



Mémoire de fin d'étude

Pour l'obtention du diplôme de Master

Filière : Automatique
Spécialité : Automatique

Présenté par : Dadda Asmaa & Lazreg Amina

Thème

Identification des paramètres et synthèse
de commande d'un UAV quad rotor pour
un vol en outdoor

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.KEHDIM	MAB	ESSA. Tlemcen.	Examineur 2

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 l'identification des paramètres d'un quadri-rotor. D'abord, nous avons présenté le modèle dynamique d'un quadri-rotor à base des angles d'Euler et la synthèse d'une loi de commande, pour assurer un bon suivi des trajectoires désirées. La loi de commande a été simulée avec "MATLAB/Simulink" afin de vérifier les performances de cette commande.

Mot clés:

Quadri-rotor, UAV, modélisation, angles d'Euler, commande hiérarchique, linéaire, PD, simulation, identification des paramètres.

المخلص

الهدف من هذه المذكرة هو القيام بعملية تحديد مجموعة من المعاملات المتعلقة بالطائرة بدون طيار. في البداية, قمنا باعداد نموذج 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

كلمات مفتاحية

رباعي الدوار ، الطائرات بدون طيار ، النمذجة ، زوايا أويلر ، التحكم الهرمي ، الخطي ، PD ، المحاكاة ، تحديد المعاملات ، مراقب الحالة الممتدة.

Abstract:

The object of our thesis was the identification of the parameters of a quadri-rotor. Initially, we presented the dynamic model of a quadri-rotor based on Euler's angles and the synthesis of this control law, to assure a good follow-up of the desired trajectories. This control law was simulated with "MATLAB/Simulink" in order to verify the performance of this control.

Key word:

Quad rotor, UAV, modelling, Euler's angles, hierarchical control, linear, PD, simulation, identification of parameters.

Contents

List of Figures	7
List of Tables	9
1 Etat de l'art:drones	11
1.1 Contexte et historique	11
1.2 Classification des drones	13
1.2.1 Selon la taille	13
1.2.2 Selon la configuration de la propulsion	16
1.3 Les capteurs pour la navigation et la localisation	18
1.4 Domaine d'utilisation	21
1.4.1 Domaine militaire	21
1.4.2 Domaine civil:	22
1.5 Les avantages et les inconvénients des quadri-rotors	23
1.6 Conclusion	23
2 Modélisation d'un quadri-rotor	25
2.1 Introduction	25
2.2 Description du quadri-rotor	25
2.3 les Mouvements du quadri-rotor	26
2.3.1 Mouvement de roulis	27
2.3.2 Mouvement de tangage	28
2.3.3 Mouvement de lacet	28
2.3.4 Mouvement de translation horizontale	29
2.4 Définition des repères de référence	29
2.4.1 Hypothèses du modèle	29
2.4.2 les angles d'Euler	30
2.4.3 Les Vitesses angulaires	31
2.4.4 Vitesses linéaires	32
2.5 Effets physiques agissants sur le quadri-rotor	32
2.5.1 Les forces :	32
2.5.2 Les moments	33
2.5.3 Développement du Modèle mathématique selon Newton-Euler	34
2.5.4 La représentation d'état du système	37

2.6	Conclusion:	38
3	Identification des paramètres du système	39
3.1	Introduction	39
3.2	Les composants d'un drone	40
3.2.1	Châssis	40
3.2.2	Moteurs	40
3.2.3	Contrôleurs de vitesse électroniques (ESC)	40
3.2.4	Hélices	41
3.2.5	Batterie	42
3.2.6	Distributeur d'alimentation	43
3.2.7	Contrôleur de vol	43
3.2.8	Radiocommande	44
3.3	Identification des paramètres du modèle:	45
3.3.1	Masse totale	45
3.3.2	Coefficient de portance b	45
3.3.3	Coefficient de drag d	46
3.3.4	Matrice d'inertie "J"	48
3.4	Conclusion:	50
4	commandes hiérarchique du quadri-rotor	53
4.1	Introduction	53
4.2	Séparation des dynamiques de rotation et de translation:	53
4.2.1	Le principe de la commande PID:	54
4.3	Résultat de simulation	58
4.3.1	Résultats et interprétation:	59
4.4	Conclusion:	61
	Bibliography	65

List of Figures

1.1	Modèle de Leonardo Da Vinci	12
1.2	Nano Hummingbird drone	13
1.3	Mavic DJI	14
1.4	AGRASMG-1 drone	14
1.5	RQ-4 Global Hawk	15
1.6	EADS Eagle 1	15
1.7	Falco Xplorer	15
1.8	eBee X	16
1.9	Del Fly	16
1.10	Ball drone	17
1.11	Skybotix coax	17
1.12	Hexarotor	18
1.13	Exemples des centrales inertielles	19
1.14	Exemple d'un accéléromètre	19
1.15	Exemple d'un magnétomètre	19
1.16	Exemple d'un gyroscope	20
1.17	Exemple d'un GPS module	20
1.18	Exemple d'un télémètre	21
1.19	Exemple d'un altimètre barométrique	21
1.20	Exemple d'unecaméra	22
1.21	Livreur de produits médicaux	23
2.1	Drone quadri-rotor	26
2.2	Illustration du mouvement vertical	27
2.3	Illustration du mouvement de roulis	28
2.4	Illustration du mouvement de tangage	28
2.5	Illustration du mouvement de lacet	29
2.6	Les repères qui decrit le mouvement de quadri-rotor	30
3.1	Châssis F450.	40
3.2	Turnigy Multistar 800kv	41
3.3	Esc 25A	41
3.4	Hélices 11x5.	42
3.5	LIPO 3S 5Ah 20C	42

3.6	Distributeur de tension	43
3.7	Contrôleur de vol Pixhawk.	43
3.8	Radio-commande Turnigy tgy i10	44
3.9	Le poids du quadri-rotor	45
3.10	Angle d'incidence d'une hélice	47
3.11	Calcul de pente	47
3.12	Inertie du rotor	48
3.13	Inertie du rotor (pendule bifilaire).	49
3.14	L'inertie selon X	50
3.15	L'inertie selon Y	51
3.16	L'inertie selon Z	52
4.1	Structure PID classique	55
4.2	Simulink de la commande du quadri-rotor par PD	58
4.3	Les trajectoire de mouvement de translation	60
4.4	Les trajectoire de mouvement de rotation	60
4.5	Les commande u1, u2, u3, u4.	61

List of Tables

3.1	Datasheet du moteur Brushless	46
3.2	Les paramètres d'inerties.	51
4.1	Les paramètres de contrôleur PD	59
4.2	Les paramètres de quadri-rotor	59
4.3	Les conditionnes initiales	59

Introduction général

Les robots aériens ou drones sont des engins volants sans pilote, apte de 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 sûre ou même 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, qui 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 minidrones qui peuvent améliorer la vie de plusieurs personnes même dans des conditions d'urgence, soit avec des 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 multiroteurs. 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 hiérarchique et stable.

Cette étude porte donc sur l'identification des paramètres du système, ainsi que la commande hiérarchique de ce dernier.

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.

Mais au préalable, nous décrirons 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 d'établir une synthèse de commande hiérarchique pour la stabilisation et le suivi de trajectoire de quadri-rotor.

Dans notre thèse, la commande synthétisée est l'approche classique PD

Finalement, les résultats de simulations obtenues garantissent le poursuit de trajectoire désirée, la précision et la rapidité.

Chapter 1

Etat de l'art: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 [17].

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 [16].



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 [10] (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 [17]. 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 [4][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 [16].
- **Les capteurs extéroceptifs:** Ils captent des informations sur l'environnement où se déplace le drone [16].
- **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 [16].

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 [11].

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

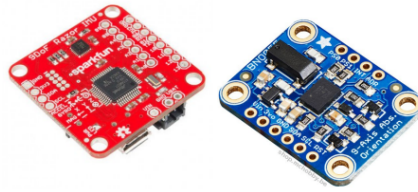


Figure 1.13. Exemples des centrales inertielles

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 [11].



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 [4].

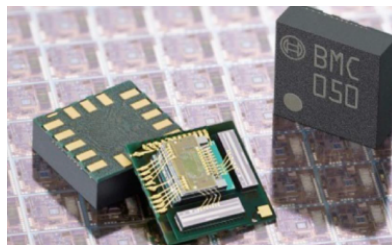


Figure 1.15. Exemple d'un magnétomètre

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 a trois axes.

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

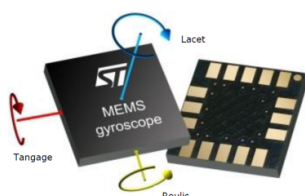


Figure 1.16. Exemple d'un gyroscope

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 [4].



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 [4].



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 [4].



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 [4].

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 survie.



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 en définissant ces différents mouvements et son modèle dynamique.

Chapter 2

Modélisation d'un quadri-rotor

2.1 Introduction

Afin de synthétiser une loi de commande, on doit modéliser mathématiquement notre système. Le travail de modélisation mathématique vise à obtenir un ensemble d'équations décrit le comportement d'un système physique. Le modèle obtenu est constitué d'une structure décrivant les relations entre les variables, et d'un ensemble des paramètres. La modélisation d'un système consiste d'une part à établir la structure, ce qui fait l'objet de ce chapitre, et d'autre part à déterminer ou estimer ses paramètres [17].

Nous allons donc créer un modèle mathématique du quadcopter à l'aide des lois physiques bien connues qui régissent la dynamique du drone. La modélisation des véhicules aériens autonomes est relativement complexe, et la complexité s'emplit pour les drones miniatures en raison du nombre d'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] [3].

Afin de concevoir un contrôleur de vol, une solide compréhension du mouvement, de la dynamique et des équations dynamiques de drone est d'abord nécessaire. Cette compréhension est nécessaire non seulement pour la conception du contrôleur, mais également pour s'assurer que la simulation du comportement du véhicule lors de l'application des commandes est aussi proche que possible de la réalité.

2.2 Description du quadri-rotor

Le quadri-rotor est un système mécatronique à quatre hélices en configuration croisée. Alors que les moteurs en avant et en arrière tournent dans le sens des aiguilles d'une

montre et les moteurs à gauches et à droites tournent dans le sens inverse , ce qui annule quasiment 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 droite, 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 du système de commande [10] [19]. 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, 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 quadcopter 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 quadcopter 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. Par conséquent, la poussée produite par chaque rotor doit être la même. Le mouvement vers le haut et vers le bas se fait en changeant la vitesse de rotation des moteurs, si la portance est supérieure au poids du quadcopter, le mouvement est vers le haut, si la portance est inférieure au poids du quadcopter, le mouvement est vers le bas.

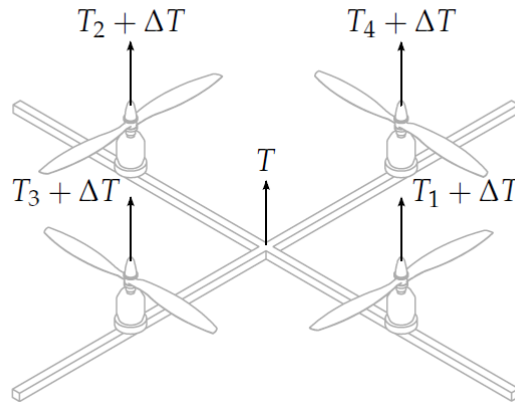


Figure 2.2. Illustration du mouvement vertical

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 [12].

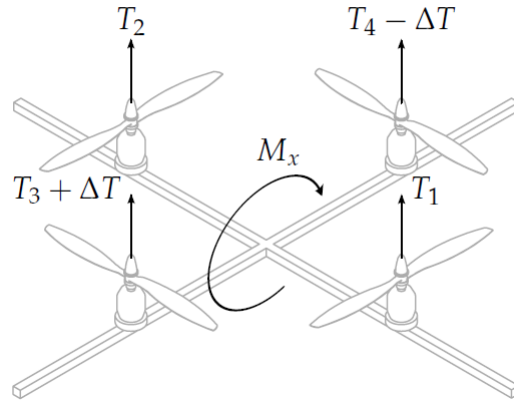


Figure 2.3. Illustration du mouvement de roulis

2.3.2 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 [13].

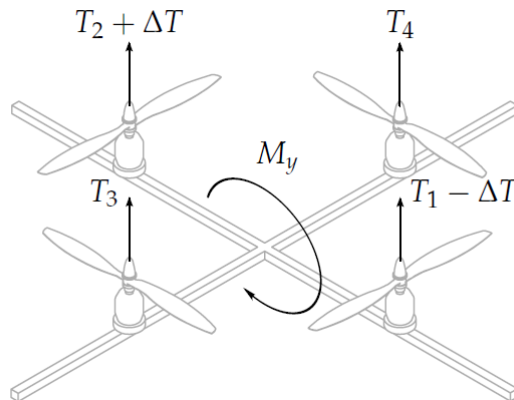


Figure 2.4. Illustration du mouvement de tangage

2.3.3 Mouvement de lacet

La figure (2.5) montre comment le mouvement de lacet est obtenu. Dans ce cas, nous voulons appliquer un couple autour de l'axe z , qui est fait en appliquant une différence de vitesse entre les rotors (1,2) 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 [12].

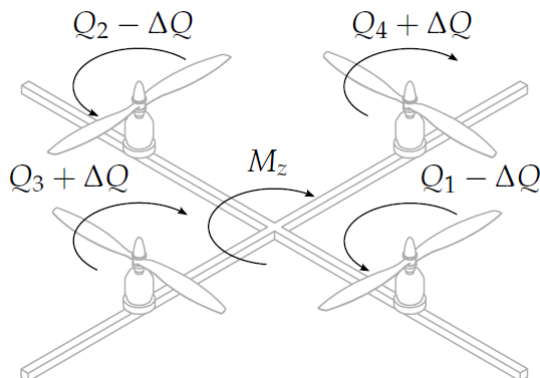


Figure 2.5. Illustration du mouvement de lacet

2.3.4 Mouvement de translation horizontale

Dans ce cas, nous voulons appliquer une force le long de x ou de y qui est fait en inclinant le corps (par le tangage ou le roulement) et en augmentant la poussée produite pour garder l'importance du composant de z de la poussée égale à la force de pesanteur [2].

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 ce repère 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 [15].

2.4.1 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.

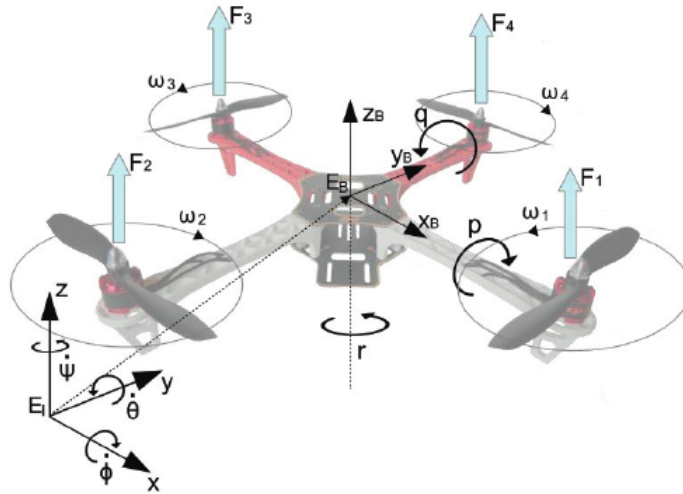


Figure 2.6. Les repères qui décrivent le mouvement de quadri-rotor

- Les forces de portance et de traînée sont proportionnelles au carré de la vitesse de rotation du rotor. 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 [4].

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 .

2.4.2 les angles d'Euler

Le quadri-rotor nécessite deux repères pour le modéliser, au début le repère mobile est coïncide avec le repère fixe, ensuite 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:

$$R = \text{Rot}_z(\psi) \times \text{Rot}_y(\theta) \times \text{Rot}_x(\phi) = \begin{bmatrix} c(\psi) & -s(\psi) & 0 \\ s(\psi) & c(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} c(\theta) & 0 & s(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -s(\theta) & 0 & c(\theta) \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c(\phi) & -s(\phi) \\ 0 & s(\phi) & c(\phi) \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

Donc la matrice de rotation devient:

$$R = \begin{bmatrix} c(\psi)s(\theta) & s(\phi)s(\theta)c(\psi) - c(\phi)s(\psi) & c(\phi)s(\theta)c(\psi) + s(\phi)s(\psi) \\ s(\psi)c(\theta) & s(\phi)s(\theta)s(\psi) + c(\theta)c(\psi) & c(\phi)s(\theta)s(\psi) - s(\phi)c(\psi) \\ -s(\theta) & s(\phi)c(\theta) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

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

2.4.3 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 [12]:

$$\Omega = \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \text{Rot}_x(\phi)^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + (\text{Rot}_y(\theta) \text{Rot}_x(\phi))^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

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:

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

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

Ce qui donne:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & s\phi \tan \theta & c\phi \tan \theta \\ 0 & c\phi & -s\theta \\ 0 & \frac{-s\phi}{c\theta} & \frac{c\phi}{c\theta} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \Omega_x \\ \Omega_y \\ \Omega_z \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

ω_n : Est une matrice singulière, c'est à dire on a un problème de singularité lorsque le cosinus atteindre 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:

$$\Omega \approx \begin{bmatrix} \dot{\phi} & \dot{\theta} & \dot{\psi} \end{bmatrix}^T. \quad (2.5)$$

2.4.4 Vitesses linéaires

La formules des vitesses linéaires v_x^I, v_y^I, v_z^I dans le repère fixe en fonction des vitesses linéaires v_x^B, v_y^B, v_z^B dans le repère mobile sont s'écrit comme suit:

$$v = \begin{bmatrix} v_x^I \\ v_y^I \\ v_z^I \end{bmatrix} = R \times \begin{bmatrix} v_x^B \\ v_y^B \\ v_z^B \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

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

$$P = mgE_z \quad (2.7)$$

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

- Les forces de poussée: qui 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 carrée de la vitesse de rotation des moteurs:

$$F_i = b\omega_i^2 \quad (2.8)$$

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

$$T_h = d\omega^2 \quad (2.9)$$

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

$$F_t = K_{ft}v \quad (2.10)$$

Avec: K_{ft} 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 crée par la différence entre les forces de portance des rotors 2 et 4, ce moment est donné par la relation suivante:

$$M_x = l(F_4 - F_2) = lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) \quad (2.11)$$

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 crée par la différence entre les forces de portance des rotors 1 et 3, ce moment est donné par la relation suivante:

$$M_y = l(F_3 - F_1) = lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) \quad (2.12)$$

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:

$$M_z = d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \quad (2.13)$$

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

$$M_a = K_{fa}\Omega^2 \quad (2.14)$$

K_{fa} : Le coefficient des frottements aérodynamiques 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:

$$M_{gh} = \sum_{i=1}^4 \Omega \wedge J_r \left[\begin{array}{ccc} 0 & 0 & (-1)^{i+1} \omega_i \end{array} \right]^T \quad (2.15)$$

J_r est l'inertie des rotors.

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

$$M_{gm} = \Omega \wedge J \Omega \quad (2.16)$$

J est l'inertie du système.

2.5.3 Développement du Modèle mathématique selon Newton-Euler

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

$$\begin{cases} \dot{\zeta} = v \\ m\ddot{\zeta} = F_f + F_t + F_g \\ \dot{R} = RS(\Omega) \\ J\dot{\Omega} = -\Omega \wedge J\Omega + M_f - M_a - M_{gh} \end{cases} \quad (2.17)$$

avec

ζ : est le vecteur de position du quadri-rotor.

m : la masse totale du quadri-rotor.

Ω : La vitesse angulaire exprimée dans le repère fixe.

R : La matrice de rotation \wedge : Le produit vectoriel.

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

$$J = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

$S(\Omega)$: est la matrice antisymétrique; pour un vecteur de vélocité $\Omega = \begin{bmatrix} \Omega_1 & \Omega_2 & \Omega_3 \end{bmatrix}^T$, elle est donnée par:

$$S(\Omega) = \begin{bmatrix} 0 & -\Omega_3 & \Omega_2 \\ \Omega_3 & 0 & -\Omega_1 \\ -\Omega_2 & \Omega_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

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

$$F_f = R \times \begin{bmatrix} 0 & 0 & \sum_{i=1}^4 F_i \end{bmatrix}^T \quad (2.20)$$

$$F_i = b\omega_i^2 \quad (2.21)$$

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

$$F_t = \begin{bmatrix} -K_{fx} & 0 & 0 \\ 0 & -K_{fyy} & 0 \\ 0 & 0 & -K_{fzz} \end{bmatrix} \dot{\zeta} \quad (2.22)$$

K_{fx}, K_{fy}, K_{ftz} : Les coefficients de traînée de translation.

F_g : force de gravité, elle est donnée par:

$$F_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (2.23)$$

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

$$M_f = \begin{bmatrix} l(F_4 - F_2) \\ l(F_3 - F_1) \\ d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (2.24)$$

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

$$M_a = \begin{bmatrix} K_{fax}\dot{\phi}^2 \\ K_{fay}\dot{\theta}^2 \\ K_{faz}\dot{\psi}^2 \end{bmatrix} \quad (2.25)$$

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

équations de mouvement de translation

On a:

$$m\ddot{\zeta} = F_f + F_t + F_g \quad (2.26)$$

On remplace chaque force par sa formule, on trouve:

$$m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\phi c\psi s\theta + s\phi s\psi \\ c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ c\phi c\theta \end{bmatrix} \sum_{i=1}^4 F_i - \begin{bmatrix} K_{fx}\dot{x} \\ K_{fy}\dot{y} \\ K_{fz}\dot{z} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \quad (2.27)$$

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

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{1}{m}(c\phi c\psi s\theta + s\phi s\psi) \left(\sum_{i=1}^4 F_i \right) - \frac{K_{fx}}{m} \dot{x} \\ \ddot{y} = \frac{1}{m}(c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi) \left(\sum_{i=1}^4 F_i \right) - \frac{K_{fy}}{m} \dot{y} \\ \ddot{z} = \frac{1}{m}(c\phi c\theta) \left(\sum_{i=1}^4 F_i \right) - \frac{K_{fz}}{m} \dot{z} - g \end{cases} \quad (2.28)$$

équations de mouvement de rotation

On a:

$$J\dot{\Omega} = -M_{gh} - M_{gh} - M_a + M_f \quad (2.29)$$

On remplace chaque moment par la formule correspondant, on trouve:

$$\begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \wedge \left(\begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \right) - \begin{bmatrix} J_r \bar{\Omega}_r \dot{\theta} \\ -J_r \bar{\Omega}_r \dot{\phi} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.30)$$

$$- \begin{bmatrix} K_{fax} \dot{\phi}^2 \\ K_{fay} \dot{\theta}^2 \\ K_{faw} \dot{\psi}^2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix}$$

On obtient alors les équations différentielles définissant le mouvement de rotation:

$$\begin{cases} I_x \ddot{\phi} = -\dot{\theta} \dot{\psi} (I_z - I_y) - J_r \bar{\Omega}_r \dot{\theta} - K_{fax} \dot{\phi}^2 + lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ I_y \ddot{\theta} = \dot{\phi} \dot{\psi} (I_z - I_x) + J_r \bar{\Omega}_r \dot{\phi} - K_{fay} \dot{\theta}^2 + lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ I_z \ddot{\psi} = -\dot{\phi} \dot{\theta} (I_y - I_x) - K_{faw} \dot{\psi}^2 + d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{cases} \quad (2.31)$$

avec:

$$\bar{\Omega}_r = \omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4 \quad (2.32)$$

En conséquence, le modèle dynamique complet qui régit le quadri-rotor est le suivant:

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \frac{(I_y - I_z)}{I_x} \dot{\theta} \dot{\psi} - \frac{J_r}{I_x} \bar{\Omega}_r \dot{\theta} - \frac{K_{fax}}{I_x} \dot{\phi}^2 + \frac{l}{I_x} u_2 \\ \ddot{\theta} = \frac{(I_z - I_x)}{I_y} \dot{\phi} \dot{\psi} + \frac{J_r}{I_y} \bar{\Omega}_r \dot{\phi} - \frac{K_{fay}}{I_y} \dot{\theta}^2 + \frac{l}{I_y} u_3 \\ \ddot{\psi} = \frac{(I_x - I_y)}{I_z} \dot{\phi} \dot{\theta} - \frac{K_{faw}}{I_z} \dot{\psi}^2 + \frac{1}{I_z} u_4 \\ \ddot{x} = -\frac{K_{fx}}{m} \dot{x} + \frac{1}{m} u_x u_1 \\ \ddot{y} = -\frac{K_{fy}}{m} \dot{y} + \frac{1}{m} u_y u_1 \\ \ddot{z} = -\frac{K_{fz}}{m} \dot{z} - g + \frac{\cos(\phi) \cos(\theta)}{m} u_1 \end{cases} \quad (2.33)$$

avec:

$$\begin{cases} u_x = (c\phi c\psi s\theta + s\phi s\psi) \\ u_y = (c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi) \end{cases} \quad (2.34)$$

et:

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b & b & b & b \\ 0 & -lb & 0 & lb \\ -lb & 0 & lb & 0 \\ d & -d & d & -d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (2.35)$$

avec: u_1, u_2, u_3, u_4 s'appel les entrées de commande et u_x, u_y s'appel les commandes virtuelles.

A partir de (2.35), on trouve:

$$\begin{cases} \phi_d = \arcsin(u_x \sin(\psi_d) - u_y \cos(\psi_d)) \\ \theta_d = \arcsin\left(\frac{(u_x \cos(\psi_d) + u_y \sin(\psi_d))}{\cos(\phi_d)}\right) \end{cases} \quad (2.36)$$

2.5.4 La représentation d'état du système

Le vecteur d'état contient les positions et les vitesses comme suit:

$$\begin{aligned} X &= \begin{bmatrix} \phi & \dot{\phi} & \theta & \dot{\theta} & \psi & \dot{\psi} & x & \dot{x} & y & \dot{y} & z & \dot{z} \end{bmatrix}^T \\ &= \begin{bmatrix} x_1 & x_2 & x_3 & x_4 & x_5 & x_6 & x_7 & x_8 & x_9 & x_{10} & x_{11} & x_{12} \end{bmatrix}^T \end{aligned} \quad (2.37)$$

On obtient la représentation d'état suivante:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = a_1 x_4 x_6 + a_2 x_2^2 + a_3 \bar{\Omega}_r x_4 + b_1 u_2 \\ \dot{x}_3 = x_4 \\ \dot{x}_4 = a_4 x_2 x_6 + a_5 x_4^2 + a_6 \bar{\Omega}_r x_2 + b_2 u_3 \\ \dot{x}_5 = x_6 \\ \dot{x}_6 = a_7 x_2 x_4 + a_8 x_6^2 + b_3 u_4 \\ \dot{x}_7 = x_8 \\ \dot{x}_8 = a_9 x_8 + \frac{1}{m} u_x u_1 \\ \dot{x}_9 = x_{10} \\ \dot{x}_{10} = a_{10} x_{10} + \frac{1}{m} u_y u_1 \\ \dot{x}_{11} = x_{12} \\ \dot{x}_{12} = a_{11} x_{12} + \frac{\cos(\phi) \cos(\theta)}{m} u_1 - g \end{cases} \quad (2.38)$$

avec:

$$\left\{ \begin{array}{l} a_1 = \frac{(I_y - I_z)}{I_x}, a_2 = -\frac{K_{fa_x}}{I_x}, a_3 = -\frac{J_r}{I_x}, a_4 = \frac{(I_z - I_x)}{I_y}, a_5 = -\frac{K_{fq_y}}{I_y}, a_6 = \frac{J_r}{I_y} \\ a_7 = \frac{(I_x - I_y)}{I_z}, a_8 = -\frac{K_{fw}}{I_z}, a_9 = \frac{K_{fx}}{m}, a_{10} = -\frac{K_{fy}}{m}, a_{11} = -\frac{K_{ftz}}{m}, b_1 = \frac{l}{I_x}, \\ b_2 = \frac{l}{I_y}, b_3 = \frac{1}{I_z}. \end{array} \right. \quad (2.39)$$

2.6 Conclusion:

Dans ce chapitre nous avons établi une description de quadri-rotor, un bilan des mouvements, les différents effets qui agissent sur l'engin, en plus on a développé le modèle mathématique d'un quadri-rotor à six degrés de liberté qui est soumis à des lois de commande qui sont développées dans le chapitre suivant.

Chapter 3

Identification des paramètres du système

3.1 Introduction

Le travail précédent consistait à construire un modèle dynamique pour décrire les mouvements du quadri-rotor, il résulte un ensemble des équations différentielles qui dépendent d'un certain nombre de paramètres. Afin d'obtenir un modèle qui reproduit correctement le comportement du système, il est nécessaire qu'il ait une structure adéquate d'une part et que les paramètres dont il dépend soient estimés correctement [17]

Dans ce chapitre, nous effectuons l'identification des paramètres du système: la masse totale du véhicule, la matrice d'inertie, le coefficient de portance "b" et le coefficient de traînée "d" pour effectuer une régulation de type PD, ensuite générer une simulation des trajectoires du véhicule[20] [18].

Il existe plusieurs façons d'estimer une constante.

Dans cette étude, différentes méthodes ont été mises en œuvre en fonction des informations connues.

Ce chapitre présente les techniques utilisées pour trouver toutes les constantes dans cette étude.

Cette section montre les mesures de base effectuées dans le processus d'identification. Deux groupes d'instruments sont été utilisés:

- La mesure de la masse (poids).
- La mesure de la longueur.

La masse a été estimée avec une balance de laboratoire numérique, la longueur a été estimée avec un ruban à mesurer.

3.2 Les composants d'un drone

3.2.1 Châssis

Le châssis représente la structure du drone, le comportement du drone et son autonomie en dépendent, car si on gagne du poids supplémentaire, on gagne aussi en temps de vol, c'est l'élément le plus important à choisir.

Généralement, en raison de leur légèreté et de leur rigidité avec une transmission des petites vibrations. Il existe différentes formes: croix (X), plus (+) ou H. Il y a une différence entre ces modèles, la forme de la croix a une vue plus dégagée en avant et en arrière. Plus le châssis est léger, plus il conserve de la puissance et plus il met de temps à voler. Le châssis du drone sur lequel nous y avons travaillé est de la forme "+" plus.



Figure 3.1. Châssis F450.

3.2.2 Moteurs

Les véhicules aériens utilisent actuellement des moteurs Brushless.

Les moteurs sur lesquels nous y avons travaillé sont des moteurs Turnigy 800 Kv . Le Kv indique le nombre de tours par minute sous 1 volt. Si notre moteur est de 800 kv et notre batterie est de 11.1 volts, alors le moteur pourra aller jusqu'à 8800 tr/min, cependant cette vitesse peut varier car une batterie de 11.1 volts peut se charger jusqu'à 12.6 volts pour un vol plus long, ainsi on peut atteindre une vitesse de 10000 tr/min .

Notons que chaque moteur ait une poussée, par conséquent pour assurer le vol il faut que deux moteurs doivent être capables de soulever le poids total de notre quadri-rotor.

3.2.3 Contrôleurs de vitesse électroniques (ESC)

Les moteurs brushless sont commandés par des interfaces de puissance appelées Contrôleurs (ESC ou Electronic Speed Controller en anglais). Ce sont des circuits électroniques permet de varier la vitesse de rotation des moteurs, à partir du courant offert



Figure 3.2. Turnigy Multistar 800kv

par la batterie. L'intensité maximale qu'ils peuvent atteindre durant un vol doit être supérieure ou égale au courant supporté par le moteur.



Figure 3.3. Esc 25A

3.2.4 Hélices

Pour assurer un vol stable, les hélices ne doivent pas tourner dans le même sens. Nous avons donc des hélices CW (clockwise: sens horaire) et CCW (counter clockwise: sens inverse). Il existe différents types d'hélices (à grand pas, à petit pas), de différentes matières (plastique, carbone, polymère renforcé par les fibres) et deux caractéristiques principales; la taille et le pas, plus le pas est faible, on aura de traction à faible vitesse, par contre un grand pas signifie moins de traction à faible vitesse, et donc plus de poussée à vitesse élevée.

Les hélices sur lequel on a travaillé sont en fibre de carbone de taille 11 pouces et un pas de 5 (11×5)[20].



Figure 3.4. Hélices 11x5.

3.2.5 Batterie

Les batteries utilisées sur un quadri-rotor sont généralement des Lithium Polymère . Elles sont sorties d'une technologie qui permet d'avoir un meilleur rapport poids/puissance. Un élément LIPO (1S) fournit une tension de 3,7V. Sur un quadri-rotor, on utilise généralement des batteries à 3 ou 4 éléments (3S ou 4S).

Une batterie LIPO a une capacité exprimée en mAh, par contre une LIPO de 3300 mAh veut dire qu'elle peut fournir un courant de 3300 mAh pendant une heure.

Le taux de décharge d'une batterie est exprimé en C (1 C représente un courant égal à 1 fois la capacité de la batterie). La batterie est de type Turnigy 3S ($3 \times 3.7 = 11.1V$), de 5Ah et de 20 C qui peut offrir un courant de 100A ($20 \times 5 = 100A$).



Figure 3.5. LIPO 3S 5Ah 20C

3.2.6 Distributeur d’alimentation

La batterie doit servir une tension au 4 ESC, de ce fait un distributeur d’alimentation est bien recommandé. Cette carte électronique divise les bornes positives et négatives de la batterie principale en quatre.

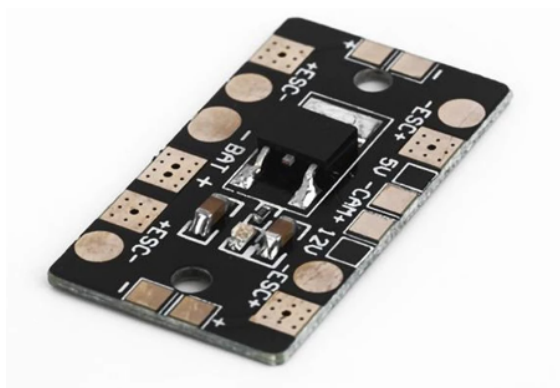


Figure 3.6. Distributeur de tension

3.2.7 Contrôleur de vol

Le Pixhawk (figure 3.7) possède un processeur de 168 MHz capable d’exécuter 252 millions d’instructions par seconde. Il dispose de plusieurs ports périphériques (UART, I2C, CAN). Le Pixhawk ne dispose pas d’un système d’exploitation basé sur Linux, mais utilise Nuttx. Un système embarqué tel qu’un Raspberry Pi ou un Odroid est souvent utilisé aux côtés du Pixhawk, pour effectuer des opérations plus complexes il dispose d’une unité inertielle et de 14 ports MLI. [11]



Figure 3.7. Contrôleur de vol Pixhawk.

3.2.8 Radiocommande

Pour piloter le drone, il faut un émetteur radio pour le pilote et un récepteur sur le drone. Il existe plusieurs technologies pour les radiocommandes, les radios FM en 41MHz (de moins en moins utilisées) et les radios en 2.4GHz, souvent programmables pour s'adapter à chaque appareil radio-commandé.

Une radiocommande doit au minimum comporter quatre voies pour piloter un UAV. Ces voies sont généralement associés:

- Au roulis (mouvement latéral à gauche et à droite).
- Au tangage (qui se traduit par un mouvement d'avant en arrière).
- À l'élévation (se rapprocher ou s'éloigner du sol).
- Au lacet (rotation dans le sens normal ou inverse des aiguilles d'une montre).

Il y a deux modes de configuration des manettes, le premier mode dans lequel les gaz sont à droite et le deuxième mode les gaz sont à gauche. Diverses radios fonctionnent dans les deux sens, autrement dit qu'elles peuvent envoyer des ordres à l'émetteur et recevoir des informations de celui-ci (tension de la batterie).

La radiocommande de notre quadri-rotor est une turnigy tgy-i10 qui contient 10 canaux avec un émetteur et récepteur d'une fréquence de 2.4GHz, un capteur de vitesse optique et magnétique, un capteur de température et un capteur de tension.



Figure 3.8. Radio-commande Turnigy tgy i10

3.3 Identification des paramètres du modèle:

Afin d'obtenir des résultats de simulation proches du comportement réel du véhicule, on doit au préalable identifier les paramètres de notre drone:

3.3.1 Masse totale

Un drone plus léger gagne en fiabilité et en temps de vol. En utilisant une balance électronique, on détecte que notre véhicule pèse 1400g, ce qui est optimal, par conséquent il n'y aura pas de surcharge même si on ajoute un poids supplémentaire. Puisque nous avons mentionné que deux moteurs peuvent soulever le quadri-rotor pour le lancement et chaque moteur fournit 908g de poussée, donc nous serons en mesure d'avoir un drone qui peut peser jusqu'à 1816g[20].



Figure 3.9. Le poids du quadri-rotor

3.3.2 Coefficient de portance b

Le facteur de force de poussée peut être déterminé en utilisant deux méthodes différentes, l'une étant le calcul théorique (la méthode qu'on a choisie) et l'autre étant l'essai de levage.

La rotation des hélices crée des contributions aérodynamiques et mécaniques à la structure. La poussée est la force aérodynamique qui est produite dans la direction des

hélices. Elle est nécessaire pour surmonter les forces de traînée et de poids, donc elle soutient le vol avant du véhicule [6].

Le coefficient de portance b est proportionnel au carré de la vitesse de rotation du rotor. Suivant le datasheet du moteur qui est illustré sur la table suivante [18]:

Table 3.1. Datasheet du moteur Brushless

Battery	Prop Size	RPM	Trust(g)	Current(A)	Power11.1V(3Cell)
11.1V(3Cell)	12"Slow Flier	5.500	907	17	185
11.1V(3Cell)	12"Slow Flier	5.500	907	17	185
11.1V(3Cell)	11"thin Style	7.200	908	11.7	128
11.1V(3Cell)	11"Slow Flier	6.000	908	16.2	171
11.1V(3Cell)	10"Slow Flier	7.440	771	10.8	120
11.1V(3Cell)	9"Slow Flier	8.000	544	8.9	105

La taille de nos hélices est de 11 pouces et la vitesse de rotation est de 7200tr/min=754rad/sec qui engendre une force de poussée égale à 908g=8.9N. Aussi bien que:

$$F = b\omega^2 \quad (3.1)$$

$$\Rightarrow b = 15,65 \times 10^{-6} [N.S^{-2}]$$

- **La deuxième méthode:**

c'est l'utilisation d'un contrôleur de vitesse électronique et déclenché par un générateur PWM. La vitesse de l'hélice sera déterminée avec un micro-tachymètre. La force de poussée est enregistrée en changeant la vitesse de l'hélice.

La théorie aérodynamique a déjà démontré que la force de poussée varie proportionnellement à la vitesse au carré. Pour définir les valeurs des constantes de la relation qu'on a déjà appliquée [14].

3.3.3 Coefficient de drag d

D'après la théorie aérodynamique, le coefficient de traînée où de drag d dépend du coefficient de portance b sous la forme suivante:

$$\frac{d}{b} = \tan \alpha \quad (3.2)$$

où α est l'angle d'incidence (En aérodynamique, l'angle d'incidence ou l'angle d'attaque, est l'angle qui forme la corde d'un profil avec le courant de fluide) de l'hélice [18].

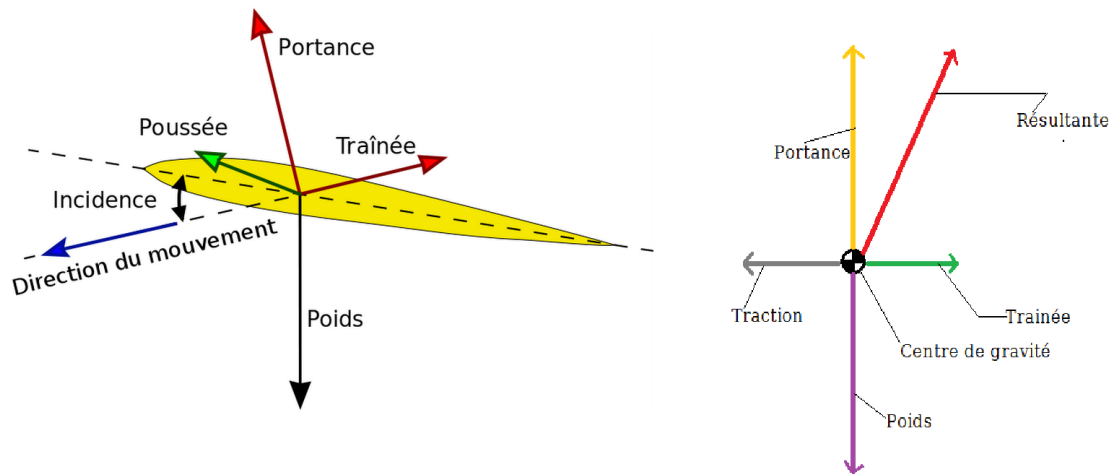


Figure 3.10. Angle d'incidence d'une hélice

La figure 3.10 nous montre l'angle d'incidence de l'hélice qui est formée par son corps et le courant d'air.

Pour calculer cet angle, on doit appliquer la méthode du calcul de pente (La pente exprime l'inclinaison d'une surface par rapport à l'horizontale. Elle est le rapport entre le dénivelé (hauteur) et la distance horizontale), en plaçant l'hélice à plat, ça nous permet de mesurer la distance horizontale et la hauteur, ensuite on les trace sur un papier, la longueur de pente est automatiquement définie. Donc on peut mesurer l'angle d'inclinaison comme c'est illustrée dans la figure 3.11:

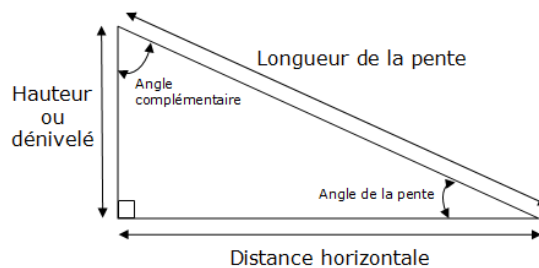


Figure 3.11. Calcul de pente

Dans notre cas , l'angle α vaut à peu près:

$$\alpha = 39.28^\circ$$

Donc:

$$d = 12.8 \times 10^{-6} N.s^{-2}$$

Inertie du rotor J_r

Les moteurs sans balais sont des moteurs qui se substituent aux moteurs à courant continu pour pallier les inconvénients de ces derniers.

Ces moteurs sont avantageux, car ils ont une inertie plus faible et assurent ainsi une réponse plus rapide. La modélisation d'un moteur à courant continu sans balais peut être rapprochée de celle d'un moteur à courant continu.

Un rotor est généralement modélisé par un empilement de cylindre, en utilisant la formule suivante [18]:

$$J_r = \frac{1}{2}m \times r^2 \quad (3.3)$$

Avec

- "m" est la masse du rotor.
- "r" est le rayon.

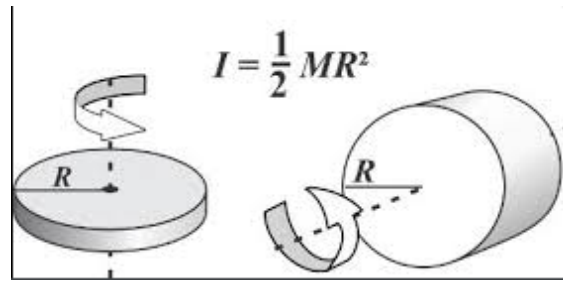


Figure 3.12. Inertie du rotor

Dans le Datasheet du moteur, on a:

- La masse $m=0.130\text{Kg}$.
- Le rayon $r=0.14\text{m}$.

Dans notre cas:

$$J_r = 1.27 \times 10^{-5} \text{Kg.m}^2.$$

3.3.4 Matrice d'inertie "J"

La matrice d'inertie est composée des moments d'inertie autour des différents axes. Le moment d'inertie autour d'un axe peut être déterminé théoriquement ou expérimentalement en suspendant le véhicule de façon à obtenir des oscillations libres autour d'un axe. La période des oscillations libres et la géométrie du pendule permettent de déterminer le

moment d'inertie.

Dans notre cas, nous avons appliqué la méthode expérimentale du pendule bifilaire [18].

Dans cette expérience deux cordes sont utilisées pour attacher le corps du quadcopter.

Ensuite, le corps de drone est maintenu à un certain degré par la main, puis il est relâché. En raison de la tension de la corde, le système se balance autour de son axe. L'inertie peut être calculée avec l'équation bifilaire qui est de la formule suivante [18]:

$$J = \frac{mgT^2r}{4\pi^2L}. \quad (3.4)$$

Où

- m : La masse du système (Kg).
- g : la force de la pesanteur (m/s^2).
- T : la période d'oscillation d'un cycle (sec).
- r : rayon entre les points des deux cordes (mètre).
- L : longueur des deux cordes (mètre).

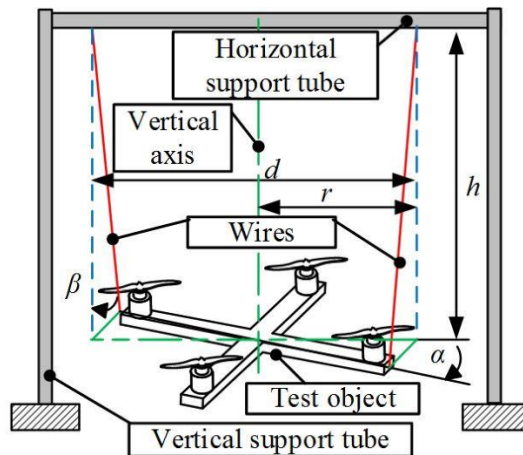


Figure 3.13. Inertie du rotor (pendule bifilaire).

Les valeurs de ces paramètres sont indiquées dans le tableau ci-dessous:

Paramètre	Valeur
$m(g)$	1400
$g(m/s^2)$	9.81
$r(m)$	0.17
$L(m)$	0.47

Cette expérience a été réalisée trois fois afin d'identifier les trois moments d'inertie respectivement J_{xx} , J_{yy} , J_{zz} .

- Pour J_{xx} , l'expérience consiste à entretenir les deux cordes en position d'équilibre dans un plan vertical figure 3.14. Par la suite, on applique une rotation dans le plan horizontal avec un angle quelconque puis on relâche comme c'est illustrée dans la figure 3.14:



Figure 3.14. L'inertie selon X

- Pour J_{yy} , la même expérience précédente en appliquant au drone une rotation de $\pm 90^\circ$ dans le plan vertical comme c'est illustrée dans la figure 3.15:
- Pour J_{zz} , notre drone est maintenu en équilibre entre deux cordes à la position horizontale figure 3.16. Après, on suit la même procédure précédente.

Les moments d'inerties calculés sont rédigés dans le tableau ci-dessous:



Figure 3.15. L'inertie selon Y

Table 3.2. Les paramètres d'inerties.

Paramètre	Valeur
$J_{xx}(kg.m^2)$	0.167
$J_{yy}(kg.m^2)$	0.167
$J_{zz}(kg.m^2)$	0.162



Figure 3.16. L'inertie selon Z

3.4 Conclusion:

Ce chapitre est extrêmement intéressant car il comprend une partie théorique importante qui est l'identification des paramètres d'un quadri-rotor. De plus, pour contrôler le système et construire un système de contrôle PD, il est utile de faire une bonne simulation et de regarder le comportement du drone avant de passer au domaine pratique.

Chapter 4

commandes hiérarchique du quadri-rotor

4.1 Introduction

Le contrôle d'un drone nécessite une bonne connaissance de son système. Une bonne modélisation est donc très importante. Un drone est un système non linéaire. Il est possible de le contrôler de façon linéaire ou bien non linéaire. De nombreuses techniques de contrôle existent parmi ces techniques, on peut citer la régulation par LQR, la commande prédictive linéaire, la commande par PID et la commande *Hinfini*. Les régulateurs linéaires les plus utilisés dans l'industrie sont les régulateurs PID, les techniques de contrôle PD et PID sont utilisés principalement pour obtenir un fonctionnement stable.

Une bonne technique doit éliminer tout risque d'instabilité (décrochage) et améliorer les performances (minimiser les erreurs en régime permanent, atténuer les oscillations) du drone afin d'obtenir la convergence la plus rapide possible [9].

Ce chapitre, sera consacré à la conception des lois de commande linéaires basées sur l'approche PD pour la commande des mouvements d'un drone à quatre hélices selon les axes (z,x,y) . Nous présentons une technique systématique pour la conception d'un contrôle linéaire.

4.2 Séparation des dynamiques de rotation et de translation:

Dans le modèle dynamique de l'engin, on peut extraire une représentation sous la forme de deux sous-systèmes interconnectés. Le premier sous-système comprend la dynamique de translation, correspondant à la dynamique lente, et le deuxième comprend la dynamique de rotation correspondant à la dynamique rapide. Cette décomposition en deux dynamiques implique un contrôleur qui ait une structure en cascade et chaque loi de commande est développée séparément [16], donc il est nécessaire de faire la séparation du dynamique de rotation et de translation puisqu'il est impossible de commander un système de six états avec juste quatre commandes.

4.2.1 Le principe de la commande PID:

Le contrôleur PID est une méthode de système de contrôle qui se compose de trois termes qui sont proportionnel, intégral et dérivé. Chaque contrôleur a une tâche différente pour améliorer la réponse dynamique de l'installation contrôlée. Généralement, la structure du contrôleur PID est illustrée à la figure

- **Le contrôleur proportionnel:** fonctionne en multipliant la valeur d'erreur par la constante proportionnelle K_p .
- **Le contrôleur Intégral:** fonctionne en intégrant la valeur d'erreur et en la multipliant par une intégrale constante K_i . En d'autres termes, le contrôleur intégral est capable d'éliminer l'état stable des erreurs. Si la valeur K_i est plus grande, elle peut produire une oscillation dans la réponse dynamique et si la valeur K_i est plus petite, elle peut entraîner une réponse lente.
- **le contrôleur Dérivée:** La valeur d'erreur dérivée est multipliée par une constante dérivée K_d . De même avec le contrôleur intégral, si le K_d est trop grand, le système peut osciller et si le K_d est trop petit, la réponse peut être lente.

Le contrôleur PID peut être utilisé pour améliorer la réponse dynamique du quadri-rotor. La combinaison de la valeur constante PID doit être prise en compte, car elle détermine le résultat de contrôle.

Lorsqu'un contrôleur PID est utilisé, il est important de régler les constantes du contrôleur pour obtenir la réponse requise. Le réglage d'un contrôleur PID implique la sélection de valeurs pour les constantes du contrôleur K_p , K_i et K_d .

Certaines méthodes de réglage peuvent être utilisées, telles que l'erreur d'essai et Ziegler-Nichols. Les méthodes d'optimisation sont également développées pour obtenir la valeur optimale des constantes PID, c'est-à-dire la logique floue, l'algorithme génétique et l'optimisation des essaims de particules. Cependant, ces méthodes sont requises lorsque le contrôleur est conçu dans une approche d'analyse et de manière robuste.

Quand $K_I = 0$, on obtient un régulateur de type proportionnel dérivé PD. Ce régulateur est suffisant pour contrôler notre système, l'action proportionnelle corrige la position et l'action dérivée améliore la rapidité.

L'application de la commande PD:

La théorie du contrôle par l'approche PD est appliquée à chaque sous-système de translation et de rotation. Notre système est décrit dans le chapitre précédent.

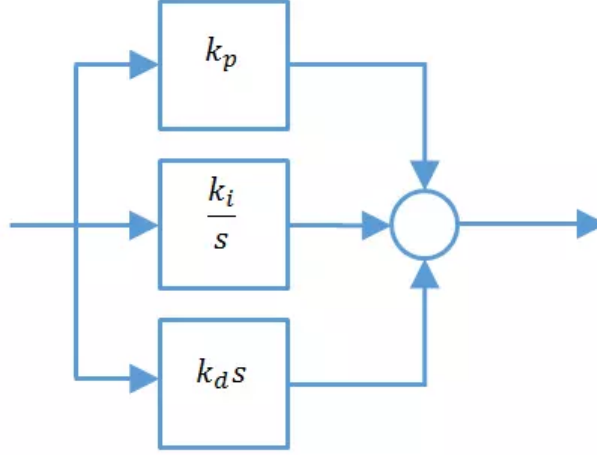


Figure 4.1. Structure PID classique

On réécrit notre système sans perturbation avec: $\Omega_r = 0$:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = a_1 x_4 x_6 + a_2 x_2^2 + b_1 u_2 \\ \dot{x}_3 = x_4 \\ \dot{x}_4 = a_4 x_2 x_6 + a_5 x_4^2 + a_6 + b_2 u_3 \\ \dot{x}_5 = x_6 \\ \dot{x}_6 = a_7 x_2 x_4 + a_8 x_6^2 + b_3 u_4 \\ \dot{x}_7 = x_8 \\ \dot{x}_8 = \frac{1}{m} u_x u_1 \\ \dot{x}_9 = x_{10} \\ \dot{x}_{10} = \frac{1}{m} u_y u_1 \\ \dot{x}_{11} = x_{12} \\ \dot{x}_{12} = \frac{\cos(\phi) \cos(\theta)}{m} u_1 - g \end{cases} \quad (4.1)$$

avec :

$$\begin{cases} a_1 = \frac{(I_y - I_z)}{I_x}, a_2 = -\frac{K_{fax}}{I_x}, a_4 = \frac{(I_z - I_x)}{I_y}, a_5 = -\frac{K_{faqy}}{I_y}, a_6 = \frac{J_r}{I_y} a_7 = \frac{(I_x - I_y)}{I_z}, a_8 = -\frac{K_{fw}}{I_z}. \\ b_1 = \frac{l}{I_x}, b_2 = \frac{l}{I_y}, b_3 = \frac{1}{I_z}. \end{cases}$$

Le sous système de rotation qui décrit par les états $[x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6]^T$, qui peut être réécrit comme suit:

$$\begin{cases} \dot{\eta} = \omega \\ \dot{\omega} = f(\eta, \omega) + g(\eta, \omega) u_\eta \end{cases} \quad (4.2)$$

$$\text{Avec } \eta = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix}, \omega = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \text{ et } u_\eta = \begin{bmatrix} u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix}$$

On fait le changement du variable suivant:

$$\tilde{\tau}_\eta = f(\eta, \omega) + g(\eta, \omega)u_\eta \quad (4.3)$$

On remplace (4.3) dans (4.2),

Le système (4.1) peut s'écrire, comme suit:

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{u_1}{m}[(\cos(\phi) \cos(\psi) \sin(\theta) + \sin(\phi) \sin(\psi))] \\ \ddot{y} = \frac{u_1}{m}[(\cos(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi) - \sin(\phi) \cos(\psi))] \\ \ddot{z} = \frac{u_1}{m}[(\cos(\phi) \cos(\theta) - g)] \\ \ddot{\phi} = \tilde{\tau}_\phi \\ \ddot{\theta} = \tilde{\tau}_\theta \\ \ddot{\psi} = \tilde{\tau}_\psi \end{cases} \quad (4.4)$$

Comme on a déjà dit que notre système est sous-actionné, donc il est difficile de commander les six états avec quatre commandes, donc on va définir un vecteur de commande virtuel comme suit:

$$\mu \in R^3$$

$$\mu = q(u_1, \phi_d, \theta_d) = \frac{u_1}{m} \mathcal{R}(\phi_d, \theta_d) E_3 - gE_3 \quad (4.5)$$

Avec $q(\cdot) : R^3 \rightarrow R^3$ est une fonction continue inversible et (ϕ_d, θ_d) est les angles theta et phi désiré. D'où, $(u_1, \phi_d, \theta_d)^T = q^{-1}(\mu)$

Plus précisément, en utilisant l'expression de la matrice R , les composantes de vecteurs pseudo-commande peuvent être définies comme suit:

$$\begin{cases} \mu_x = \frac{1}{m} (\cos \phi_d \cos \psi_d \sin \theta_d + \sin \phi_d \sin \psi_d) u_1 \\ \mu_y = \frac{1}{m} (\cos \phi_d \sin \theta_d \sin \psi_d - \sin \phi_d \cos \psi_d) u_1 \\ \mu_z = \frac{\cos \phi_d \cos \theta_d}{m} u_1 - g \end{cases} \quad (4.6)$$

Ainsi, on obtient:

$$\begin{cases} u_1 = \frac{m}{\cos \phi_d \cos \theta_d} [\mu_z + g] \\ \phi_d = \sin^{-1} \left[\frac{m}{T_z} (\mu_x \sin \psi_d - \mu_y \cos \psi_d) \right] \\ \theta_d = \sin^{-1} \left[\frac{m}{T_z \cos \phi_d} (\mu_x \cos \psi_d + \mu_y \sin \psi_d) \right] \end{cases} \quad (4.7)$$

Nous constatons que la poussée u_1 est responsable du mouvement de translation. Pour que la convergence doit atteindre les valeurs valeur désirée il faut définir un vecteur

d'erreur: $e_1 = \begin{bmatrix} e_\xi \\ e_v \end{bmatrix} \in R^6$ et $e_2 = \begin{bmatrix} e_\eta \\ e_\omega \end{bmatrix} \in R^6$ tel que

$$\begin{cases} e_\xi = \xi - \xi_d \\ e_v = v - \dot{\xi}_d \\ e_\eta = \eta - \eta_d \\ e_\omega = \omega - \dot{\eta}_d \end{cases}$$

Le vecteur ξ_d contient les positions désirés $\xi_d = [x \ y \ z]^T$ et η_d contient les angles d'Euler désirés: $\eta = [\phi_d \ \theta_d \ \psi_d]^T$ qui est une trajectoire de référence donnée.

Le système (4.7) peut s'écrire sous la forme suivante:

$$\begin{aligned} \Sigma_T : \begin{cases} \dot{e}_\xi &= e_v \\ \dot{e}_v &= \mu_\xi - \dot{\xi}_d \end{cases} \\ \Sigma_R : \begin{cases} \dot{e}_\eta &= e_\omega \\ \dot{e}_\omega &= \tilde{\tau}_\eta - \ddot{\eta}_d \end{cases} \end{aligned} \quad (4.8)$$

Nous avons donc deux sous-systèmes découplés. Par conséquent, on peut contrôler les sous-systèmes de manière séparé.

On définit le vecteur suivant: $\alpha_1 = \begin{bmatrix} e_\xi \\ e_v \end{bmatrix}$ et $\alpha_2 = \begin{bmatrix} e_\eta \\ e_\omega \end{bmatrix}$,

Le système (4.8) peut s'écrire sous la forme:

$$\begin{aligned} \dot{\alpha}_1 &= A_1 \alpha_1 + B_1 [u_\xi - \ddot{\xi}_d] \\ \dot{\alpha}_2 &= A_2 \alpha_2 + B_2 [\tilde{\tau}_\eta - \ddot{\eta}_d] \end{aligned} \quad (4.9)$$

avec $A_1 = A_2 \in R^{6 \times 6}$, $B_1 = B_2 \in R^{6 \times 3}$, tels que:

$$A_1 = A_2 = \begin{bmatrix} 0 & I \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad B_1 = B_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ I \end{bmatrix} \quad (4.10)$$

où I est une matrice d'identité de dimension (3×3) . On peut appliquer les commandes linéaires sur notre système comme la commande par retour d'état ou l'approche par PD. En prenant:

$$\begin{aligned} \mu_\xi &= -K_1 \alpha_1 + \ddot{\xi}_d \\ \tilde{\tau}_\eta &= -K_2 \alpha_2 + \ddot{\eta}_d \end{aligned} \quad (4.11)$$

avec

$$K_1 = \begin{bmatrix} k_x & 0 & 0 & k_{v_x} & 0 & 0 \\ 0 & k_y & 0 & 0 & k_{v_y} & 0 \\ 0 & 0 & k_z & 0 & 0 & k_{v_z} \end{bmatrix}, \quad K_2 = \begin{bmatrix} k_\phi & 0 & 0 & k_{\omega_\phi} & 0 & 0 \\ 0 & k_\theta & 0 & 0 & k_{\omega_\theta} & 0 \\ 0 & 0 & k_\psi & 0 & 0 & k_{\omega_\psi} \end{bmatrix}$$

L'équation (4.9) devient:

$$\begin{aligned} \dot{\alpha}_1 &= [A_1 - B_1 K_1] \alpha_1 \\ \dot{\alpha}_2 &= [A_2 - B_2 K_2] \alpha_2 \end{aligned} \quad (4.12)$$

Pour stabiliser le système (4.12), il suffit que les matrices $A_{1BF} = [A_1 - B_1 K_1]$ et $A_{2BF} = [A_2 - B_2 K_2]$ sont de Hurwitz (les valeurs propres doivent être négative), donc on peut définir les commandes (u_ξ, u_η) comme suit:

$$\begin{cases} u_\xi &= -K_1 \alpha_1 + \ddot{\eta}_d \\ u_\eta &= \frac{1}{g(\eta, \omega)} [-f(\eta, \omega) - K_2 \alpha_2 + \ddot{\eta}_d] \end{cases} \quad (4.13)$$

où $g(\eta, \omega) \neq 0$.

4.3 Résultat de simulation

Une fois le modèle est construit, et tous les paramètres du système sont identifiés, un contrôle intégré qui simule toujours le comportement du système est la base d'une comparaison entre la théorie et la pratique. Le logiciel utilisé pour la simulation est un logiciel Matlab-Simulink.

Le Schéma global de la simulation est représentée par la figure suivante:

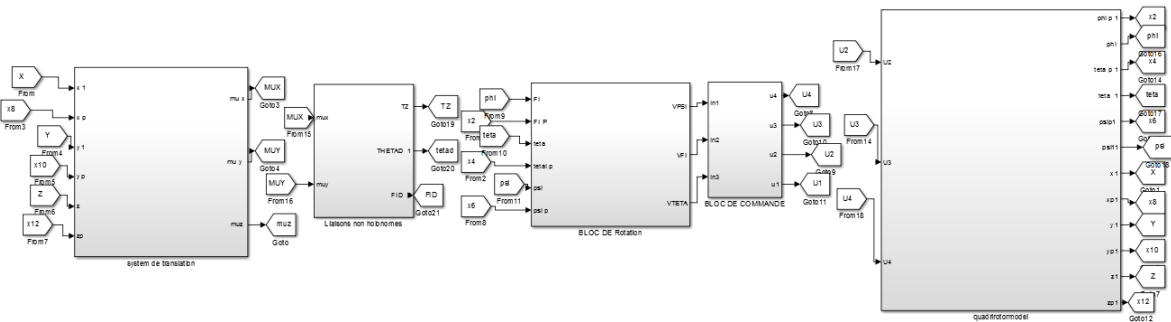


Figure 4.2. Simulink de la commande du quadri-rotor par PD

- Le premier bloc du Simulink désigne la génération des trajectoires désirées où nous donnons des consignes désirées et le régulateur PD pour régler les trois positions (x,y,z) .
- Le deuxième bloc contient la génération des Liaisons non holonomes pour générer les trajectoires de θ_d et ϕ_d .
- Le troisième bloc contient la génération de ψ désiré avec le régulateur PD pour régler les trois rotations.
- Le quatrième bloc contient la génération des commandes (u_1, u_2, u_3, u_4) .
- Le cinquième bloc contient le modèle mathématique de quadri-rotor.

Après plusieurs essais les paramètres finaux de contrôleur PD sont représentés dans le tableau 4.1:

Les paramètres de notre quadri-rotor:

Les conditions initiales sont:

Table 4.1. Les paramètres de contrôleur PD

	x	y	z	ψ	θ	ϕ
k_p	10	5	10	4	8	15
k_p	15	10	10	3.25	4	5

Table 4.2. Les paramètres de quadri-rotor

M(kg)	1.4
g	9.806
$I_x(\text{kg.m}^2)$	0.167
$I_y(\text{kg.m}^2)$	0.167
$I_z(\text{kg.m}^2)$	0.162
$b(\text{N.S}^2)$	$15.65(10^{-6})$
$d(\text{N.S}^2)$	$12.8(10^{-6})$

Table 4.3. Les conditionnes initiales

x(m)	0
y(m)	0
z(m)	0.36
$\psi(\text{rad})$	0
$\phi(\text{rad})$	0
$\theta(\text{rad})$	0

4.3.1 Résultats et interprétation

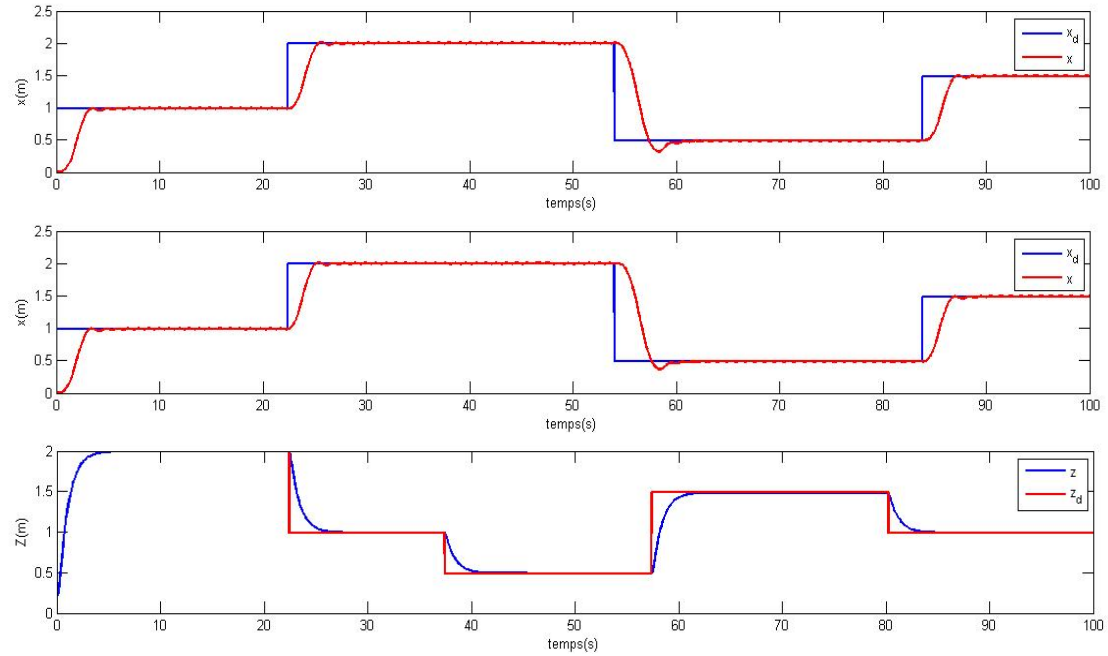


Figure 4.3. Les trajectoire de mouvement de translation

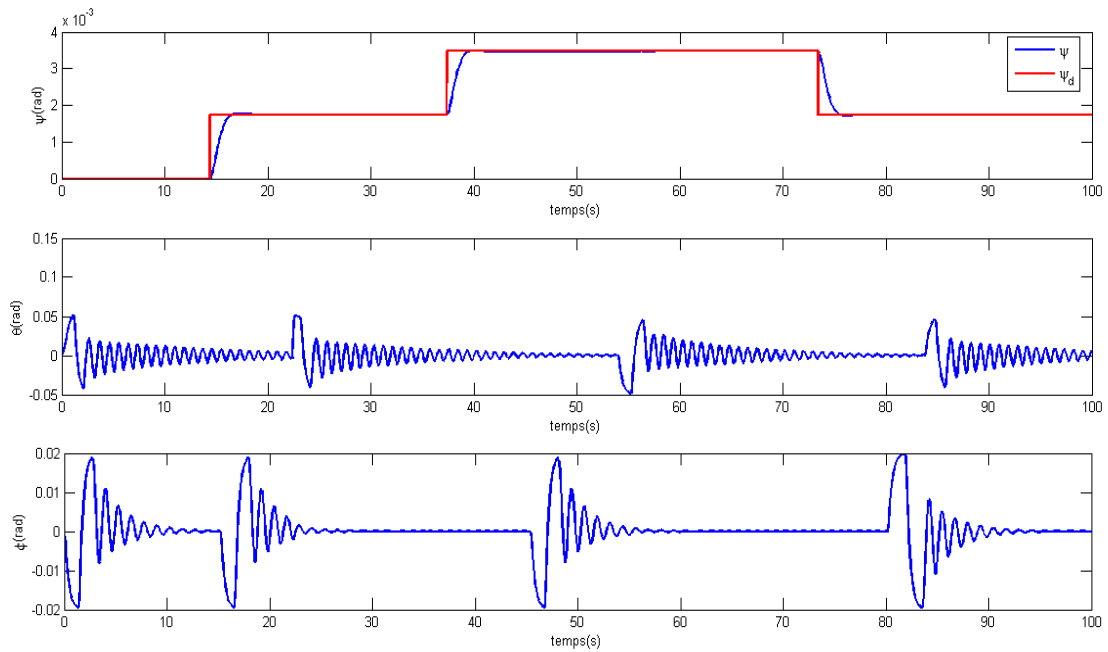


Figure 4.4. Les trajectoire de mouvement de rotation

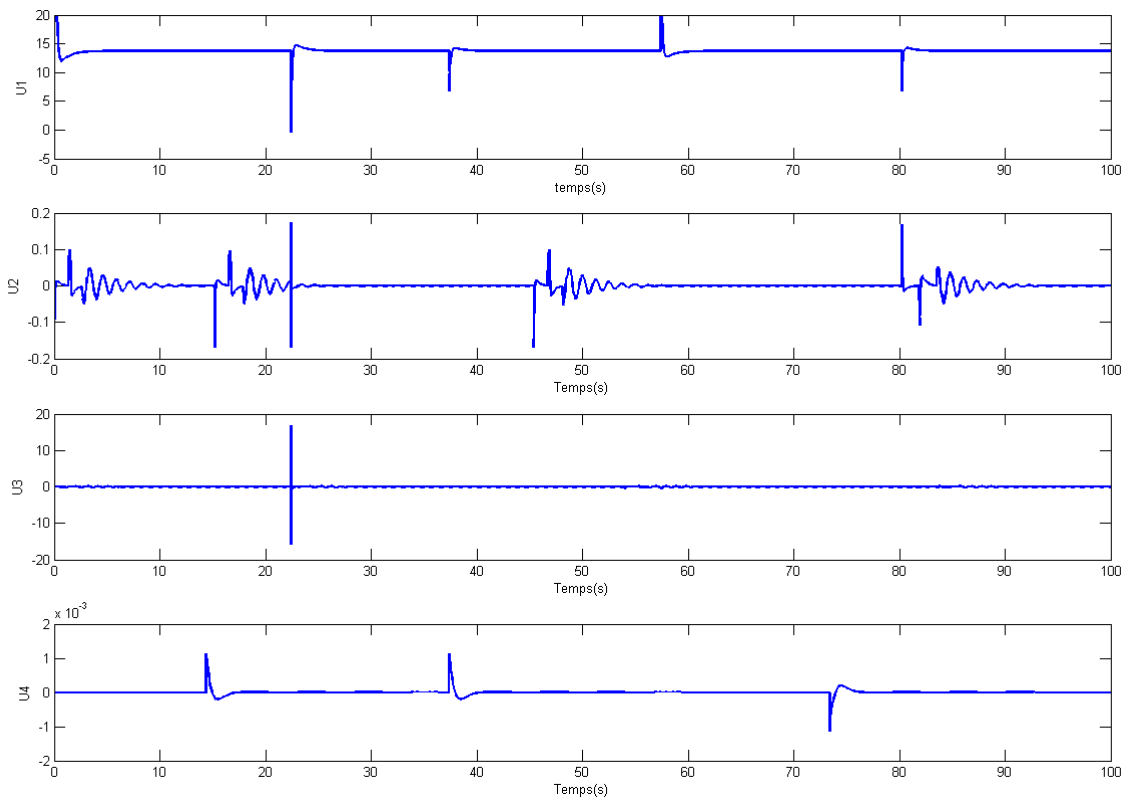


Figure 4.5. Les commande u1, u2, u3, u4.

Interprétation:

On remarque que tous les trajectoires poursuivent directement les trajectoires désirées, c'est-à-dire l'erreur entre les trajectoires réelles et désirées converge rapidement vers zéro, avec le bon choix des gains. Ainsi le drone doit effectuer un mouvement de translation et de rotation et nous avons obtenu une bonne précision de poursuite. Dans ce cas, la poursuite s'effectue sans aucun dépassement et avec un temps minimal grâce à l'action proportionnelle et dérivée.

4.4 Conclusion:

Nous avons présenté dans ce chapitre la synthèse d'un contrôleur hiérarchique, afin d'améliorer la stabilité du système. On a appliqué une approche proportionnelle dérivé PD qui assure la précision et la rapidité du système sans perturbation. Nous avons simulé le système dans MATLAB -Simulink et obtenu des résultats assez satisfaisante.

Conclusion général:

Au cours de ce projet de fin d'étude, nous avons abordé le problème de la poursuite de translation et d'attitude du véhicule aérien sans perturbation.

Ce travail décrit l'état de l'art d'un drone en général, notamment les quadri-rotor. Les différentes catégories de ce dernier, ainsi que son principe de fonctionnement, d'autre part on a modélisé le système par le formalisme d'Euler Newton.

En obtenant un modèle qui décrit le fonctionnement du quadri-rotor à base des angles d'Euler, ensuite nous sommes passées à l'identification des paramètres du système pour entreprendre la partie du contrôle.

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 sans perturbation.

Pour cela nous avons proposé une synthèse de contrôleur hiérarchique afin d'améliorer la stabilité du système.

De ce fait, nous avons appliqué un régulateur PD pour poursuivre la trajectoire désiré avec un bon choix de gain.

Finalement, les résultats de simulations obtenues montrent que la synthèse de commande hiérarchique est capable d'augmenter les performances de contrôle du drone.

Malgré la robustesse de cette commande, mais elle est difficile à appliquer dans le domaine pratique.

Perspective:

Les commandes présentée dans cette thèse s'inscrivent dans le cadre de notre MASTER, la visée de notre travail est créé des lois de contrôle pour que le drone soit capable de bien suivi les trajectoires de références, mais nous espérons au futur:

- Appliquée la commandes PD sur le quadri-rotor vue que la seul commande qui a déjà appliquée sur le drone dans l'université de Abou-bekr Belkaid de Tlemcen, c'est le PID.
- Le choix des paramètres de réglage de la commande linéaire proposée pour la stabilisation du UAV du type quadri-rotor n'est pas optimisé en état actuel. Par conséquent c'est tout à fait envisageable d'optimiser ces choix dans le but d'améliorer le comportement global du système, de renforcer la stabilité où encore d'améliorer la robustesse de la commande.
- La fusion entre les drones et l'intelligence artificielle représente la réponse à de nombreux besoins en imagerie aérienne pour des différents secteurs comme l'énergie, la construction, la sécurité, l'agriculture.
- Trouver une solution pour la faible autonomie du quadri-rotor qui représente un inconvénient majeur, étant donné qu'elle ne peut déplacer que de 16 kilomètres avant d'avoir besoin de recharger sa batterie.
- Avoir des nouvelles technologies des drones plus petits qui consommeront moins d'énergie et auront donc plus de temps de vol, tandis que les réglementations gouvernementales permettront à plus de personnes d'acquérir et d'utiliser les UAV.

Bibliography

- [1] Sara Ammari. Simulation et commande d'un drone (quadrirotor) en utilisant simulink. 2017.
- [2] ELMAHARAT Anis and LAKHDARI Raouf. *Conception et réalisation d'un mini drone*. PhD thesis, Faculté des Sciences et Technologies, 2021.
- [3] Amina BELMOUHOU and Meriem BENMOUSSA. *Commande Robuste d'un Drone Miniature à Voilures Tournantes*. PhD thesis, M. MOKHTARI Mohammed Rida, 2020.
- [4] 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.
- [5] Meroua BOUCHOUK. *Estimation de l'attitude d'un UAV à base d'observateur d'état*. PhD thesis, M. TAHOUR Ahmed, 2020.
- [6] Tamaso Bresciani. Modelling, identification and control of a quadrotor helicopter. *MSc theses*, 2008.
- [7] Vincent Dabin. *Commande d'un quadricoptère par rejet actif de perturbations*. Ecole Polytechnique, Montreal (Canada), 2018.
- [8] Damien Eynard. *Capteur de stéréovision hybride pour la navigation des drones*. PhD thesis, Amiens, 2011.
- [9] Édouard Finoki. *Commande de vol non linéaire d'un drone à voilure fixe par la méthode du backstepping*. PhD thesis, École de technologie supérieure, 2015.
- [10] 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.
- [11] 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.
- [12] Hicham Khebbache. *Tolérance aux défauts via la méthode backstepping des systèmes non linéaires: application système UAV de type quadrirotor*. PhD thesis, 2018.
- [13] mokhtari mohammed rida kihal abdenmour. *modélisation et commande d'un engine volant autonome de type quadrirotor*. PhD thesis, 2011.
- [14] Zaki Mustapa, Shakir Saat, AM Darsono, and HH Yusof. Experimental validation of an altitude control for quadcopter. *ARPN J. Eng. Appl. Sci.*, 11(6):7, 2016.
- [15] 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.

- [16] Mokhtari Mohammed Rida. Observation et commande de drones miniatures à voilures tournantes. *Université Aboubekr Belkaid Tlemcen Faculté de Technologie*, le, 22, 2015.
- [17] Emmanuel Roussel. *Contribution à la modélisation, l'identification et la commande d'un hélicoptère miniature*. PhD thesis, Strasbourg, 2017.
- [18] Chahrazed SEDINI and Nasre-Eddine CHERIGUI. *Conception et commande d'un quadrotor UAV á base d'Arduino*. PhD thesis, Université Aboubekr Belkaid Tlemcen Faculté de Technologie,, 2019.
- [19] B CHERKI Président Professeur UAB-Tlemcen and Examineur Professeur UAB-Tlemcen. Conception et commande d'un quadrotor uav à base d'arduino.

- [20] Meslouli Ismat et Riad Merwane Mesli. Réalisation et pilotage d'un drone à quatre rotors. Université Aboubekr Belkaid Tlemcen Faculté de Technologie, le, 22 juin, 2017.