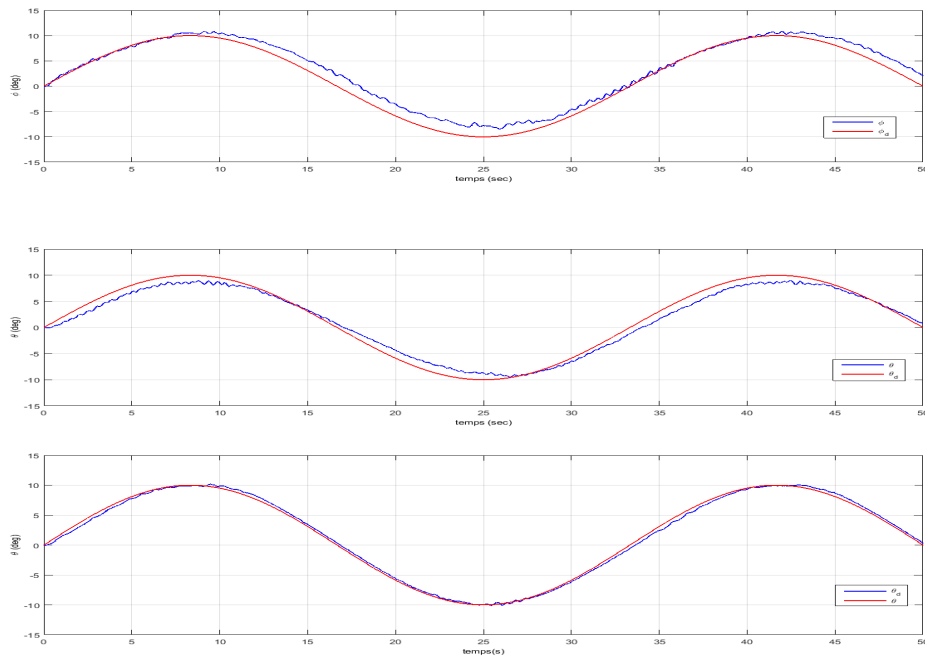


Figure 4.9. Les trajectoires des angles de roulis,tangage et lacet

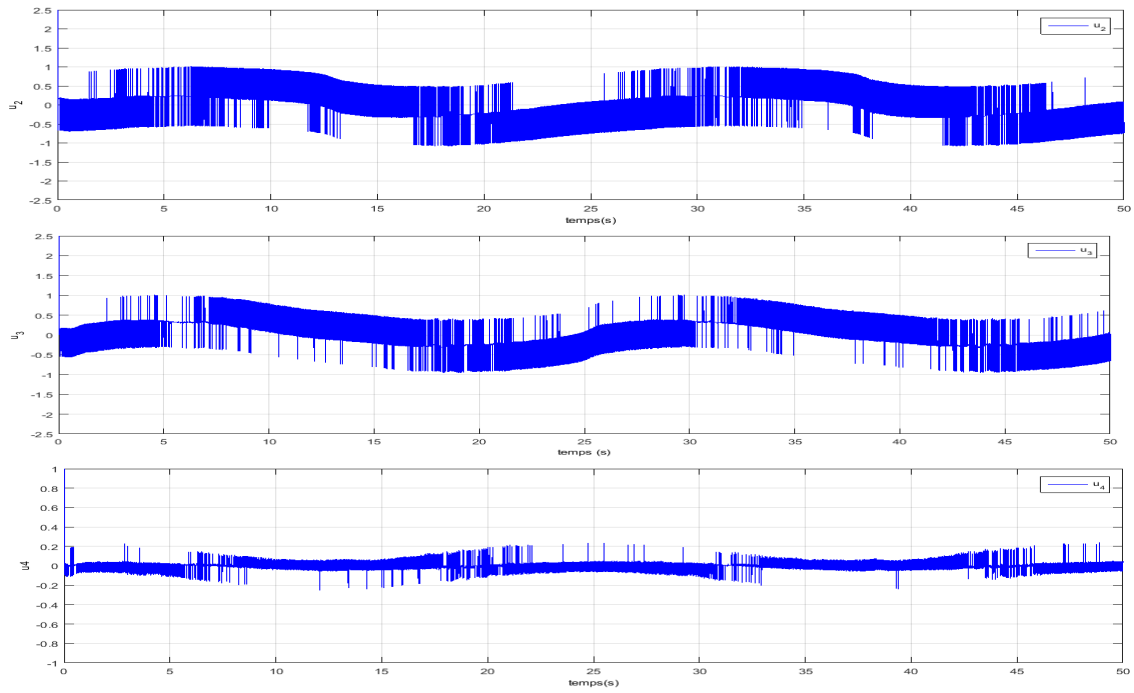


Figure 4.10. Les entrées de commande u_2 , u_3 et u_4

Interprétation:

La Figure montre que le quadri-rotor de type quanser suit l'attitude souhaité et que la commande garantit une précision acceptable avec un faible chattering qui est remarqué au niveaux des moteur à cause de l'utilisation de fonction "arctan" à la place de la fonction "sign" dans le terme de correction de la commande proposée.

4.4 Conclusion

Cette étude présente un dispositif expérimental pour un développement pratique des commandes pour contrôler la plate-forme Quanser 3DOF à géométrie fixe. L'installation choisie est un système non linéaire MIMO, avec un couplage entre les variables d'état de roulis, tangage et de lacet qui peut être utilisé pour tester une large gamme de lois de contrôle tels que PD, BACKSTEPPING et BACKSTEPPING par MODE GLISSANT. De plus, il nous permet de voir certains des défis de contrôle d'un système de grand intérêt dans des applications de drones qui nécessitent des décollages et des atterrissages ou le survol d'une position fixe ou mobile. En d'autres termes, ce dispositif expérimental peut être utilisé comme un banc d'essai de plusieurs lois de commande et de systèmes de contrôle.

L'application des commandes PD, BACKSTEPPING et BACKSTEPPING par MODE GLISSANT donne des résultats presque similaires bien que la robustesse de la dernière commande est la meilleure entre les trois commandes. Dans notre propre expérience, il a été difficile d'implémenter les trois commandes sur le Quanser qui a déjà quelques problèmes du côté Hardware.

Conclusion général

Au cours de ce projet de fin d'étude, nous avons abordé le problème de la poursuite de l'attitude du Quanser 3DOF Hover avec une perturbation assez faible.

Ce travail décrit l'état de l'art d'un drone en général notamment les quadri-rotor, les classifications de ce dernier, ainsi que son principe de fonctionnement, d'autre part on a modélisé le système par le formalisme d'Euler Newton, et on a obtenu un modèle qui décrit le fonctionnement du quadri-rotor à base des angles d'Euler. L'application de ces angles cause des problèmes de singularité. Afin d'éliminer ce problème, nous proposons de décrire le système à l'aide d'un modèle du quaternion unitaire. Le problème abordé dans cette thèse consiste à assurer premièrement la stabilité du véhicule aérien, aussi bien que le suivi de trajectoire avec plus au moins des performances acceptables vis-à-vis le milieu de navigation en présence des perturbations externes. Pour cela nous avons proposé trois commandes non linéaire par l'approche PD, BACKSTEPPING et à la fin BACKSTEPPING par MODE GLISSANT.

Finalement, on a appliqué les résultats obtenus des simulations des trois commandes sur le Quanser "Hover 3DOF" où se trouve au laboratoire d'automatique de la Faculté de Technologie, Université Abou Bekr Belkaid-Tlemcen. Les résultats de simulations obtenues montrent que les commandes à base de quaternions sont capables d'augmenter les performances de contrôle du Quanser. Ils n'exposent pas de non-linéarités où de singularités et peuvent ainsi poursuivre des trajectoires complexes sans aucun problème.

Perspectives

Au cours de cette section, l'ensemble des perspectives que nous estimons abordables seront présentées. Elles peuvent apporter soit des améliorations, soit des nouveautés aux contributions apportées par ce travail.

- Un entretien en profondeur de Quanser 3DOF hover qui se trouve dans l'université de Abou Bekr Belkaid TLEMCEN.
- Créer des lois de commande par quaternion qui contrôle tous les mouvements du drone et pas uniquement l'attitude.
- Le quadri-rotor que nous voudrions réaliser dans le futur permet de: Poursuivre la trajectoire désirée via une application android où IOS où même par un ordre vocal de façon autonome sans intervention d'être humain.
- L'intégration d'un algorithme décisionnel lié à l'intelligence artificielle, en le rendant complètement autonome pour des missions plus pointues.
- Il pourrait être intéressant d'inclure le vent dans les simulations. Cela permet de valider les performances de la technique de contrôle pendant la simulation.
- Un problème majeur avec les véhicules aériens est la chute de tension de la batterie, on peut cependant trouver d'autres solutions à ce problème.

Bibliography

- [1] Sara Ammari. Simulation et commande d'un drone (quadrirotor) en utilisant simulink. 2017.
- [2] Amina BELMOUHOU and Meriem BENMOUSSA. *Commande Robuste d'un Drone Miniature à Voilures Tournantes*. PhD thesis, M. MOKHTARI Mohammed Rida, 2020.
- [3] Yasser BENZOHRRA and Saâd HADJI. *Du pilotage d'un drone via les commandes adaptatives*. PhD thesis, Directeur: M. MOKHTARI Mohammed Rida/Co-Directeur: M. ARICHI Fayssal, 2021.
- [4] E. Besada-Portas, J.A. Lopez-Orozco, J. Aranda, and J.M. de la Cruz. Virtual and remote practices for learning control topics with a 3dof quadrotor. *IFAC Proceedings Volumes*, 46(17):78–83, 2013. 10th IFAC Symposium Advances in Control Education.
- [5] Meroua BOUCHOUK. *Estimation de l'attitude d'un UAV à base d'observateur d'état*. PhD thesis, M. TAHOUR Ahmed, 2020.
- [6] Halima BOUSSADIA. *Application de la Technique Backstepping adaptatif pour la commande d'Attitude des Satellites*. PhD thesis, Université Mohamed Boudiaf des Sciences et de la Technologie-Mohamed Boudiaf
- [7] Vincent Dabin. *Commande d'un quadricoptère par rejet actif de perturbations*. PhD thesis, Ecole Polytechnique, Montreal (Canada), 2018.
- [8] Damien Eynard. *Capteur de stéréovision hybride pour la navigation des drones*. PhD thesis, Amiens, 2011.
- [9] Boudjedir Khebbache Hicham Bouhali Omar Fouad, Yacef. From pid to state feedback attitude stabilization of a quadrotor uav. *International Journal of Information Technology, Control and Automation (IJITCA)*, 2012.
- [10] Brice Hernandez. *Commande par linéarisation entrée-sortie d'un drone de type quadcopter à l'aide de la Kinect One*. PhD thesis, École de technologie supérieure, 2017.
- [11] Mouad Kahouadji, Amal Choukchou-Braham, M Rida Mokhtari, and Brahim Cherki. Super twisting control for attitude tracking using quaternion. In *PET*, volume 36, pages 35–39, 2018.
- [12] Hassan K Khalil. Nonlinear systems second edition. *Patience Hall*, 1996.
- [13] Hicham Khebbache. *Tolérance aux défauts via la méthode backstepping des systèmes non linéaires: application système UAV de type quadrirotor*. PhD thesis, 2018.
- [14] mokhtari mohammed rida kihal abdenmour. *modélisation et commande d'un engine volant autonome de type quadrirotor*. PhD thesis, 2011.

- [15] Mohit Mehndiratta, Erdal Kayacan, and Tufan Kumbasar. Design and experimental validation of single input type-2 fuzzy pid controllers as applied to 3 dof helicopter testbed. In *2016 IEEE International Conference on Fuzzy Systems (FUZZ-IEEE)*, pages 1584–1591. IEEE, 2016.
- [16] Anna Prach, Erdal Kayacan, and Dennis S Bernstein. An experimental evaluation of the forward propagating riccati equation to nonlinear control of the quanser 3 dof hover testbed. In *2016 American Control Conference (ACC)*, pages 3710–3715. IEEE, 2016.
- [17] Mr AYAD Redouane. Conception et réalisation d’un drone quadrirotor. *Université des Sciences et de la Technologie d’Oran: MOHAMED BOUDIAF*, pages 2009–2010, 2010.
- [18] Mokhtari Mohammed Rida. Observation et commande de drones miniatures à voilures tournantes. *Université Aboubekr Belkaid Tlemcen Faculté de Technologie, le, 22*, 2015.
- [19] Emmanuel Roussel. *Contribution à la modélisation, l’identification et la commande d’un hélicoptère miniature*. PhD thesis, Strasbourg, 2017.
- [20] Mohammed TAHAR. *Modélisation et commande d’un drone à quatre hélices*. PhD thesis, Université Mohamed Boudiaf des Sciences et de la Technologie-Mohamed Boudiaf . . . , 2013.
- [21] Abdelhamid Tayebi and Stephen McGilvray. Attitude stabilization of a vtol quadro-rotor aircraft. *IEEE Transactions on control systems technology*, 2006.
- [22] B CHERKI Président Professeur UAB-Tlemcen and Examineur Professeur UAB-Tlemcen. Conception et commande d’un quadrotor uav à base d’arduino.

- [23] 1999 Pittman, a PennEngineering company. LO-COG, ELCOM, ELCOM SL, and ELCOM ST are brand names and trademarks for motors manufactured exclusively by Pittm.

- [24] F SAIDI et Y DERRAR .Modélisation et commande de drone à voilres tournante a base de quaternion, UAB-Tlemce,2015-2016