



République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique



Université Amar Thelidji- Laghouat

FACULTE: DE TECHNOLOGIE
DEPARTEMENT D'ELECTRONIQUE

MEMOIRE DE MASTER

Présenté par :

DEHINA Khadidja lina

NOUIOUA Mohammed nassim

DOMAINE : Science et Technologie

FILIERE : Automatique

OPTION : Automatique et informatique industrielle

Thème

Simulation et commande d'un Drone Quadrirotor en utilisant la logique floue

Devant le jury composé de:

Nom et Prénom	Grade	Qualité
M. BELKHIRI Mohammed	Pr.	Président
M. RAHMANI Belkacem	M.C.B	Examineur
M. BENMOUIZA Khalil	M.C.A	Encadreur
M. OUBBATI Youcef	M.C.B	Co-Encadreur

Promotion : 2021/2022

Remerciements

Nous tenons à remercier Dieu tout puissant qui nous a accordé la chance de vivre ce jour pour voir le fruit de nos études et de passer ces moments de succès avec nos familles qui nous ont porté toujours au chaud de leurs cœurs, et qui ont toujours cru en nous, et nous les remerciant infiniment.

En premier lieu, nous tenons à remercier vivement le Dr. BENMOUIZA Khalil, notre promoteur, pour la confiance qu'il nous a témoignée en acceptant la direction de ce travail. Nous lui serons reconnaissants de nous avoir fait bénéficier tout au long de ce travail de sa grande compétence et de ses conseils qui nous ont accompagnés depuis la licence. Soyez assuré de notre profonde gratitude.

Nous remercions en particulier Dr. OUBBATI Youcef, d'avoir accepté de participer à l'évaluation de ce mémoire et pour tous ces conseils, encouragement et surtout sa disponibilité.

Nous tenons à témoigner toute notre reconnaissance et notre gratitude au jury composé de : Pr. BELKHIRI Mohammed pour l'honneur qu'il nous a fait en acceptant de présider ce jury. Dr. RAHMANI Belkacem examinateur de ce travail pour avoir accepté de participer au jury de ce projet de fin d'étude et pour le temps consacré à la lecture de ce mémoire.

Nous tenons à exprimer nos sincères remerciements à tous nos enseignants, collègues, amis et étudiants de l'université de Amar Telidji.

Nos remerciements s'adressent également à monsieur Mosaddak GUIBADJ, M.Tidjani BENSAID et M.RANANE pour leurs conseils, leur générosité et disponibilité.

Dédicace

En premier lieu je remercie mes parents avec qui j'ai formé un trinôme durant ces cinq dernières années. Je ne pourrai jamais leur rendre une goutte de ce qu'ils ont fait pour moi. Ils m'ont accompagné, ils ont financé toutes mes dépenses, ils m'ont donné confiance en moi, ils m'ont encouragé, ils m'ont supporté aux moments les plus difficiles dans mon parcours et le plus important ils ne cessaient de me combler d'amour. Que dieu les garde pour moi.

Je remercie aussi mes frères Hocine, Adnane et Ahmed ainsi que Ahlem, Mariem, Sihem Abderahman et sara pour tout ce qu'ils ont fait pour moi aussi bien dans mes recherches qu'au quotidien à la maison. Sans eux je ne serai pas arrivé à ce stade !

Je remercie mon remède anti-stress, ma jolie Khadidja jana pour les bons moments que nous avons passés ensemble.

A la fin je remercie toute ma famille et toutes les personnes qui ont contribué même avec un sourire ou une prière à ma réussite.

DEHINA Khadidja lina

Je dédie ce travail

A Mes très chers parents

A Ma famille

A Mes amis

NOUIOUA Mohammed Nassim

Résumé

Un véhicule aérien sans pilote ou drone est essentiellement un robot volant qui peut être contrôlé à distance ou voler de manière autonome via des plans de vol contrôlés par logiciel dans leurs systèmes intégrés, travaillant en conjonction avec des capteurs embarqués et un GPS. La modélisation, l'identification et le contrôle des drones quadcoptères sont connus comme une tâche difficile en raison de la non linéarité présentée dans leur modèle dynamique. Dans cette thèse, l'étude de la littérature dans ce domaine d'application est présentée. Le modèle du quadcoptère rigide est considéré dans la modélisation. Le formalisme Euler-Lagrange est utilisé pour obtenir le modèle dynamique du système complet. Une simulation en Matlab/Simulink a été développée sur la base de l'identification d'un quadcoptère réel. Le contrôle du quadrotor est effectué par des contrôleurs PID classiques et PID floue. Les résultats de la simulation valident cette stratégie et facilitent le schéma de contrôle.

Mots clés : quadcoptères, PID, logique floue, stabilité.

ملخص

تعتبر المركبة الجوية غير المأهولة أو الطائرة بدون طيار في الأساس روبوتًا طائرًا يمكن التحكم فيه عن بُعد أو الطيران بشكل مستقل عبر خطط طيران يتحكم فيها البرنامج في أنظمتها المتكاملة ، وتعمل جنبًا إلى جنب مع أجهزة الاستشعار الموجودة على متن الطائرة ونظام تحديد المواقع العالمي (GPS). تُعرف نمذجة الطائرات بدون طيار وتحديداتها والتحكم فيها بأنها مهمة صعبة بسبب عدم الخطية التي تظهر في نموذجها الديناميكي. في هذه الأطروحة، يتم تقديم دراسة الأدبيات في مجال التطبيق، تم أخذ نموذج كوادكوبتر الصلب في الاعتبار في النمذجة. تُستخدم شكيلات أولر-لاغرانج للحصول على النموذج الديناميكي للنظام الكامل. تم تطوير محاكاة في Matlab / Simulink بناءً على تحديد كوادكوبتر حقيقي. يتم تنفيذ التحكم الرباعي بواسطة وحدات التحكم PID التقليدية و وحدات التحكم PID الضبابية. نتائج المحاكاة تحقق من صحة هذه الاستراتيجية وتسهل مخطط التحكم.

الكلمات المفتاحية: المروحيات الرباعية ، PID ، المنطق الضبابي ، الاستقرار.

Abstract

An unmanned aerial vehicle or drone is essentially a flying robot that can be remotely controlled or fly autonomously via software-controlled flight plans in their integrated systems, working in conjunction with on-board sensors and GPS. Modeling, identification and control of quadcopter drones is known as a difficult task due to the non- linearity presented in their dynamic model. In this dissertation, the study of the literature in this field of application is presented. The model of the rigid quadcopter is considered in the modeling. The Euler- Lagrange formalism is used to obtain the dynamic model of the complete system. A simulation in Matlab/Simulink was developed based on the identification of a real quadcopter. The control of the quadrotor is done by conventional PID and Fuzzy PID controllers. The Simulation results validate this strategy and facilitate the control scheme.

Key-words : quadcopters , PID , Fuzzy logic , stability

Table des matières

liste des figures	x i
liste des tableaux	x ii
liste des symboles	x iii
liste des abreviation	x iv
introduction générale	1
1 Généralités sur les drones	3
1.1 Introduction	3
1.2 Définitions	3
1.3 Histoire des drones	4
1.3.1 Les ballons d’Autrichiens	4
1.3.2 Le cerf-volant	5
1.3.3 Pendant la Première Guerre mondiale	5
1.3.4 La guerre froide	7
1.3.5 La guerre du Vietnam	8
1.4 Classification des drones	8
1.4.1 Classification selon la taille	9
1.4.1.1 HALE (Haute Altitude Longue Endurance)	9
1.4.1.2 MALE (Moyenne Altitude Longue Endurance)	10
1.4.1.3 Mini-drones	10
1.4.1.4 Micro-drones	11
1.4.2 Classification selon le mode de propulsion	11
1.4.2.1 Drones à voilures fixes	11
1.4.2.2 Drones à voilures battantes	12

1.4.2.3	Drones à voilures tournantes	12
1.5	Quadcoptère	15
1.5.1	Historique des quadrotors	16
1.5.2	Principe de fonctionnement du quadrirotor	18
1.6	Construction de quadrirotor	19
1.6.1	Châssis de drones	19
1.6.2	La motorisation	20
1.7	Contrôleurs Pixhawk	23
1.7.1	Introduction	23
1.7.2	Interfaces	24
1.7.2.1	Disposition des interfaces	24
1.8	Autre composantes	24
1.8.1	Les capteurs	24
1.8.2	Localisation par le GPS	25
1.8.3	La centrale inertielle	25
1.9	Conclusion	25
2	Modélisation et commande des quadcoptères	26
2.1	Introduction	26
2.2	Modélisation mathématique du quadcoptère	26
2.2.1	Repère	27
2.2.1.1	Angles de lacet, de tangage et de roulis	27
2.2.2	Cinématique	28
2.2.3	Accélération	29
2.2.3.1	Équations de Newton-Euler	29
2.2.4	Physique	31
2.2.4.1	Moteurs	31
2.2.4.2	Effets aérodynamiques	35
2.3	Système de contrôle	36
2.3.1	Système de contrôle en boucle ouverte	36
2.3.2	Système de contrôle en boucle fermée	36
2.4	Comparaison des algorithmes de contrôle	36
2.5	Commande par régulation PID	37
2.5.1	Principe	38
2.5.1.1	Action proportionnelle	38

2.5.1.2	Action intégrale	38
2.5.1.3	Action dérivée	39
2.5.1.4	Action proportionnelle-intégrale-dérivée (PID)	39
2.5.2	Réglage des coefficients d'un PID	40
2.5.3	Structure du régulateur PID	40
2.5.4	Avantages et inconvénients du régulateur PID	40
2.6	Introduction à la logique floue	41
2.7	Historique	41
2.8	Principe	42
2.8.1	Univers de discours	42
2.8.2	Fonctions d'appartenances	42
2.8.3	Operateurs flous	43
2.8.4	Règles d'inférences floues	43
2.8.4.1	La fuzzification	44
2.8.4.2	L'inférence et règles floue	44
2.8.4.3	Défuzzification	45
2.9	Avantage et désavantage du régulateur par la logique floue	46
2.9.1	Les avantages	46
2.9.2	Les inconvénients	46
2.10	Conclusion	47
3	Résultats des simulations et discussions	48
3.1	Intoduction	48
3.2	Résultats	48
3.3	Conclusion	65
	Conclusion générale	66

Table des figures

1.1	Les ballons "bombes".	4
1.2	torpille aérienne de Kettering (a), standard E-1 (b)	5
1.3	RP-1 de Denny (a), Denny RP-4 series (b), Dennymite Radioplane (c). . .	6
1.4	Curtiss N2C-2 (a), Culver PQ-8 (b), PQ-14 (c).	7
1.5	Avion espion U-2 (a), RB-47 de reconnaissance (b).	7
1.6	AQM-35 (a), Ryan Firebee (b), Ryan 147 (c), Lockheed D-21 (d).	8
1.7	(a)Le Global hawk, (b) Le Neuron, (c)Le X-45	9
1.8	(a)Le Sperwer, (b) L'Aérostar	10
1.9	(a)Le Predator, (b) L'Eagle 1	10
1.10	(a)Le Hovereye, (b) Le Dragon Eye	11
1.11	Le PicoFlyer (ProxyFlyer)	11
1.12	Le dirigeable	12
1.13	La libellule artificielle	12
1.14	L'avion 3D	13
1.15	L'hélicoptère classique	13
1.16	(a)Le Trirotor, (b)Le Vectron, (c)L'hélicoptère	14
1.17	Le Quadrirotor	15
1.18	Sens de rotation des rotors [9].	16
1.19	Gyroplane Breguet-Richet	16
1.20	Quad-coptère de Bothezat	17
1.21	Appareille n°2 d'Oehmichen	17
1.22	Prototype volant du Parrot AR. Drone (à gauche). Décollage de Parrot AR. Drone 2.0, Nevada, 2012 (à droite).	18
1.23	Structure générale du quadrirotor [9].	19
1.24	Construction de quadrirotor	19
1.25	Châssis quadrotor F330 [11,10].	20

1.26	Brushless DC Motor [11,18]	21
1.27	Hélices 1047 [11,19]	22
1.28	Batterie e du type Lithium-ion polymère (Li-Po) [11].	22
1.29	ESC 30A. [18]	23
1.30	Pixhawk	24
2.1	Les cadres inertiel et corporel d'un quadcoptère	27
2.2	Structure de commande par PID [29]	38
2.3	Schéma synoptique de commande par PID [29]	39
2.4	Types de fonctions d'appartenance [31].	43
2.5	Architecture interne d'un contrôleur flou [31,33].	44
3.1	Schéma-bloc Simulink du schéma de commande du quadcoptère	49
3.2	Schéma fonctionnel du scénario donné	49
3.3	Scénario donné utilisé pour la simulation	50
3.4	le schéma fonctionnel des contrôleurs PID.	50
3.5	Bloc diagramme des parties mécaniques du quadcoptère	51
3.6	Bloc diagramme des parties mécaniques des moteurs	51
3.7	Résultats de la comparaison entre la référence donnée et la réponse du quadcoptère pour l'altitude, le tangage, le roulis et le lacet pour différents gains P.	54
3.8	Résultats de la comparaison entre la référence donnée et la réponse du quadcoptère pour l'altitude, le tangage, le roulis et le lacet pour différents gains D.	56
3.9	Résultats de la comparaison entre la référence donnée et la réponse du quadcoptère pour l'altitude, le tangage, le roulis et le lacet pour différents gains I.	58
3.10	Résultats de la comparaison entre la référence donnée et la réponse du quadcoptère pour l'altitude, le tangage, le roulis et le lacet pour les meilleurs gains PID.	60
3.11	Résultats de la comparaison entre la référence donnée et la réponse du quadcoptère pour l'altitude, le tangage, le roulis et le lacet en utilisant un contrôleur à logique floue.	62

3.12 Résultats de la comparaison entre la référence donnée et la réponse du quadcoptère pour l'altitude, le tangage, le roulis et le lacet en utilisant les meilleures valeurs des contrôleurs PID et PID flou.	64
---	----

Liste des tableaux

2.1	Méthodes de contrôle des quadcoptères[26].	37
2.2	Effets des coefficients d'un PID [29,27]	40
2.3	Description de la différent méthode d'inférence [18].	45
3.1	Gains PID (Cas 1)	52
3.2	Gains PID (Cas 2)	52
3.3	Gains PID (Cas 3)	52

Liste des symboles

- η : les trois angles d'Euler
 θ : l'angle de tangage θ détermine la rotation du quadcoptère autour de l'axe(y)
 ϕ : l'angle de roulis ϕ détermine la rotation autour de l'axe(x)
 ψ : l'angle de lacet autour de l'axe (z)
 q : le vecteur q contient les vecteurs de position linéaire et les vecteurs de position angulaire
 V_B : les vitesses angulaires par(v)
 τ : couple moteur ;
 I : courant d'entrée ;
 I_O : courant à vide ;
 k_t : constante de couplet
 V : chute de tension aux bornes du moteur ;
 R_m : résistance moteur ;
 ω : vitesse angulaire des moteurs ;
 k_v : constante de RMF générée par RPM .
 v_h : la vitesse de l'air en vol stationnaire
 ρ : la masse volumique de l'air ambiant
 A : surface balayée par le rotor
 ω : la vitesse angulaire de l'hélice,
 R : le rayon de l'hélice,
 B : une constante de dimension appropriée.
 I_M : le moment d'inertie autour de l'axe(z) du moteur

Liste des abreviations

- UAV : Véhicules aériens sans pilote (Unmanned Aerial Vehicle)
- UAS : Système aérien non piloté (Unmanned Aerial System)
- RPA : Avions pilotés à distance (Remotely Piloted Aircraft)
- MALE : Moyenne Altitude Longue Endurance
- HALE : Haute Altitude Longue Endurance
- DDL : Degrés De Liberté -BLDC : Courant direct sans balais (Brushless Direct Current)
- ESC : Electronic speed controller
- GPS : système de positionnement général (Global Positioning System)
- PID : Proportionnelle - Intégrale – Dérivée

Introduction générale

La robotique bénéficie actuellement d'un statut économique, politique ou technologique favorable. Ceci est en partie visible avec l'apparition récente d'avions sans pilote, appelés drones, dans le domaine civil.

Les plus connus sont les véhicules Ying. Le terme "drone" est plus général et peut désigner des robots marins, sous-marins, terrestres, etc.

L'une des premières apparitions médiatisées de ces véhicules sans pilote a été l'utilisation massive de ces plateformes aériennes lors de missions militaires [1]. Depuis, et notamment suite à l'évolution technologique des batteries vers une autonomie accrue, les plateformes électriques de type quadcoptères ont émergé [2-4].

Plusieurs entreprises mondiales ont rapidement démocratisé ces robots en les proposant comme des jouets peu coûteux. Un véritable marché s'est alors ouvert tant et si bien que les professionnels de divers métiers (agriculture, génie civil, forces de l'ordre, remen, réseaux ferroviaires, cinéma, etc) [5,6].

Les engins téléguidés se déclinent en plusieurs catégories, allant de quelques grammes à plusieurs kilos, voire plusieurs tonnes pour les véhicules militaires. L'évolution technologique de ces machines tend vers l'automatisation des mouvements et le développement de la perception de l'environnement par le biais de caméras, caméras stéréoscopiques, lidars, GPS, baromètres. De nombreux systèmes d'assistance sont déjà disponibles pour le grand public : décollage et atterrissage automatiques, déplacement par "waypoint", suivi de cible, cartographie...

Les projets de recherche vont encore plus loin en développant des algorithmes permettant de contrôler une ossature de drones en formation, de répartir une charge entre plusieurs véhicules, de cartographier et de localiser dans un environnement dépourvu de signal GPS, d'explorer de manière autonome des bâtiments, etc.

L'objectif était d'aboutir à la réalisation de systèmes robotiques autonomes, capables de s'orienter dans un espace clos et de reconnaître des objets, et de créer une cartographie accompagnée d'annotations sémantiques d'un espace inconnu. Pour cela, il faut être capable de développer et de maîtriser l'ensemble du système, c'est-à-dire de l'architecture

mécanique et matérielle aux logiciels interconnectés, la reconstruction 3D, l'évitement d'obstacles, la reconnaissance d'objets, la planification de trajectoires, les stratégies d'exploration, etc.

Dans ce mémoire, un aperçu complet des quadcoptères est donné. L'objectif principal de ce travail se divise en trois parties essentielles, à savoir : la modélisation mathématique afin de comprendre la dynamique des quadcoptères basée sur les positions, les vitesses et les accélérations en tenant compte du poids et du design des quadcoptères sans oublier les effets aérodynamiques. Une deuxième partie consiste à présenter deux schémas de contrôle afin de stabiliser le mouvement des quadcoptères en utilisant des contrôleurs PID classiques et PID flou, et une dernière partie traite des résultats de simulation de la stabilité en utilisant des contrôleurs PID et PID flou.

Le chapitre 1 présente une description du principe de fonctionnement des drones quadrotors. Leur historique, leurs types et leurs catégories sont également présentés.

Dans le chapitre 2, une modélisation mathématique complète du quadcoptère est expliquée, allant des positions aux modèles cinématiques et dynamiques afin de connaître les relations entre les poussées des différents moteurs et les accélérations angulaires, afin d'être établies et testées à des fins de stabilisation. En outre, le contexte théorique des PID et PID flou utilisés est également donné.

Dans le chapitre 3 Les résultats de la simulation de la stabilité du quadcoptère sont discutés, basés sur deux contrôleurs, proportionnel intégral dérivé (PID) et PID flou. Les résultats sont testés en simulation à l'aide de Matlab/Simulink. Le choix des valeurs optimales de PID est discuté.

A la fin de ce travail, une conclusion générale est donnée ainsi que quelques recommandations pour le travail actuel et les développements futurs.

Chapitre 1

Généralités sur les drones

1.1 Introduction

Un drone signifie véhicules aériens sans pilote, mais peut également être appelé UAV. Ils peuvent être contrôlés par matériel ou logiciel et peuvent voler sans fil à l'aide d'un contrôleur pour accomplir diverses tâches. Ils sont utilisés là où l'utilisation d'avions ou d'hélicoptères serait trop coûteuse ou risquée. Les capacités et les rôles des véhicules aériens sans pilote (UAV) évoluent, tout comme leurs applications. Le drone lui-même est divisé en deux parties qui sont la plate-forme de base et l'équipement qui lui est attaché qui est la charge utile. Le drone, qui est la plate-forme volante, peut être adapté à différents objectifs. Ces objectifs peuvent être atteints en combinaison avec une charge utile spécifique adaptée à cette charge. Dans ce chapitre, nous donnerons un aperçu complet des drones ainsi que de leur fonctionnement principal [7].

1.2 Définitions

Le mot drone est un terme militaire d'origine anglaise qui désigne le faux bourdon (mâle de l'abeille), appelé aussi « UAV » (pour « Unmanned Aerial Vehicle », soit « véhicule aérien sans pilote » ou « UAS » pour « Unmanned Aerial System », soit « système d'aéronef(s) sans pilote(s) ». L'organisation de l'aviation civile internationale a quant à elle retenu l'appellation « RPA » (pour « Remotely Piloted Aircraft », soit « avion piloté à distance » [8].

Un UAV (Unmanned Aerial Vehicle) est un aéronef inhabité qui utilise les forces aérodynamiques pour produire un vol vertical. Il peut être piloté à distance, autonome ou

semi-autonome. Il est susceptible d'emporter différentes charges utiles, le rendant capable d'effectuer des tâches spécifiques, pendant une durée de vol qui peut varier en fonction de ses capacités. Son utilisation a d'abord été connue dans les applications militaires, comme la surveillance et la reconnaissance et comme plateforme de désignation de cible ou comme arme. Puis, plusieurs applications civiles sont devenues concurrentes, notamment dans l'observation des phénomènes naturels (Avalanches, volcans...), la pulvérisation des pesticides sur les surfaces agricoles, la surveillance de l'environnement (exemple : mesures de la pollution) et des réseaux routiers, la maintenance des infrastructures...etc. Aujourd'hui, plusieurs modèles des drones sont disponibles suivant leurs domaines d'application et la mission accordée. Parmi ces modèles, il y a les drones à ailes fixes, les drones à ailes battantes et les aéronefs à décollage et atterrissage vertical (à voilures tournantes) 'VTOL' : Vertical Take off and Landing [8,9,10].

1.3 Histoire des drones

Les lourdes pertes humaines et matérielles subies durant la Première et la Seconde Guerre mondiale par les deux antagonistes furent l'origine de l'idée d'engins volant sans pilote, mais l'histoire des drones débuta bien avant.

1.3.1 Les ballons d'Autrichiens

le 22 août 1849 fût le premier usage enregistré d'un véhicule aérien non piloté pour warfighting quand les Autrichiens attaquèrent l'Italie « ville de Venise » avec des ballons non pilotés chargés des explosifs (Figure 1.1).



FIGURE 1.1 – Les ballons "bombes".

1.3.2 Le cerf-volant

En 1883, Douglas Archibald attachait un anémomètre à un cerf-volant et réussit à mesurer la vitesse du vent à des altitudes de 400 m. Quelques années plus tard Arthur Batut équipa un cerf-volant d'un appareil photo et réussit à prendre une photo, ce qui a donné naissance des premiers engins volant pour la surveillance et la détection.

1.3.3 Pendant la Première Guerre mondiale

Le premier avion sans pilote, destiné à l'utilisation en tant que « torpille aérienne » ou ce qui serait maintenant appelé des « missiles de croisière », a été construit pendant la Première Guerre mondiale. Le 12 septembre 1916, un avion automatique de Hewitt-Sperry, autrement connu comme « bombe de vol » fit son premier vol, démontrant le concept d'un avion non piloté. Plus tard, en novembre 1917, l'avion automatique vola pour des représentants de l'armée des USA. Ceci a mené l'armée à commissionner un projet pour construire « une torpille aérienne » ayant pour résultat Bogue de Kettering (Figure 1.2.(a)) télécommandées par télégraphie sans fil et embarquant un gyroscope, qui vola la première fois en 1918, mais ce type d'avions n'a jamais été opérationnel sur le terrain. Après WW1, trois E-1 standard (Figure 1.2.(B)) ont été convertis comme bourdons [8].



FIGURE 1.2 – torpille aérienne de Kettering (a), standard E-1 (b)

En 1916, au Royaume-Uni, fut conçu l'Aerial Target, un projet d'avion-cible, par l'ingénieur Archibald Low. En 1917, aux États-Unis, le projet Hewitt-Sperry automatic airplane des ingénieurs Elmer Ambrose Sperry, Lawrence Sperry et Peter Cooper Hewitt se développent. En France, le 2 juillet 1917 le pilote Max Boucher, fait voler un avion Voisin « sans l'intervention de l'homme » sur 1 km. Au début de l'année 1918, Georges Clemenceau, président de la Commission sénatoriale de l'Armée, lance un projet d'avions sans pilotes. Le capitaine Boucher améliore son système de pilotage automatique et le 14

septembre, il fait voler pendant 51 min sur un parcours de 100 km un avion Voisin BN3.

Avant et pendant la Seconde Guerre mondiale : le premier drone français stricto sensu a été conçu, réalisé et expérimenté dès 1923 à Étampes par l'ingénieur Maurice Percheron et le capitaine Max Boucher ; mais l'armée française ne trouva pas encore d'intérêt à cette nouvelle technologie ensuite des prototypes d'avions-cibles autonomes furent construits dans les années 1934-1938 au Royaume-Uni et aux États-Unis d'Amérique où le Radioplane OQ-2, qui était d'abord un jouet prenant la forme d'avion de taille réduite télépiloté, fut construit à plusieurs exemplaires avant de susciter l'intérêt de l'armée américaine. La première production à grande échelle était le produit de Reginald Denny. Il servait avec les Anglais pendant la Première Guerre mondiale, il poursuivait son intérêt sur commande par radio d'avion modèle dans les années 30 aux États-Unis. En 1935, il démontra un bourdon de cible de prototype RP-1 (Figure 1.3.(a)) à l'armée des USA. En 1938, il commença le marketing aux amateurs en tant que Dennymite (Figure 1.3.(c)), et aux militaires avec son RP-2, et après des modifications en tant que RP-3 et RP-4 (Figure 1.3.(b)) en 1939. En 1940, Denny et ses associés ont fabriqué à l'armée leur RP-4 commandé par radio, qui est devenu OQ-2 Radioplane. Ils ont pu fabriquer presque quinze mille engins pour l'armée pendant la Deuxième Guerre mondiale [8].



FIGURE 1.3 – RP-1 de Denny (a), Denny RP-4 series (b), Dennymite Radioplane (c).

La marine des USA participait avec le Curtiss le « N2C-2 » en 1937 (Figure 1.4.(a)) et pendant la guerre, les armées de l'air des USA (USAAF) acquerraient des centaines de drones de cible de Culver « PQ-8 » (Figure 1.4.(b)), et des milliers dérivés améliorés de Culver PQ-8 au « PQ- 14 » (Figure 1.4.(c)). Les États-Unis ont également utilisé l'avion, y compris les bombardiers B-17 et B-24 modifiés pour le combat sur une petite échelle pendant la Deuxième Guerre mondiale en tant que torpilles aériennes.



FIGURE 1.4 – Curtiss N2C-2 (a), Culver PQ-8 (b), PQ-14 (c).

L'armée allemande à son tour développa à partir de 1938 des recherches sur des vecteurs guidés à distance et prenant la forme de bombes planantes antinavires, de bombes antichar radioguidées et surtout de véhicules à chenilles filoguidés et en 1943 le Goliath fut opérationnel, d'après le prototype confisqué à Adolphe Kégresse.

1.3.4 La guerre froide

Le premier événement majeur pour le développement le plus intensif des drones eut lieu le 1er mai 1960. Un avion espion U-2 (Figure 1.5.(a)) de l'armée américaine, fut abattu par l'armée soviétique lors de sa mission de photographie dans l'espace aérien de l'URSS et son pilote fut capturé ensuite le 1er juillet de la même année, un RB-47 (Figure 1.5.(b)) de reconnaissance, fut aussi abattu par les Soviétiques en survolant les frontières de l'union soviétique. Ces événements parmi d'autres ont poussé plus qu'avant le monde à l'idée de remplacer les avions-espions par des drones ou des satellites. L'URSS a également développé un certain nombre de drones de reconnaissance pendant la guerre froide, bien que tout fut masqué et gardé secret, les détails de ces avions sont peu clairs et contradictoire.



(a)



(b)

FIGURE 1.5 – Avion espion U-2 (a), RB-47 de reconnaissance (b).

1.3.5 La guerre du Vietnam

En 1962 la société « Ryan Aeronautical » modifia ses drones de cibles BQM-34 en drones de reconnaissance AQM-34 et 35 (Figure 1.6.(a)). Une série de ces engins de reconnaissance dérivés du Firebee (Figure 1.6.(b)), furent employées par les USA pour espionner Le Vietnam, La Chine, et La Corée du Nord entre les années 60 et 70. Durant cette période, les Américains développaient d'autres drones, à longue portée de reconnaissance et plus spécialisés dans le domaine tel que le Ryan « model 147 » (Figure 1.6.(c)), et Lockheed « D-21 » (Figure 1.6.(d)) [8].

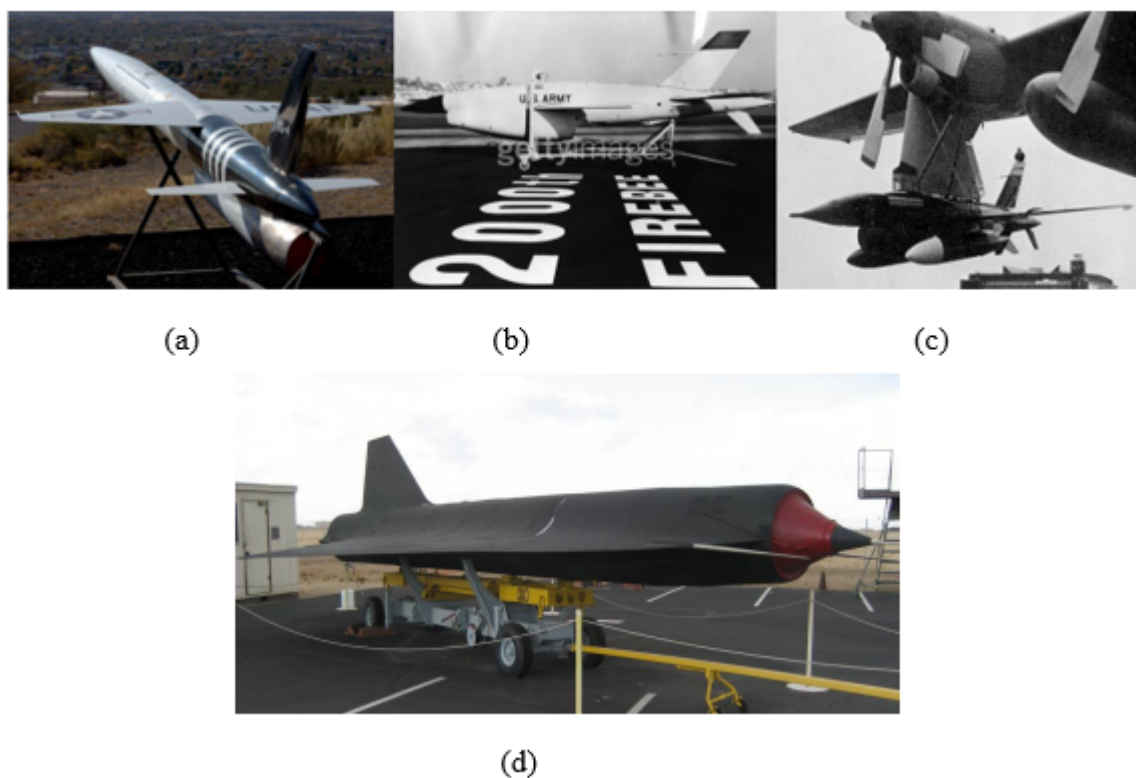


FIGURE 1.6 – AQM-35 (a), Ryan Firebee (b), Ryan 147 (c), Lockheed D-21 (d).

1.4 Classification des drones

La classification des systèmes aériens est difficile, car il existe de nombreux types de drones aériens partant du nano drone de quelques grammes jusqu'au drone lourd capable d'effectuer des missions de plus de 24 heures à plusieurs milliers de kilomètres de sa base.

Cependant, les véhicules autonomes peuvent être classés en plusieurs catégories selon : l'altitude de croisière, le rayon d'action, l'endurance, la taille (longueur, envergure, etc.) ou encore leur voilure (fixe, tournante ou battante)[4]. Nous présentons une classification générale des drones selon la taille et le mode de propulsion.

1.4.1 Classification selon la taille

On distingue quatre types : MALE, HALE, les MINI drones et les micros drones.

1.4.1.1 HALE (Haute Altitude Longue Endurance)

Ce sont des drones de grande taille, le plus souvent à voilure fixe. Ils sont capables de rester très longtemps en vol et de collecter des informations sur de très longues périodes (12 à 48 heures). Tels que le Global Hawk (Northrop Gumman) (Figure 1.7.(a)), de la taille d'un avion de ligne et volants à des altitudes pouvant atteindre 20km pour un rayon d'action de plusieurs milliers de kilomètres. Les drones de combat (UCAV Unmanned Combat Air Vehicles), tels que le Neuron (Figure 1.7.(b)) ou le X-45 (Boeing) (Figure 1.7.(c)), conçus pour des missions d'attaque[11,12].



FIGURE 1.7 – (a)Le Global hawk, (b) Le Neuron, (c)Le X-45

Les drones tactiques, tels que le Sperwer (SAGEM) (Figure 1.8.(a)) ou l'Aerostar (Aeronautics Defense Systems), (Figure 1.8.(b)) utilisés pour des missions de reconnaissance ou de supervision du champ de bataille et volant à une altitude comprise entre 200 m et 5 km, pour un rayon d'action de 30 à 500 km.



FIGURE 1.8 – (a)Le Sperwer, (b) L'Aérostar

1.4.1.2 MALE (Moyenne Altitude Langue Endurance

Ils sont utilisés pour des vols de longue durée à moyenne altitude opérationnelle, ayant une grande autonomie. Tel que l'Eagle 1 (EADS) (Figure 1.9.(a)) ou le Predator (General Atomics)

(Figure 1.9.(b)), d'envergure de l'ordre d'une dizaine de mètres et volants à des altitudes comprises entre 5 km et 12 km pour un rayon d'action allant jusqu'à 1000 km [13].



FIGURE 1.9 – (a)Le Predator, (b) L'Eagle 1

1.4.1.3 Mini-drones

Ce sont des drones plutôt légers et de taille réduite (jusqu'à quelques kilogrammes et d'une envergure jusqu'à 1 à 2 mètres) facilitant la mise en œuvre d'une autonomie relativement faible (de 10 à 30 minutes) et généralement utilisée pour l'observation de zones difficiles d'accès. Tel que le Hovereye (Bertin Technologies) (Figure 1.10.(a)) ou le Dragon Eye (AeroVironment) (Figure 1.10.(b)) dont la dimension maximale n'excède pas le mètre.



FIGURE 1.10 – (a)Le Hovereye, (b) Le Dragon Eye

1.4.1.4 Micro-drones

Ce sont des drones ayant des tailles variantes du centimètre à quelques dizaines de centimètres. Généralement propulsés électriquement. Ainsi, ils permettent de faire des vols à l'intérieur. Tel que le PicoFlyer (Proxyflyer) (Figure 1.11), dont la dimension maximale n'excède pas 15 cm.



FIGURE 1.11 – Le PicoFlyer (ProxyFlyer)

1.4.2 Classification selon le mode de propulsion

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

1.4.2.1 Drones à voilures fixes

Ce sont des drones utilisant des ailes fixes dans leur mode de déplacement, ils peuvent être : Plus lourds que l'air : type avion ou plus léger que l'air : type dirigeable (Figure 1.12) qui utilise de l'hélium pour générer une poussée verticale et des rotors pour générer

des couples. Ayant un volume important, il se déplace lentement et est relativement plus sensible au vent [11,12,8].



FIGURE 1.12 – Le dirigeable

Mais les dirigeables ont l'avantage d'être stables et d'avoir des vibrations mécaniques moindres.

1.4.2.2 Drones à voilures battantes

Les ailes battantes constituent un système de propulsion alternative pour les minis et micro-aéronefs, les battements d'ailes reproduisent le vol des oiseaux ou des insectes de plus en plus fidèlement. En France le laboratoire Femto de Besançon et la Société Silmach travaillent sur un projet de libellule artificielle d'une centaine de grammes (Figure 1.13).

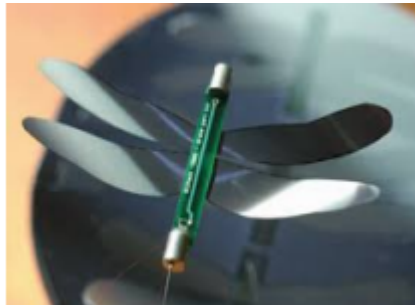


FIGURE 1.13 – La libellule artificielle

1.4.2.3 Drones à voilures tournantes

Ce type se subdivise en plusieurs sous-classes :

- **Configuration ayant un seul rotor**

Dans cette configuration, nous trouvons essentiellement les avions appelés 3D (Fi-

gure 1.14). Ces avions ont un seul moteur comme actionneur principal, suffisamment puissant pour décoller verticalement et des ailerons d'une grande surface pour assurer des couples de commandes suffisamment grands afin que l'appareil soit facile à piloter.



FIGURE 1.14 – L'avion 3D

Ils se développent de plus en plus et ils ont l'avantage de pouvoir voler comme un avion normal, ce qui donne la possibilité de se déplacer rapidement et de manière très économique en termes d'énergie.

● Configuration Ayant deux rotors

Dans ce type de configuration, nous pouvons distinguer ceux qui utilisent un ou deux plateaux cycliques et ceux qui utilisent des pales à pas fixe. Parmi ceux qui utilisent des plateaux cycliques, nous avons l'hélicoptère classique avec un rotor principal et un rotor de queue (Figure 1.15). Dans cette catégorie, nous pouvons citer aussi l'hélicoptère en tandem qui possède deux rotors qui tournent en contre-sens, mais dans des axes différents. En ce qui concerne des appareils sans plateaux cycliques, il est clair qu'avec seulement deux rotors on ne peut pas générer une force et trois couples indépendants. Il faut donc ajouter soit des ailerons, soit des mécanismes pour faire pivoter les rotors [11,12].



FIGURE 1.15 – L'hélicoptère classique

● Configuration Ayant trois rotors

Dans cette catégorie nous trouvons le tricopter (Figure 1.16.(a)), le vectron (Figure 1.16.(b)) et l'hélicoptère autostable (Figure 1.16.(c)). Le tri-rotor est constitué de deux rotors à l'avant qui tournent dans des sens opposés et un rotor à l'arrière avec orientation réglable. Le fonctionnement est similaire à celui d'un quadrirotor, mais la performance en vol n'est pas aussi satisfaisante. Le vectron est constitué de trois rotors qui tournent dans le même sens, le corps circulaire de l'appareil tourne par conséquent dans le sens contraire, les vitesses des moteurs sont variées à des instants très précis de manière à obtenir des couples de tangage et de roulis. L'hélicoptère autostable (blade-runner) a été inventé récemment par un Norvégien, il est constitué de deux rotors à pas fixe qui sont montés sur le même axe et qui tournent dans des sens opposés.



FIGURE 1.16 – (a)Le Trirotor, (b)Le Vectron, (c)L'hélicoptère

Un petit rotor de queue permet d'obtenir le couple de tangage. Cet hélicoptère a la propriété d'être stable grâce au fait qu'il existe une articulation entre les pales du rotor principal et l'axe du rotor. Étant donné son mode de fonctionnement, cet appareil peut être utilisé uniquement en intérieur.

● Configuration Ayant quatre rotors

Le quadrirotor est un aéronef soulevé et propulsé par quatre rotors (Figure 1.17). Comme son nom l'indique, il se compose de quatre moteurs situés aux extrémités d'une armature.



FIGURE 1.17 – Le Quadrirotor

Son mouvement est contrôlé par la variation de vitesse de chaque rotor pour changer la force de portance et le couple, crée par chacun. Deux rotors du même axe tournent dans le sens horaire ; alors que les deux autres tournent dans le sens antihoraire pour compenser le couple crée par les rotors sur l'armature. En considérant que les quatre moteurs tournent à la même vitesse et que tous les éléments sont identiques (hélices, dimensions, équilibre des masses), les couples de rotation générés par une paire de moteurs du même axe s'annulent. Donc, le quadrirotor est théoriquement en vol stationnaire (stable sur ses 3 axes). Il existe aussi une version de X4 dans laquelle tous les rotors tournent dans le même sens ou deux rotors sont inclinés par rapport à l'horizontale de manière à créer un couple de lacet. L'inclinaison peut être fixe ou variable et permet de commander la rotation autour de l'axe Z [11,12,8].

1.5 Quadcoptère

Un quadrirotor est un drone à voilure tournante composé de quatre rotors (Figure 1.18). Il est constitué de quatre pales à pas fixe accouplées à des moteurs à courant continu. Les quadrirotor utilisent deux paires d'hélices à pas fixe identiques, deux dans le sens des aiguilles d'une montre (CW) et deux dans le sens inverse (CCW). Pour diriger l'appareil, les rotors tournant dans le même sens doivent être placés l'un en face de l'autre [14].

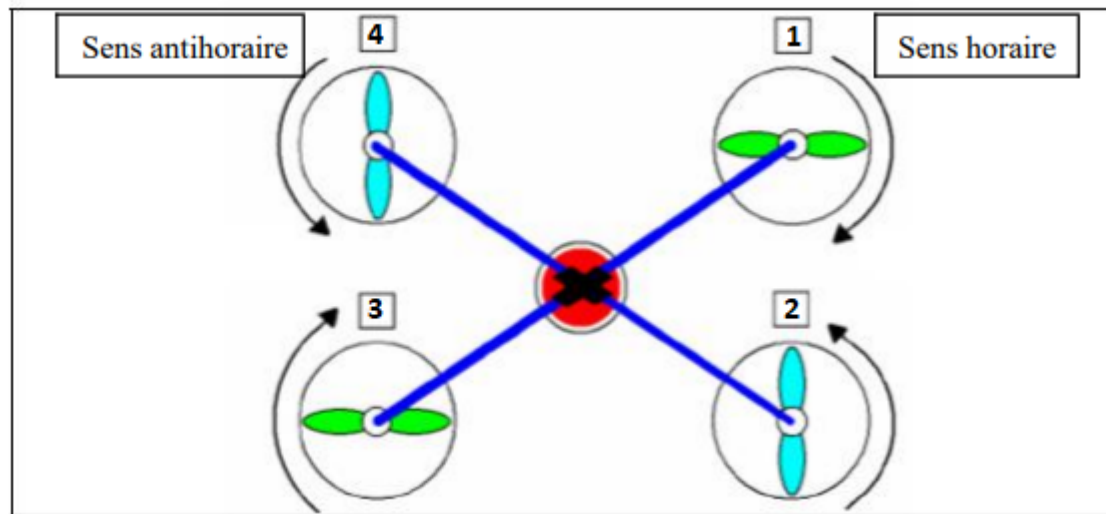


FIGURE 1.18 – Sens de rotation des rotors [9].

1.5.1 Historique des quadrotors

En 1907, la société Breguet développe le gyroplane Breguet-Richet (Figure 1.19); le premier quadrirotor qui a vu le jour. Il n'a pas pu décoller qu'à 60 cm du sol et quatre hommes maintenaient sa structure.



FIGURE 1.19 – Gyroplane Breguet-Richet

En janvier 1921, George de Bothezat, l'Américain d'origine russe, est la première personne qui a réussi à faire voler un quadrirotor (Figure 1.20). En décembre 1922, il exécute avec succès un vol de 1 min 42 s à 1,8 m du sol. Le 19 janvier 1923, l'appareil emporte deux personnes à 1,2m du sol [15].

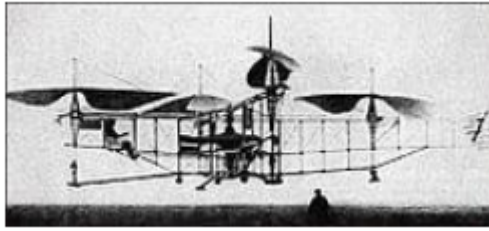


FIGURE 1.20 – Quad-coptère de Bothezat

En 1924, le Français Étienne Oehmichen présente un quadrirotor monte une altitude de plus de dix mètres et fait une boucle complète sur un kilomètre en 7 minutes et 40 secondes. Le type n°2 du quadrirotor d'Oehmichen (Figure 1.21) est doté de huit hélices de direction.

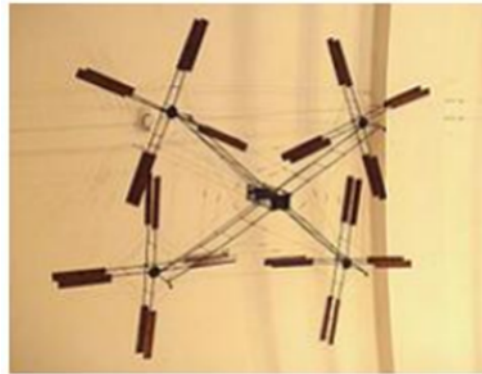


FIGURE 1.21 – Appareille n°2 d'Oehmichen

En janvier 2016, la société chinoise Ehang présente un quadrirotor qui peut transporter une personne de 100 kg, à 500 mètres d'altitude. Aujourd'hui, les recherches sur les quadrirotors se poursuivent. Certains programmes actuels incluent : le concept Bell Boeing Quad TiltRotor de Bell va plus loin dans le concept du quadricoptère fixe en le combinant avec le concept du rotor pendulaire pour un transport militaire de taille C-130 proposé. AeroQuad et ArduCopter sont des projets de logiciels et de matériel open-source basés sur Arduino pour la construction de quadricoptères. Parrot AR. Drone (Figure 1.22) est un petit quadricoptère radiocommandé, équipé de caméras, construit par Parrot SA, conçu pour être contrôlé par un smartphone ou une tablette [9].

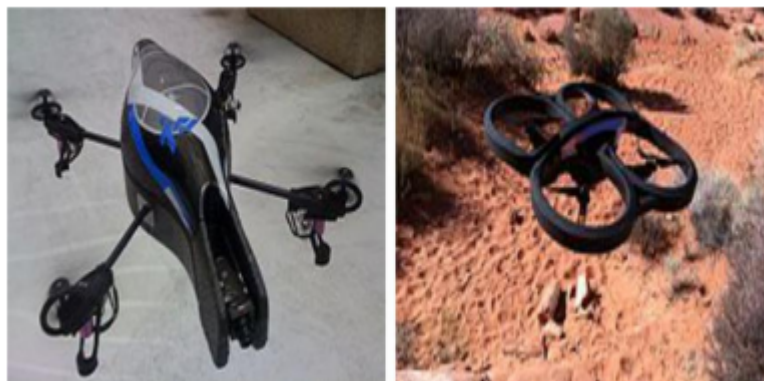


FIGURE 1.22 – Prototype volant du Parrot AR. Drone (à gauche). Décollage de Parrot AR. Drone 2.0, Nevada, 2012 (à droite).

1.5.2 Principe de fonctionnement du quadrirotor

Le quadrirotor comporte quatre rotors définis dans l'espace par six Degrés De Liberté (DDL), trois mouvements de rotation et trois mouvements de translation. Les quatre rotors sont généralement placés aux extrémités d'une croix, et l'électronique de commande est habituellement placée au centre de la croix (Figure 1.23). Les hélices opposées tournent dans un sens, et les deux autres tournent dans le sens inverse afin d'éviter à l'appareil de tourner sur lui-même. Le quadrirotor est un système sous actionné (le nombre des actionneurs est inférieur au nombre des DDL à pouvoir réaliser) et son fonctionnement est assez particulier. En faisant varier astucieusement les vitesses de rotation des moteurs, il est possible de le faire monter/descendre, de l'incliner à gauche/droite (roulis) ou en avant/arrière (tangage) ou encore de le faire pivoter sur lui-même [9,16,17,6].



FIGURE 1.23 – Structure générale du quadrirotor [9].

1.6 Construction de quadrirotor



FIGURE 1.24 – Construction de quadrirotor

1.6.1 Châssis de drones

Le châssis (Figure 1.25) est l'élément central du dispositif puisque c'est lui qui va

supporter l'ensemble des pièces, mais c'est également lui qui va donner au drone sa forme définitive, par son design. Dans la plupart des cas, les châssis sont fabriqués en aluminium ou en fibre de carbone, ce qui leur procure le double avantage d'être à la fois léger et rigide. Dans le cas de drone aérien, c'est un aspect essentiel. Un drone léger verra ses performances améliorées.



FIGURE 1.25 – Châssis quadrotor F330 [11,10].

1.6.2 La motorisation

Les propulseurs du drone X4 sont composés d'un moteur à courant continu de type Brushless, un variateur et une hélice. Ils représentent le cœur même du drone X4 et leur consommation dépend de l'autonomie de vol du X4.

A.Le moteur électrique

Pour choisir correctement un moteur, plusieurs paramètres entrent en compte :

- Le KV : nombre de rotations par minute du moteur pour 1 volt. Généralement, plus un moteur tourne vite moins il a de couple, et inversement. Un moteur avec un KV bas, pourra donc supporter de plus grandes hélices qu'un moteur à KV élevé.

- La puissance max en continu (exprimée en Ampères ou en Watts) : lorsqu'on choisit le moteur, nous devons choisir à quel voltage on l'alimentera et vérifier quel type d'hélices lui convient afin de ne pas dépasser les limites.

- Le rendement : la qualité des roulements, des aimants, du bobinage, ou encore le nombre de pôles magnétiques jouent un rôle essentiel. La taille des hélices et le voltage

choisi pour l'alimentation ont aussi leur importance.

Les moteurs utilisés dans le drone sont des moteurs de type Brushless BLDC (Brushless Direct Courant), ils entrent dans la catégorie des moteurs synchrones, ce qui signifie que le champ magnétique créé par le stator et celui généré par le rotor tourne à la même fréquence (Figure 1.26), ces moteurs ont une inertie réduite, une réduction au niveau de la consommation du courant lors du démarrage néanmoins, ils nécessitent un circuit de commande complexe et bien cher [8].



FIGURE 1.26 – Brushless DC Motor [11,18]

B.L'hélice

Le drone X4 dispose de quatre hélices (Figure 1.27) ayant un certain taux de flexibilité lui permettant de pouvoir assurer la propulsion de tout le robot volant de masse estimée à 2 Kg. Ainsi, chacune doit générer une force de poussée de 4,9N à l'équilibre. D'autre part, les pales utilisées dans la fabrication du X4 ont une forme vrillée leur procurant un bon rendement au niveau de la poussée, donc une économie au niveau de l'énergie [16].



FIGURE 1.27 – Hélices 1047 [11,19]

C. Les batteries

Les batteries sont la source principale d'énergie du drone, elles alimentent la partie motrice, mais aussi la partie automate et intelligence embarquée (Figure 1.28) qui représente un grand intérêt à l'étude énergétique et l'économie de celle-ci afin d'obtenir une autonomie plus importante, les caractéristiques principales qui sont recherchées : un poids le plus faible possible, une capacité nominale maximale et une tension nominale.



FIGURE 1.28 – Batterie e du type Lithium-ion polymère (Li-Po) [11].

D. Contrôleur de vitesse électronique (ESC)

Les variateurs de vitesse ou ESC (Electronic speed controler) sont des petites cartes électroniques qui permettent de commander la vitesse des moteurs brushless (Figure 1.29). Ils acceptent en entrée une tension d'alimentation (de 12V généralement) et une tension de commande envoyée par la carte de commande variant de 0V à 5V, en sortie nous avons deux fils qui fournissent du 5V et du 0V et qui permettent d'alimenter la carte de commande et 3 fils qui permettent d'alimenter et de commander le moteur à la vitesse désirée. Ces variateurs permettent ainsi de commander en vitesse les moteurs brushless grâce à la tension de sortie modulable d'une carte programmable [19].



FIGURE 1.29 – ESC 30A. [18]

1.7 Contrôleurs Pixhawk

1.7.1 Introduction

PIXHAWK est un système de pilotage automatique avancé de 3 DR. Il est transparent pour le matériel et pratique pour le redéveloppement. Le PIXHAWK intègre deux processeurs avancés, le coprocesseur 32 bits à sécurité intégrée STM32F103 qui permet une récupération manuelle et possède sa propre alimentation en cas de panne d'un processeur. Il offre des performances, une flexibilité et une fiabilité incroyables pour le contrôle de tout véhicule autonome. Les utilisateurs peuvent également ajuster les configurations de PIXHAWK (Figure 1.30) en fonction des différents usages et loisirs pour différents véhicules. Ces dernières années, en tant qu'un des noyaux du système de pilotage automatique, PIXHAWK a gagné une profonde popularité parmi les développeurs et les amateurs en raison de son caractère pratique, facile à manipuler et économique.

1.7.2 Interfaces

1.7.2.1 Disposition des interfaces

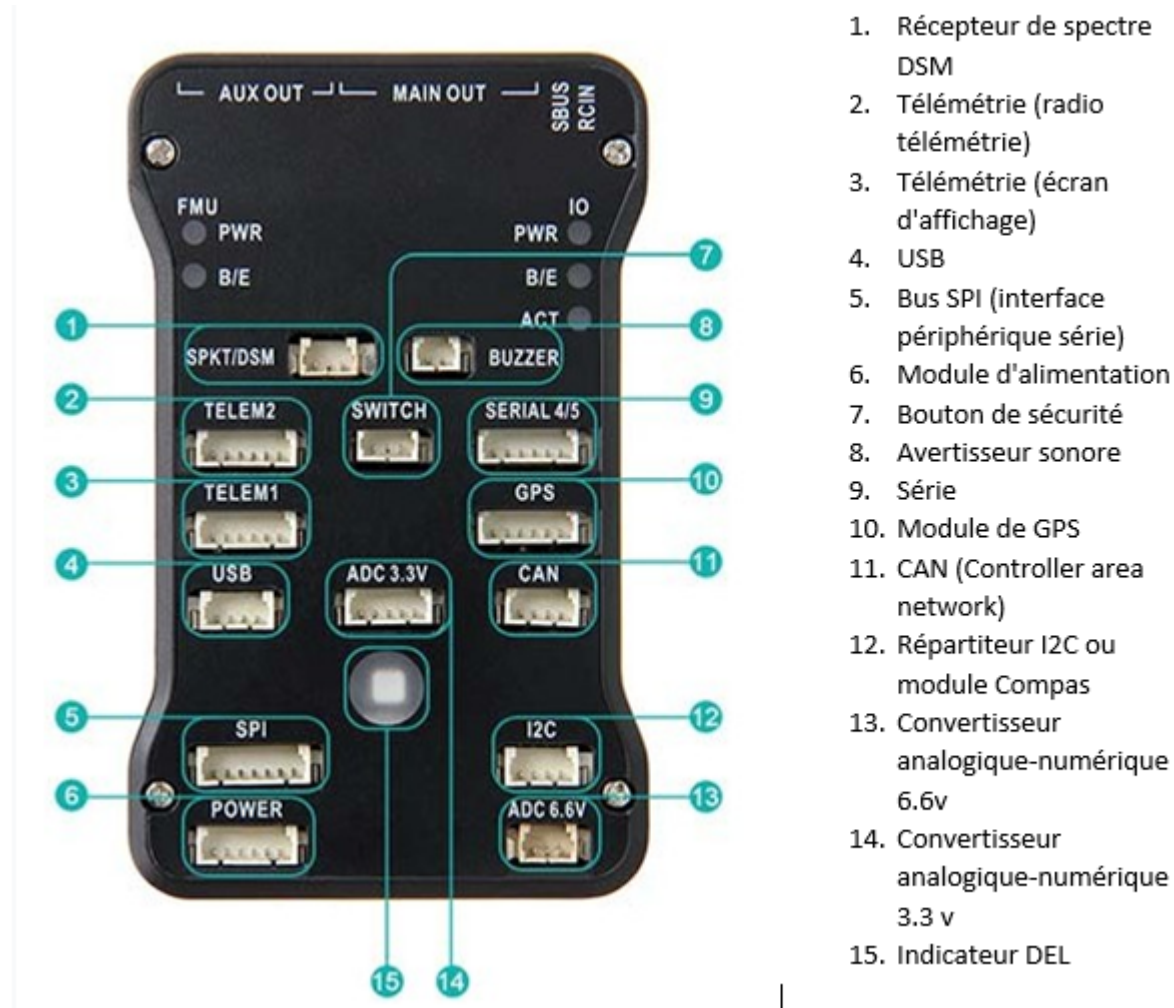


FIGURE 1.30 – Pixhawk

1.8 Autre composantes

1.8.1 Les capteurs

Les capteurs servent principalement à effectuer des mesures tridimensionnelles (position, vitesse, accélération, orientation), ces mesures permettent d'alimenter des entrées de la commande en temps réel, ils sont délivrés par la centrale inertielle et les capteurs ultrasons ainsi que d'autres capteurs [20,21].

1.8.2 Localisation par le GPS

Global Positioning System (GPS), système de positionnement général, est un système de positionnement par satellites assez précis. L'utilisation de la localisation par le système GPS est très vaste ; elle touche plusieurs domaines [20].

1.8.3 La centrale inertielle

La centrale inertielle est une carte intégrant trois types de capteurs formant un trièdre orthogonal : Gyroscope (permet de mesurer les orientations sur les trois axes), Magnétomètre (mesurer l'aimantation d'un système pour calculer l'altitude), Accéléromètre (mesure l'accélération suivant un seul axe).

Ces capteurs servent à mesurer en temps réel les mouvements du drone (accélération, vitesse angulaire), en intégrant la mesure de l'accélération triaxiale donnée par l'accéléromètre, nous récupérons la mesure de la vitesse ; en intégrant une deuxième fois, nous aurons la position. Ainsi, pour déterminer l'orientation, nous utilisons directement les données filtrées de contrôleur [20].

1.9 Conclusion

Dans ce chapitre, une description des principaux composants des quadcoptères est présentée. Leurs applications peuvent être vues dans plusieurs domaines, allant du militaire à l'agriculture en passant par la photographie et autres.

Cependant, il est très important d'effectuer une modélisation mathématique pour d'autres schémas de contrôle afin de stabiliser le mouvement du quadcoptère choisi. Le contrôle de la vitesse des quatre moteurs du quadcoptère peut effectuer plusieurs mouvements afin de déplacer le drone à n'importe quel endroit dans l'espace. Le prochain chapitre traitera d'une étude comparative entre les contrôleurs PID et PID flou afin de tester la stabilité du quadcoptère.

Chapitre 2

Modélisation et commande des quadcoptères

2.1 Introduction

La stabilité du quadcopter est un élément essentiel pour l'expérience de vol. Un quadcopter instable peut entraîner de sérieux dommages et dangers, ainsi que d'énormes pertes financières. Par conséquent, les recherches en automatique se concentrent sur le développement de schémas de contrôle afin de garantir la stabilité du quadcoptère. Cependant, avant la stabilisation, une modélisation mathématique complète du quadcoptère doit être effectuée.

Nous présentons donc dans ce chapitre la modélisation mathématique des positions, de la cinématique et enfin de la dynamique. En outre, plusieurs algorithmes ont été appliqués dans la littérature. Cependant, dans ce chapitre, nous nous concentrerons uniquement sur deux contrôleurs principaux, à savoir le PID et le PID flou, appliqués pour maintenir les entrées souhaitées pour le quadcoptère.

2.2 Modélisation mathématique du quadcoptère

La connaissance du modèle mathématique du quadcoptère est une partie essentielle pour contrôler et stabiliser son mouvement. La modélisation consiste à définir la structure du quadcoptère, modéliser sa cinématique, ses moteurs, ses forces, ses couples et ses équations de mouvement [15,13].

2.2.1 Repère

La structure du quadricoptère est présentée à la figure (2.1), y compris les vitesses angulaires correspondantes, les couples et les forces créées par les quatre rotors (numérotés de 1 à 4). La position linéaire absolue du quadcoptère est définie dans le repere inertiel des axes x, y, z . La position angulaire, dans le repere inertiel, est définie par trois angles d'Euler η . L'angle de tangage θ détermine la rotation du quadcoptère autour de l'axe y , l'angle de roulis ϕ détermine la rotation autour de l'axe x et l'angle de lacet autour de l'axe z . Le vecteur q contient les vecteurs de position linéaire et les vecteurs de position angulaire [22,23].

$$\varepsilon = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}, \eta = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix}, q = \begin{bmatrix} \varepsilon \\ \eta \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

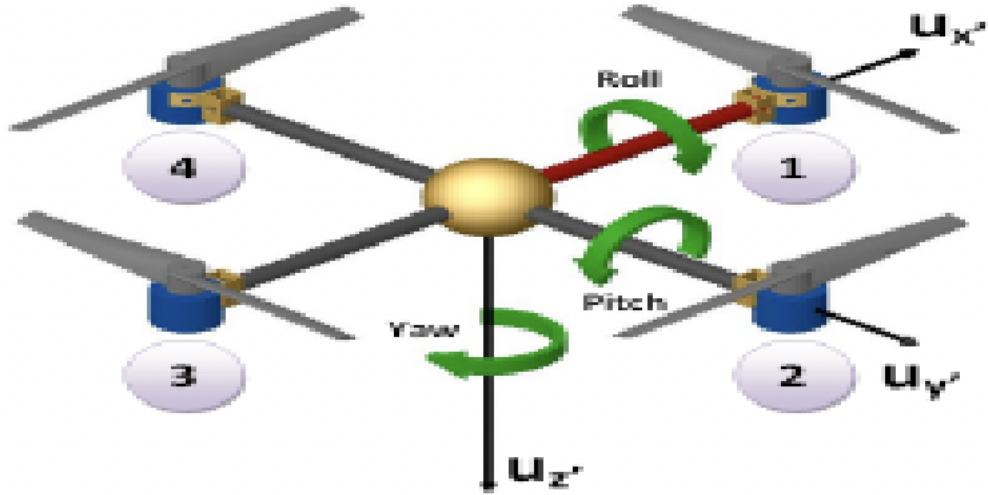


Figure 2.1 – Les cadres inertiel et corporel d'un quadcoptère

2.2.1.1 Angles de lacet, de tangage et de roulis

a) L'angle de lacet

En commençant par le lacet, c'est une rotation de la tête du quadcoptère à droite ou à gauche. et elle peut être réalisée sans déplacer le quadcoptère de sa position de vol

stationnaire, ce genre de mouvements est fréquemment vu sur la photographie aérienne où le quadcoptère reste stationnaire et ce type de mouvements est fréquemment vu dans la photographie aérienne où le quadcoptère reste stationnaire et tourne à gauche et à droite pour capturer un événement sportif ou une action quelconque.

b) L'angle de tangage

Le tangage est le mouvement quand un quadcopter se déplace en avant et en arrière. Pour une transition. La transition se fait par un changement de vitesse des moteurs avant et arrière, pour avancer le moteur arrière accélère et celui de l'avant décélère. Dans ce cas le quadcopter se déplacera vers l'avant, puis l'inverse pour reculer.

c) L'angle de roulis

Le roulis est un mouvement tout comme le tangage, mais dans ce cas, lorsqu'un mouvement de roulis est nécessaire, le quadcoptère va esquiver à gauche ou à droite, que ce soit en esquivant ou en glissant sans changement d'angle. Les angles de lacet, de tangage et de roulis sont illustrés dans la figure (2.1).

2.2.2 Cinématique

Avant d'entrer dans la physique du mouvement du quadcoptère, nous devons formaliser la cinématique du corps et du repère inertiel. Dans le repère du corps, les vitesses linéaires sont déterminées par V_B et les vitesses angulaires par v [22].

$$V_B = \begin{bmatrix} V_{x,B} \\ V_{y,B} \\ V_{z,B} \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

Les vitesses angulaires sont égales à $\dot{\eta} = (\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi})^T$. Cependant, il faut noter

que le vecteur vitesse angulaire $v \neq \dot{\eta}$. La vitesse angulaire $v = (p, q, r)^T$ Est un vecteur pointant le long de l'axe de rotation.

Tandis que n'est que la dérivée temporelle du lacet, du tangage et du roulis. La matrice de rotation du repère du corps au repère inertiel est

$$R = \begin{bmatrix} C_\psi C_\theta & C_\psi S_\theta S_\phi - S_\psi C_\phi & C_\psi S_\theta C_\phi - S_\psi S_\phi \\ S_\psi C_\theta & S_\psi S_\theta S_\phi + C_\psi C_\phi & S_\psi S_\theta C_\phi + C_\psi S_\phi \\ -S_\theta & C_\theta S_\phi & C_\theta C_\phi \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

Où $S_X = \sin(x)$ et $C_X = \cos(x)$. La matrice de rotation R est orthogonale donc $R^{-1} = R^T$ qui est la matrice de rotation du repere d'inertie au repere du corps. La matrice de transformation des vitesses angulaires du repere d'inertie au repere du corps est W_η et du repere du corps au repere d'inertie est W_n^{-1}

$$\dot{\eta} = W_n^{-1} \nu \quad (2.4)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & S_\phi T_\theta & C_\phi T_\theta \\ 0 & C_\phi & -S_\phi \\ 0 & S_\phi / C_\theta & C_\phi / C_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

$$v = W_n \dot{\eta} \quad (2.6)$$

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -S_\phi \\ 0 & C_\phi & C_\phi S_\theta \\ 0 & -S_\phi & C_\theta C_\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

Avec:

T_θ :Tangent

2.2.3 Accélération

Afin de calculer l'accélération du quadricoptère, la formalisation de Newton-Euler est Utilisé [22,24].

2.2.3.1 Équations de Newton-Euler

Le quadcoptère est supposé être un corps rigide et les équations de Newton-Euler peuvent donc être utilisées pour décrire sa dynamique. Dans le repere du corps, la force nécessaire à l'accélération de la masse et la force centrifuge sont égales à la gravité et la poussée totale des rotors.

$$m\dot{V}_B + v \times (mV_B) = R^T G + T_B \quad (2.8)$$

Tel que :

m : masse

T_B :couple

Dans le repere d'inertie, la force centrifuge est annulée. Ainsi, seules la force gravitationnelle et L'amplitude et la direction de la poussée contribuent à l'accélération du quadcoptère ;

$$m\ddot{\varepsilon} = G + RT_B \quad (2.9)$$

Tel que :

m : Masse

G :Vecteur de gravite

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = -g \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} + \frac{T}{m} \begin{bmatrix} C_\psi S_\theta C_\phi + S_\psi S_\phi \\ S_\psi S_\theta C_\phi - C_\psi S_\phi \\ C_\theta C_\phi \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

Dans le repere du corps, l'accélération angulaire de l'inertie, les forces centripètes $v \times (I\nu)$ Et les forces gyroscopiques sont égales au couple externe τ . Le quadricoptère est supposé a une structure symétrique, les quatre bras étant alignés avec les axes x et y du corps. Ainsi, La matrice d'inertie est la matrice diagonale In.

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

$$I\dot{\nu} + \nu \times (I\nu) + T = \tau \quad (2.12)$$

$$\dot{v} = I^{-1} \left(- \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_{xx}p \\ I_{yy}q \\ I_{zz}r \end{bmatrix} - I_r \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \omega_T + \tau \right) \quad (2.13)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (I_{yy} - I_{zz})qr/I_{xx} \\ (I_{zz} - I_{xx})pr/I_{yy} \\ (I_{xx} - I_{yy})pq/I_{zz} \end{bmatrix} - I_r \begin{bmatrix} q/I_{xx} \\ -p/I_{yy} \\ 0 \end{bmatrix} \omega_T + \begin{bmatrix} \tau_\phi/I_{xx} \\ \tau_\theta/I_{yy} \\ \tau_\psi/I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

Où, $\omega T = \omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4$. Les accélérations angulaires le repere inertiel sont ensuite attirées par les accélérations du repere du corps à l'aide de la matrice de transformation W_n^{-1} Et sa dérivée temporelle,

Avec:

I_r : Inertie de rotor

$$\ddot{\eta} = \frac{d}{dt}(W_n^{-1}\nu) = \frac{d}{dt}(W_n^{-1}\nu) + W_n^{-1}\dot{\nu} \quad (2.15)$$

$$\ddot{\eta} = \begin{bmatrix} 0 & \dot{\phi}C_\phi T_\theta + \dot{\theta}S_\phi/C_\theta^2 & -\dot{\phi}S_\phi C_\theta + \theta C_\phi/C_\theta^2 \\ 0 & -\dot{\phi}S_\phi & -\dot{\phi}C_\phi \\ 0 & \dot{\phi}C_\phi/C_\theta + \dot{\phi}S_\phi T_\theta/C_\theta & -\dot{\phi}S_\phi/C_\theta + \dot{\theta}C_\phi T_\theta/C_\theta \end{bmatrix} v + W_n^{-1}\dot{v} \quad (2.16)$$

2.2.4 Physique

Afin de modéliser correctement la dynamique du système quadricoptère, nous devons d'abord comprendre ses propriétés physiques. Dans un premier temps, une description rapide des moteurs utilisés sur le quadcopter, ainsi que sa puissance est introduite. Nous supposons que les quatre moteurs sont identiques, ce qui signifie que nous pouvons analyser un seul moteur puis l'appliquer sur les trois autres moteurs. Les hélices sont montées sur des côtés opposés, où deux sont dans le sens des aiguilles d'une montre et les deux autres dans le sens inverse des aiguilles d'une montre sur la conguration Quad X comme le montre la Figure 2.1 [22,24].

2.2.4.1 Moteurs

Dans un moteur brushless, la commutation des bobinages ne se fait pas mécaniquement comme avant, mais électroniquement par un système complexe appelé « ESC ou Electronic Speed Controller ». Il Transforme le courant continu en courant triphasé à fréquence variable et alimentera Successivement les bobines du moteur pour créer le champ tournant et donc la rotation qui nous intéresse. La fonction du couple produit est réalisée de la manière suivante ; [22,24].

$$\tau = k_t (I - I_0) \quad (2.17)$$

Ou:

τ : Couple moteur ;

I : Courant d'entrée ;

I_0 : Courant à vide ;

k_t : Constante de couplet.

La tension aux bornes du moteur est donnée comme suit ,

$$V = IR_m + k_v \omega \quad (2.18)$$

ou :

V : Chute de tension aux bornes du moteur ;

R_m : Résistance moteur ;

ω : Vitesse angulaire des moteurs ;

k_v : Constante de RMF générée par RPM.

Pour calculer la puissance consommée, nous utilisons l'équation suivante,

$$P = IV = \frac{(\tau + k_t I_0) (k_t I_0 R_m + \tau R_m + k_t k_v \omega)}{k_t^2} \quad (2.19)$$

Pour calculer la puissance consommée, nous utilisons l'équation suivante,

$$\nu_h = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} \quad (2.20)$$

Où :

ρ : est la masse volumique de l'air ambiant

A : surface balayée par le rotor

En utilisant l'équation simple précédente pour la puissance, on obtient :

$$P = \frac{k_v}{k_t} \tau \omega = \frac{k_v k_\tau}{k_t} T \omega = \frac{T^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2\rho A}} \quad (2.21)$$

Généralement $\tau = \vec{r} \times \vec{F}$. Par conséquent, le couple est proportionnel à la poussée T , par un certain rapport constant k_τ déterminé par la congexion et les paramètres de la pale. La poussée est donnée par l'équation suivante.

$$T = \left(\frac{k_\nu k_t \sqrt{2\rho A}}{k_t} \omega \right)^2 = k\omega^2 \quad (2.22)$$

Où, k est une constante de dimension appropriée. En additionnant tous les moteurs, Et que la poussée totale sur le quadcoptère (dans le repere du corps) est donnée par,

$$T_B = \sum_{i=1}^4 T_i = k \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \sum \omega_i^2 \end{bmatrix} \quad (2.23)$$

En plus de la force de poussée, nous allons modéliser le frottement comme une force proportionnelle à la vitesse linéaire dans chaque direction. Il s'agit d'une vision très simpliste du frottement solide, mais elle sera suffisante pour notre modélisation et notre simulation. Nos forces de traînée globale seront modélisées par une force supplémentaire

$$F_D = \begin{bmatrix} -kd_x \dot{x} \\ -kd_y \dot{y} \\ -kd_z \dot{z} \end{bmatrix} \quad (2.24)$$

Si une précision supplémentaire est souhaitée, la constante k_d peut être séparée en trois constantes de friction distinctes, une pour chaque direction du mouvement. Dans ce cas, nous voudrions modéliser le frottement dans le repere du corps plutôt que dans le repere d'inertie.

a.1) Couples

Chaque rotor produit un couple autour de l'axe z du corps. Ce couple est le couple nécessaire pour que l'hélice continue à tourner et à fournir une poussée ; il crée l'accélération angulaire instantanée et surmonte les forces de frottement. L'équation de traînée de la dynamique des fluides nous donne la force de frottement comme suit ;

$$F_D = \frac{1}{2} R \rho C_D A v^2 \quad (2.25)$$

Où, ρ est la densité du fluide environnant, A est la surface de référence (section transversale de l'hélice, pas la surface balayée par l'hélice), et C_D est une constante sans

dimension. Cette méthode, bien qu'elle ne soit précise dans certains cas, est suffisante pour nos besoins.

Cela implique que le couple dû à la traînée est donné par

$$\tau_D = \frac{1}{2} R \rho C_D A v^2 = \frac{1}{2} R \rho C_D A (\omega R)^2 = b \omega^2 \quad (2.26)$$

Où, ω est la vitesse angulaire de l'hélice, R est le rayon de l'hélice, et b est Une constante de dimension appropriée. Notez que nous avons supposé que toute force est appliquée au bout de l'hélice, ce qui est certainement inexact ; cependant, le seul résultat qui compte pour nos besoins est que le couple de traînée est proportionnel au carré de la vitesse angulaire. On peut alors écrire le couple complet autour de l'axe z pour le 1er moteur :

$$\tau_z = b \omega^2 + I_M \dot{\omega} \quad (2.27)$$

Où, I_M est le moment d'inertie autour de l'axe z du moteur, est l'accélération angulaire de l'hélice, et b est notre coefficient de traînée. Notez qu'en vol stationnaire (c'est-à-dire sans décollage ni atterrissage), puisque la plupart du temps les hélices maintiennent une poussée constante (ou presque constante), elles n'accélèrent pas. Ainsi, nous ignorons ce terme, simplifiant l'expression entière.

$$\tau_z = (-1)^{i+1} b \omega_i^2 \quad (2.28)$$

Où le terme $(-1)^{i+1}$ est positif pour l'hélice si l'hélice tourne dans le sens des aiguilles d'une montre et négatif si elle tourne dans le sens inverse des aiguilles d'une montre. Le couple total autour de l'axe z est donné par la somme de tous les couples de chaque hélice :

$$\tau_\psi = b (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \quad (2.29)$$

Les couples de roulis et de tangage sont issus de la mécanique standard. Nous pouvons choisir arbitrairement les moteurs $i = 1$ et $i = 3$ sur l'axe de roulis

$$\tau_\phi = \sum r \times T = L (k \omega_1^2 - k \omega_3^2) = Lk (\omega_1^2 - \omega_3^2) \quad (2.30)$$

De même, le couple de tangage est donné par une expression similaire

$$\tau_\theta = Lk (\omega_2^2 - \omega_4^2) \quad (2.31)$$

Où, L est la distance entre le centre du quadcoptère et l'une des hélices. Sur le site ensemble, nous constatons que les couples dans le repère du corps (châssis) sont

$$\tau_B = \begin{bmatrix} Lk (\omega_1^2 - \omega_3^2) \\ Lk (\omega_2^2 - \omega_4^2) \\ b (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (2.32)$$

Le modèle que nous avons dérivé jusqu'à présent est très simplifié. Nous ignorons une multitude d'effets avancés qui contribuent à la dynamique hautement non linéaire d'un quadcoptère. Nous ignorons les forces de résistance à la rotation (nos vitesses de rotation sont relativement faibles), la déformation des pales d'hélice (déformation des pales d'hélice due aux vitesses élevées et aux matériaux flexibles), les vitesses des fluides environnants (vent), etc. Ceci étant dit, nous avons maintenant toutes les pièces nécessaires pour écrire la dynamique de notre quadcoptère.

2.2.4.2 Effets aérodynamiques

Le modèle précédent est une simplification d'interactions dynamiques complexes. Pour rendre plus réaliste du comportement du quadcoptère, la force de traînée générée par la résistance de l'air est incluse,

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = -g \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} + \frac{T}{m} \begin{bmatrix} C_\psi S_\theta C_\phi + S_\psi S \\ S_\psi S_\theta C_\phi - C_\psi S_\phi \\ C_\theta C_\phi \end{bmatrix} - \frac{1}{m} \begin{bmatrix} A_x & 0 & 0 \\ 0 & A_y & 0 \\ 0 & 0 & A_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} \quad (2.33)$$

Où A_x , A_y et A_z sont les coefficients de force de traînée pour les vitesses dans les Directions du repère inertiel. Où:

$$K_{d,x} = \frac{A_x}{m}, \quad K_{d,y} = \frac{A_y}{m}, \quad K_{d,z} = \frac{A_z}{m}$$

Plusieurs autres effets aérodynamiques pourraient être inclus dans le modèle, mais l'influence des effets aérodynamiques est complexe et difficile à modéliser. De plus, certains de ces effets n'ont un effet significatif qu'à des vitesses élevées. Ainsi, ces effets sont exclus

du modèle, et le modèle simple présenté est utilisé [25].

2.3 Système de contrôle

Un système de contrôle est un appareil ou un ensemble d'appareils, qui gère, commande, dirige ou régule le comportement d'un autre appareil ou ensemble d'appareils. Il existe principalement deux types de systèmes de contrôle :

2.3.1 Système de contrôle en boucle ouverte

Dans ce type de système de contrôle, la sortie ne change pas l'action du système de contrôle, sinon le fonctionnement du système qui dépend du temps est également appelé système de contrôle en boucle ouverte. Il n'a aucun commentaire. Il est très simple, nécessite peu d'entretien, une opération rapide et rentable. La précision de ce système est faible et moins fiable. L'exemple du type en boucle ouverte est illustré ci-dessous. Les principaux avantages du système de commande en boucle ouverte sont faciles, nécessite moins de protection. Le fonctionnement de ce système est rapide et peu coûteux et les inconvénients sont qu'il est fiable et a moins de précision.

2.3.2 Système de contrôle en boucle fermée

Le système de contrôle en boucle fermée peut être défini comme la sortie du système qui dépend de l'entrée du système. Ce système de contrôle a une ou plusieurs boucles de rétroaction parmi ses entrées et sorties. Ce système fournit la sortie requise en évaluant son entrée. Ce type de système produit le signal d'erreur et c'est la principale disparité entre la sortie et l'entrée du système. Il existe plusieurs types de contrôleurs classiques et modernes, ces derniers sont basés essentiellement sur les techniques de l'intelligence artificielle. Dans ce travail, nous avons utilisé deux types de contrôleurs afin de contrôler un drone ; il s'agit d'un contrôleur PID et un contrôleur PID flou.

2.4 Comparaison des algorithmes de contrôle

Le tableau 2.1 résume la comparaison des différents algorithmes appliqués aux quadrotors, toutes choses étant égales par ailleurs. La performance d'un algorithme particulier dépend de nombreux facteurs qui peuvent même ne pas être modélisés. Par conséquent, ce tableau sert de guide " flou " en fonction de ce qui est présenté dans ce document et des connaissances communes.

Table 2.1 – Méthodes de contrôle des quadcoptères[26].

Algorithme de contrôle	Charractiristique												
	Robuste	Adaptatif	Optimal	Intelligent	Capacité de traçage	Convergence rapide/réponse rapide	Précision	Simplicité	Rejet de détresse	Unmodeled parametre handling	Réglage manuel	bruit (signal)	chettering/perte d'énergie
PID	1	0	0	0	1	1	1	2	0	0	2	2	0
Intelligent	1	0	0	2	1	1	1	1	0	0	0	1	0
LQR	0	2	1	0	1	1	0	1	1	0	1	1	0
LQG	0	2	2	0	1	1	0	0	2	0	1	0	0
L_1	0	2	2	0	1	2	2	0	1	0	0	0	0
H_1	2	1	2	0	2	0	1	0	1	1	0	0	0
SMC	1	2	1	0	2	2	2	1	2	1	0	0	2
FBL	1	1	0	0	2	2	2	1	1	1	0	1	0
backstepping	0	2	0	0	2	0	1	0	2	1	0	0	0
Logique floue	1	1	1	2	1	1	1	1	1	0	1	0	0
réseaux neuronaux	1	2	2	2	1	1	1	0	1	1	0	0	0
Génétique	1	2	2	2	1	1	1	0	1	2	0	0	0

Légende : 0-faible à aucun : 1-moyen : 2-haut. Aussi, 1 à 5 (linéaire) : 6 à 12 (non linéaire)

2.5 Commande par régulation PID

La commande par régulation PID (pour Proportionnelle - Intégrale - Dérivée) est certainement la structure de commande la plus couramment utilisée dans l'industrie. Elle s'est, en effet, imposée dans plus de 90 % des architectures de commande, dont la plupart ne sont constituées que des actions proportionnelles et intégrales. La prévalence de cette approche vient, au-delà de sa simplicité, des performances qu'elle offre aux systèmes pilotés en boucle fermée, quel que soit leur domaine d'application [27,28].

2.5.1 Principe

La stratégie de commande par PID (Proportionnel-Intégral-Dérivé) est certainement l'approche la plus intuitive et la plus simple à embarquer sur un processeur. Elle permet de comprendre facilement le rôle physique de chacun des termes de la commande (Figure 2.2), ce qui permet de régler les gains en conséquence [26].

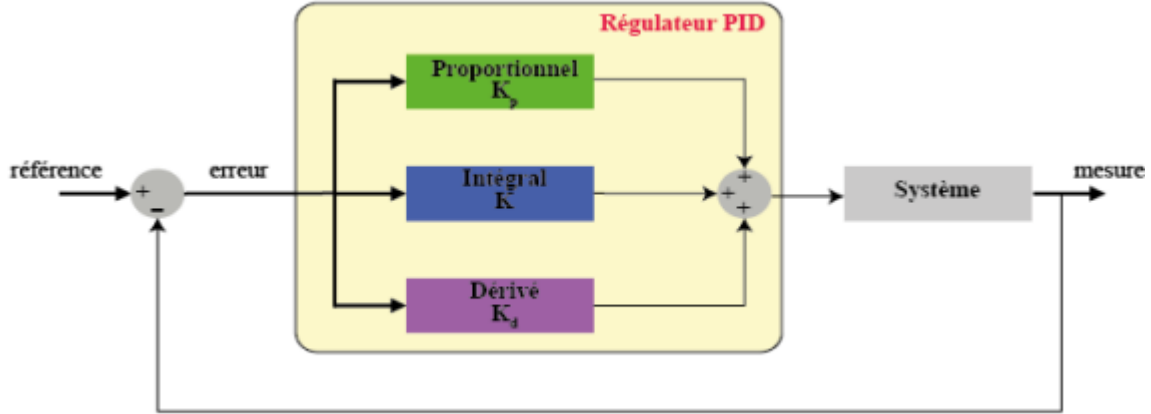


FIGURE 2.2 – Structure de commande par PID [29]

2.5.1.1 Action proportionnelle

Le coefficient K_P présente l'avantage de produire un large changement en sortie par rapport à l'erreur, cependant il peut aussi rendre le système instable si il est trop grand. Cette action proportionnelle est représentée comme suit :

$$C(t) = k_p \cdot \varepsilon(t) \quad (2.34)$$

2.5.1.2 Action intégrale

L'action intégrale a pour but de réduire voire d'éliminer l'erreur statique en régime permanent. Pour réaliser cela, le régulateur intègre l'erreur par rapport au temps et multiplie le résultat par une constante K_i comme suit :

$$C(t) = k_i \int_0^t \varepsilon(t).dt \quad (2.35)$$

Plus la valeur de K_i est grande plus l'erreur statique sera vite corrigée, mais nous perdons un peu en stabilité et il y a un risque de dépassement qui subvient.

2.5.1.3 Action dérivée

Enfin, le gain K_d permet d'atténuer le dépassement et les oscillations du système. Ainsi, il permet de corriger le défaut du terme intégral, mais il ralentit également le système dans l'atteinte de la consigne, sa relation est donnée comme suit :

$$C(t) = K_d \cdot \frac{d\varepsilon(t)}{dt} \quad (2.36)$$

Le schéma de la (Figure 2.3) illustre la stratégie de commande adoptée :

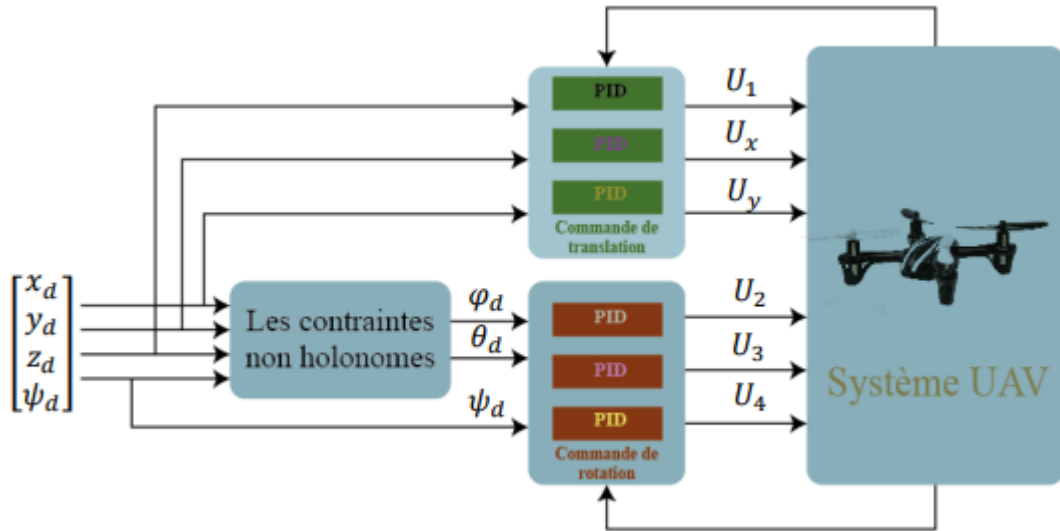


FIGURE 2.3 – Schéma synoptique de commande par PID [29]

2.5.1.4 Action proportionnelle-intégrale-dérivée (PID)

En vertu de ce qui a été dit précédemment, Un régulateur PID est obtenu par l'association de ses trois actions et il remplit essentiellement les trois fonctions suivantes :

Fonction proportionnelle donne un système plus précis, plus rapide
Fonction intégrateur élimine l'erreur statique.

Fonction dérivée accélère la correction.

L'expression d'un régulateur PID est donnée comme suit : [29,19].

$$U = k_p \cdot e(t) + k_i \cdot \int_0^t e(t) \cdot dt + k_d \cdot \left(\frac{d_e(t)}{dt} \right) \quad (2.37)$$

2.5.2 Réglage des coefficients d'un PID

Le réglage d'un PID consiste à trouver les meilleurs coefficients k_p , K_i et K_d dans le but d'obtenir une réponse adéquate du procédé. L'objectif est d'être robuste, rapide et précis tout en limitant les dépassements qui peuvent apparaître. Le tableau 2.2 ci-dessous présente l'effet de chaque paramètre sur le temps de montée, le temps de stabilisation, le dépassement et l'erreur statique [29,27].

TABLE 2.2 – Effets des coefficients d'un PID [29,27]

Coefficien	Temps de montée	Temps de stabilisation	Dépassement	Erreur statique
Kp	Diminue	Augmente	Augmente	Diminue
Ki	Diminue	Augmente	Augmente	Annule
Kd	-	Augmente	Diminue	-

2.5.3 Structure du régulateur PID

Plusieurs structures contrôleurs PID ont été proposées et les plus adoptées sont : l'équation PID parallèle, l'équation PID idéale et l'équation PID série.

Dans le PID parallèle, les actions proportionnelles, intégrales et dérivées agissent séparément les unes des autres et combinent leurs effets pour être appliqué au système.

Dans l'équation idéale de PID, le gain proportionnel K_p est distribué à tous les termes. Ainsi, les changements dans K_p affectent tous les autres termes de l'équation.

Dans l'équation de la série PID, le gain de K_p constant est distribué à tous les termes mêmes que l'équation PID idéale, mais dans cette équation, l'intégrale et la constante dérivée ont un effet sur l'action proportionnelle [30].

2.5.4 Avantages et inconvénients du régulateur PID

Le contrôle avec PID est l'une des techniques les plus utilisées, et ce, pour plusieurs raisons. Premièrement, il est simple à mettre en place et s'avère efficace pour la plupart des systèmes réels qui ne sont pas très compliqués et ne nécessitant pas de grandes précisions dans leur asservissement [29].

2.6 Introduction à la logique floue

Une nouvelle théorie basée dans un premier temps sur un contexte paralittéraire a vu le jour. Cette approche fut développée à partir de 1965 par Lotfi A. Zadeh, professeur à l'université de Californie à Berkeley, basée sur sa théorie des sous-ensembles flous (fuzzy sets) généralisant la théorie des ensembles classiques. Dans la nouvelle théorie de Zadeh, un élément peut plus ou moins appartenir à un certain ensemble. Les imprécisions et les incertitudes peuvent ainsi être modélisées, et les raisonnements acquièrent une flexibilité que ne permet pas la logique classique. En effet, c'est une théorie mathématique rigoureuse, adaptée au traitement de tout ce qui est subjectif et/ou incertain [30,31].

La logique floue suscite actuellement un intérêt général de la part des chercheurs, des ingénieurs et des industriels, mais plus généralement de la part de tous ceux qui éprouvent le besoin de formaliser des méthodes empiriques, de généraliser des modes de raisonnement naturels, d'automatiser la prise de décision dans leur domaine, de construire des systèmes artificiels effectuant les tâches habituellement prises en charge par les humains. En effet, Le but de la conception d'un système flou est de capturer l'imprécision du processus de raisonnement humain sans utiliser une analyse quantitative. Les algorithmes de réglage dans les contrôleurs flous sont basés sur le concept de règles linguistiques. Ces règles forment le cœur de chaque régulateur flou exprimant la procédure de raisonnement et l'expérience d'un opérateur humain. La logique floue se prête alors très bien au réglage et à la commande de processus qui sont mal maîtrisés par des méthodes conventionnelles [30,31].

2.7 Historique

La logique floue est une théorie qui a connu un grand succès depuis que L. Zadeh a introduit le concept de sous-ensembles flous en 1965. Il a introduit la notion de sous-ensembles flous pour fournir un moyen de représentation et de manipulation des connaissances imparfaitement décrites. En 1973, il a proposé d'appliquer les principes de la logique floue dans la résolution des problèmes de réglage. Dès 1974, Mamdani a exploité cette théorie dans des systèmes de réglage, il a construit un premier contrôleur flou pour la commande d'une turbine à vapeur. Ce fut dès lors l'une des toutes premières applications de la commande floue dans un contexte industriel. En 1985 grâce à M. Sugeno, chercheur japonais, la logique floue est introduite dans les applications industrielles au Japon. D'ailleurs avec ce dernier, il y eut un changement radical au niveau conceptuel de

raisonnement. En 1995 J. S. R Jang élargit la logique floue aux systèmes à réseaux de neurones et à l'intelligence artificielle [30,32].

2.8 Principe

Dans la logique conventionnelle, l'appartenance d'un élément à un objet est décrite de manière binaire, c'est-à-dire que l'élément peut soit appartenir entièrement ou ne pas appartenir du tout à l'ensemble. Nous avons donc deux possibilités $\{0,1\}$. Dans le cas de la logique floue, un élément appartient à un ensemble avec un degré d'appartenance, qui est compris dans l'intervalle $[0,1]$. Ces deux logiques ne s'opposent pas, au contraire la logique floue est une extension de la logique booléenne pour laquelle les degrés de vérité (degrés d'appartenance que l'on note μ), au lieu d'être vrai ou faux peuvent prendre des valeurs comprises entre 0 et 1.

2.8.1 Univers de discours

L'univers de discours est l'ensemble des valeurs réelles que peut prendre la variable floue x et $\mu_E(x)$ est le degré d'appartenance de l'élément x à l'ensemble floue E , cet ensemble flou est un sous-ensemble de l'univers de discours.

2.8.2 Fonctions d'appartenances

A chaque degré d'appartenance est associée une valeur linguistique (par exemple : petit, moyen, grande). Chaque valeur linguistique est définie par une fonction d'appartenance, ces fonctions peuvent avoir plusieurs formes (Figure 2.4) nous citerons pour l'exemple la forme triangulaire, trapézoïdales, gaussiennes qui sont les plus utilisées [19,29].

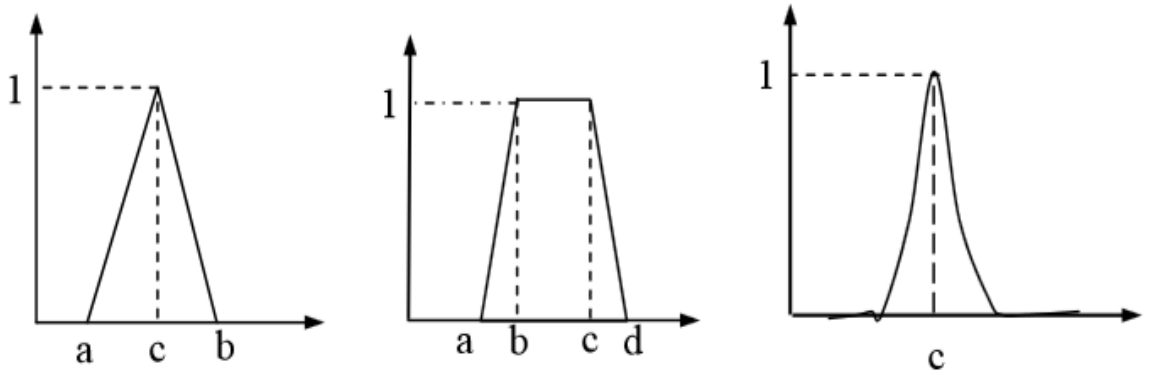


FIGURE 2.4 – Types de fonctions d'appartenance [31].

2.8.3 Opérateurs flous

Les opérateurs de la logique floue sont au nombre de trois, le ET, le OU et le NON. Le ET peut être exprimé par la fonction Minimum ou la fonction de multiplication. Le OU peut être exprimé par la fonction Maximum ou la fonction addition. Le NON est exprimé par l'expression :

$$\mu E(x) = 1 - \mu E(x) \quad (2.38)$$

Avec la fonction d'appartenance de l'opérateur NON

2.8.4 Règles d'inférences floues

Pour un régulateur flou la connaissance du modèle mathématique du processus n'est pas nécessaire. C'est l'expérience des opérateurs du procédé ou les connaissances des experts, qui sont prises en compte pour établir la commande floue. Les algorithmes de réglage conventionnels sont alors remplacés par une série de règles linguistiques. La commande par logique floue peut opérer lorsque les procédés à commander sont mal connus ou difficiles à décrire précisément, ou lorsque les variables sont évaluées subjectivement et exprimées en langage naturel et non numériquement. Elle est simple à réaliser, flexible et donc facilement adaptable aux conditions de fonctionnement du processus. Les règles sont faciles à comprendre et à modifier puisqu'elles sont exprimées par des termes du langage naturel. L'architecture interne d'un régulateur flou est donnée par la (Figure 2.5) Elle est composée de trois blocs :

- Fuzzification.

- . • Inférence
- . • Défuzzification [33].

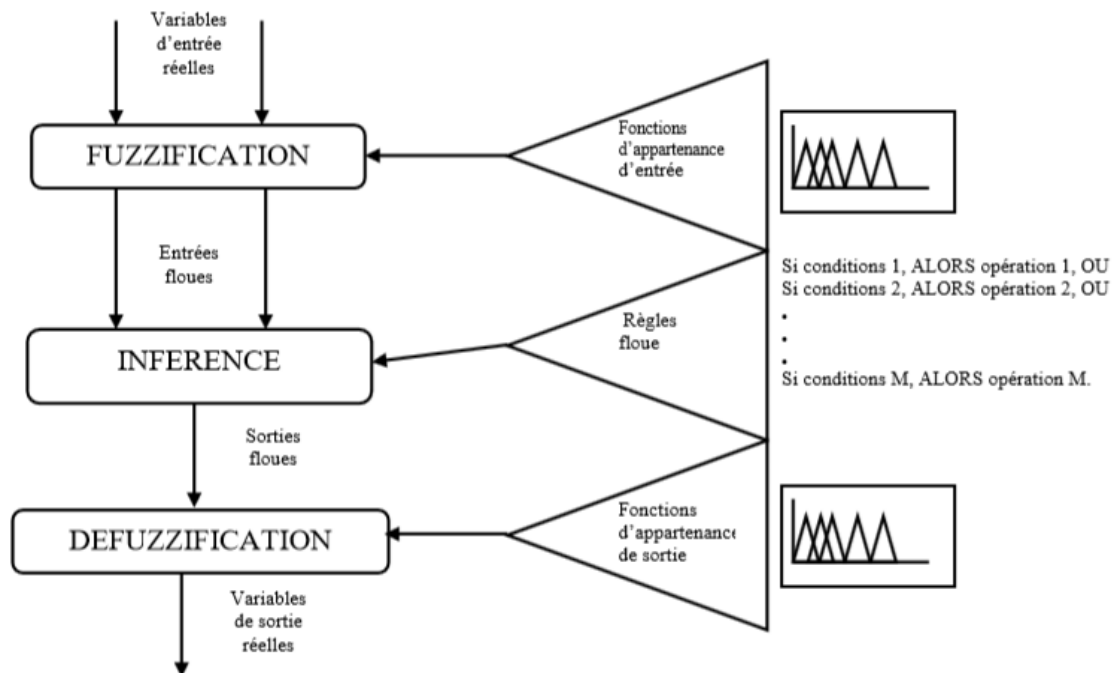


FIGURE 2.5 – Architecture interne d'un contrôleur flou [31,33].

2.8.4.1 La fuzzification

Habituellement, les données observées sont physiques (réelles), leur traitement est basé sur la logique floue d'où la nécessité d'un bloc de fuzzification. La fuzzification représente donc le passage de grandeurs réelles en valeurs floues, et cela, en déterminant les différents univers de discours correspondant aux domaines de variation des variables d'entrée et sortie. Ensuite, on définit pour chacune des variables, ses sous-ensembles flous ainsi que leurs fonctions d'appartenance associées.

2.8.4.2 L'inférence et règles floue

Dans ce bloc, les valeurs des variables linguistiques d'entrée et sortie sont liées par une table de règles qui doivent tenir compte du comportement statique et dynamique du système à contrôler. C'est un mécanisme de décision qui, en manipulant les règles floues, établit une décision. Il existe plusieurs méthodes d'inférence :

La méthode max-min.

La méthode max-produit.

La méthode somme-produit.

Le nom de la méthode désigne les opérateurs utilisés respectivement pour l'agrégation des règles floues et l'implication floue. Cette inférence sera appliquée aux différentes règles floues que le concepteur aura posées pour aboutir à une conclusion qui sera transmise au module de défuzzification.

TABLE 2.3 – Description de la défrent méthode d'inférence [18].

Méthode	Opérateur sur Prémises		Opérateur Implication	Opérateur Agrégation
	Ou	Et	Imp	
Max-min	Max	Min	Min	Max
Max-prod	Max	Min	Min	Max
Som-prod	Som	Prod	Prod	Som

2.8.4.3 Défuzzification

Elle consiste à définir précisément quelle doit être l'action sur le processus. En effet, le procédé ne peut pas interpréter des ordres linguistiques fournis par les méthodes d'inférences. L'opération de défuzzification permet de calculer à partir de la fonction d'appartenance résultante, la valeur réelle de la variable de sortie à appliquer au processus. Il existe plusieurs méthodes de défuzzification :

- Méthode du maxima.

$$X^* = \frac{\sum X_i \in M X_i}{/M/} \quad (2.39)$$

Ici $M = \{X_i \mid \mu_A(X_i) \text{ est égal à la hauteur de l'ensemble flou } A\}$ et $/M/$ est la cardinalité de l'ensemble M

- Méthode du centre de gravité.

$$COG = x_G = \frac{\int_U X \mu dx}{\int_U dx} = \frac{\sum_{(i=0)}^N X_i \mu x_i}{\sum_{(i=0)}^N} \quad (2.40)$$

- Méthode de la moyenne des maximas.

$$MM : x_{MM} = \frac{\int_s x dx}{\int_s dx} = \frac{\sum_{(i=0)}^N x_i}{N} \quad (2.41)$$

Le choix d'une méthode de défuzzification est un point très délicat lors de l'élaboration d'une technique de contrôle en logique floue. Celui-ci conditionnera en effet grandement l'évolution dynamique de la commande. Il est toutefois reconnu que la méthode du centre de gravité donne les meilleurs résultats. Notons que des blocs de normalisation et de dénormalisation sont ajoutés respectivement en entrée et en sortie du régulateur flou afin qu'il soit transportable et adaptable même avec des paramètres différents [32,33,19].

2.9 Avantage et désavantage du régulateur par la logique floue

Le réglage par logique flou réunit un certain nombre d'avantages et désavantages essentiels.

2.9.1 Les avantages

- La non nécessité d'une modélisation du système à régler.
- La possibilité d'implémenter des connaissances (linguistique) de l'opérateur de processus.
- La maîtrise du système à régler avec un comportement complexe (fortement non linéaire et difficile à modéliser).
- L'emploi possible pour les processus rapides (grâce à des processeurs dédiés).
- La disponibilité du système de développement efficace soit pour microprocesseurs ou PC (solution logicielle), soit pour circuit intégré (processeur dédié, solution matérielle) [33].

2.9.2 Les inconvénients

- Le manque de directive précise pour la conception d'un réglage (choix des grandeurs à mesurer, détermination de la fuzzification, des inférences et de la défuzzification).
- L'approche artisanale et non systématique (implémentation des connaissances de l'opérateur souvent difficile)

. • L'impossibilité de la démonstration de la stabilité du circuit de réglage en toute généralité (en l'absence d'un modèle valable).

- La possibilité d'apparition de cycles limites à cause du fonctionnement non linéaire.
- La précision de réglage souvent peu élevée.
- La cohérence des inférences non garanties a priori (apparition de règles d'inférence contradictoires possible) [33].

2.10 Conclusion

Dans ce chapitre, une description des principaux composants des quadricoptères est vue. Leurs applications peuvent être vues dans plusieurs domaines, allant des domaines militaires à l'agriculture et photographie et autres. De plus, il a été montré dans ce chapitre, l'importance de la modélisation mathématique pour d'autres schémas de contrôle afin de stabiliser le mouvement du quadricoptère choisi. Le contrôle de la vitesse des quatre moteurs du quadricoptère peut effectuer plusieurs mouvements afin de déplacer le drone à n'importe quel endroit de l'espace. Le chapitre suivant traitera d'une comparaison étude entre contrôleurs PID et PID flou afin de tester la stabilité du quadricoptère.

Chapitre 3

Résultats des simulations et discussions

3.1 Introduction

La stabilité du quadcopter est un élément essentiel pour une expérience de vol fluide. Un quadcoptère instable peut entraîner de sérieux dommages et dangers, ainsi que d'énormes pertes financières. Par conséquent, les recherches en contrôle automatique se concentrent sur le développement de schémas de contrôle afin de garantir la stabilité du quadcoptère. Plusieurs algorithmes ont été appliqués dans la littérature. Cependant, dans ce chapitre, nous nous concentrerons uniquement sur deux contrôleurs principaux, à savoir PID et PID flou, appliqués pour maintenir les entrées souhaitées pour le quadcoptère. Une étude comparative des performances de ces deux contrôleurs est également envisagée.

3.2 Résultats

Dans cette partie, le contrôleur PID traditionnel et les contrôleurs flous sont appliqués pour stabiliser les angles d'altitude, de roulis, de tangage et de lacet. L'objectif est de comparer leurs performances du point de vue de la stabilité du quadcoptère. Plusieurs paramètres de réglage ont été testés afin de connaître la plage des gains PID et PID flous à mettre en œuvre dans les cas réels. Un modèle Matlab/Simulink a été développé en prenant en compte les paramètres réels des composants d'un quadcoptère. En outre, le logiciel Solid Work a été utilisé pour générer un modèle 3D à mettre en œuvre dans Simulink. Le modèle de simulation est présenté dans la Figure 3.1.

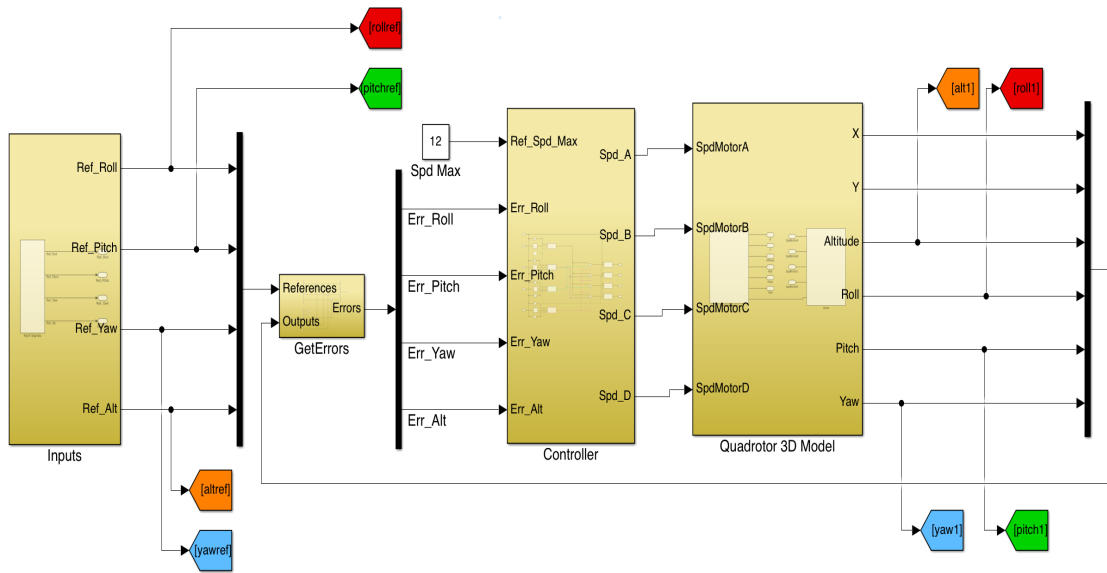


FIGURE 3.1 – Schéma-bloc Simulink du schéma de commande du quadcoptère

Afin d'obtenir les valeurs optimales du contrôleur approprié pour la stabilité du drone. Un scénario a été donné comme indiqué dans les Figures 3.2 et 3.3, L'objectif est d'obtenir une réponse du quadcoptère identique à celle du scénario de référence.

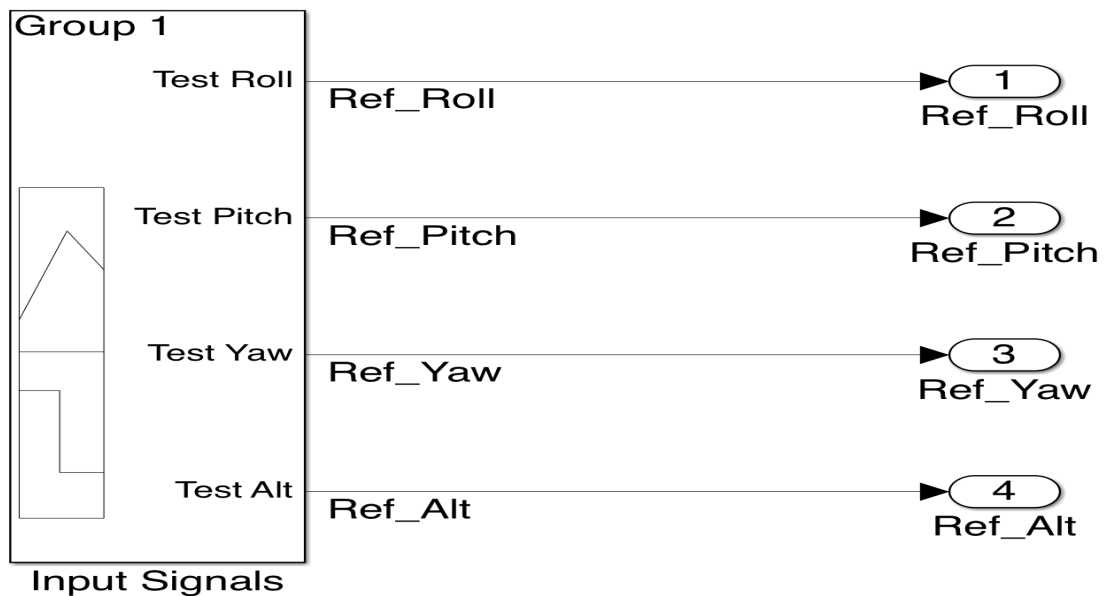


FIGURE 3.2 – Schéma fonctionnel du scénario donné

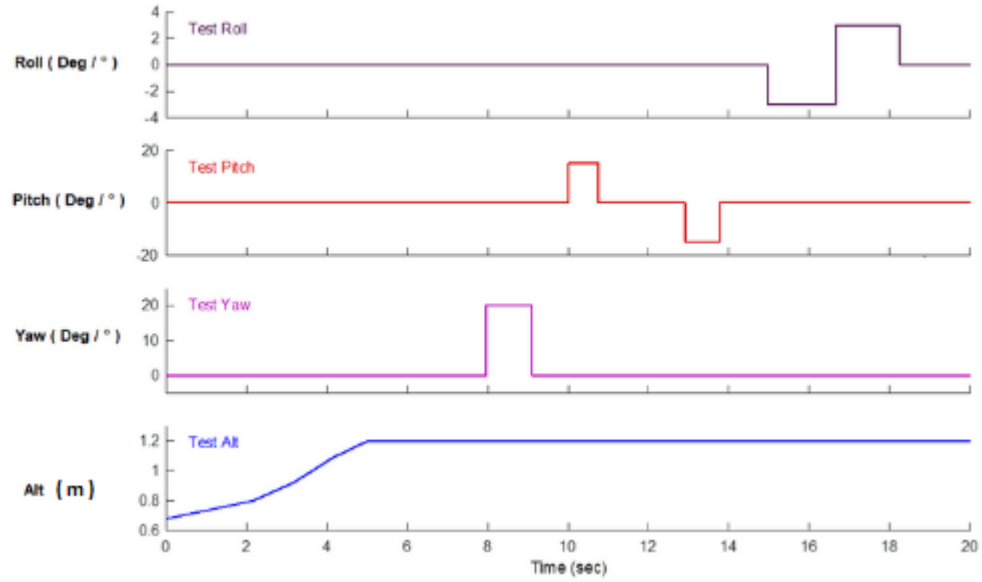


FIGURE 3.3 – Scénario donné utilisé pour la simulation

En outre, le schéma fonctionnel des contrôleurs conçus est donné dans la Figures 3.4.

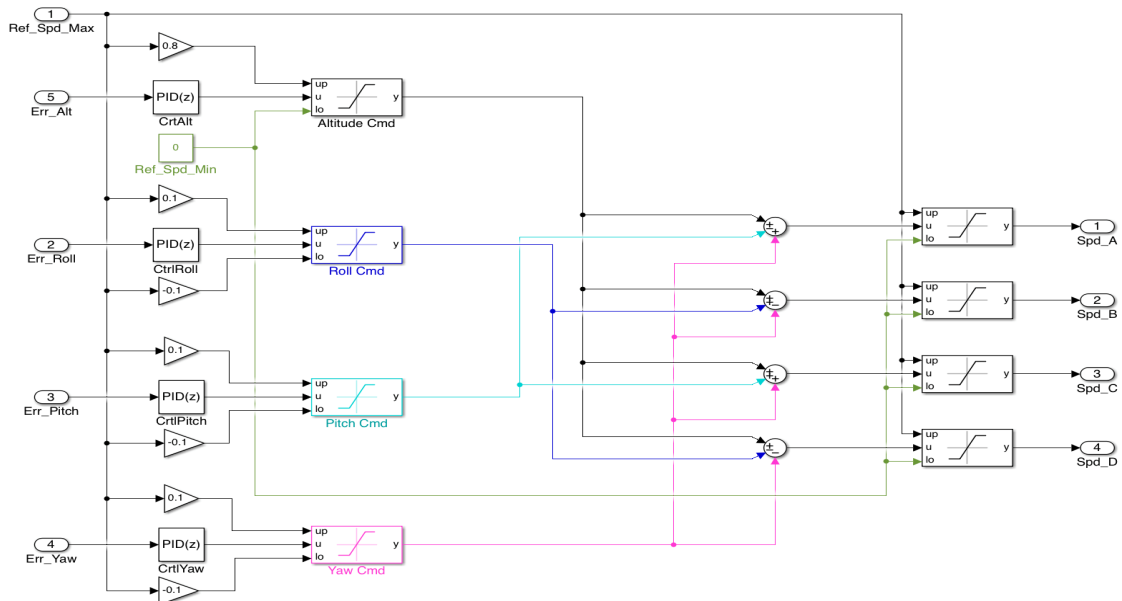


FIGURE 3.4 – le schéma fonctionnel des contrôleurs PID.

Les parties mécaniques du quadcoptère sont simulées dans matlab/Simulink et données dans les Figures 3.5 et 3.6.

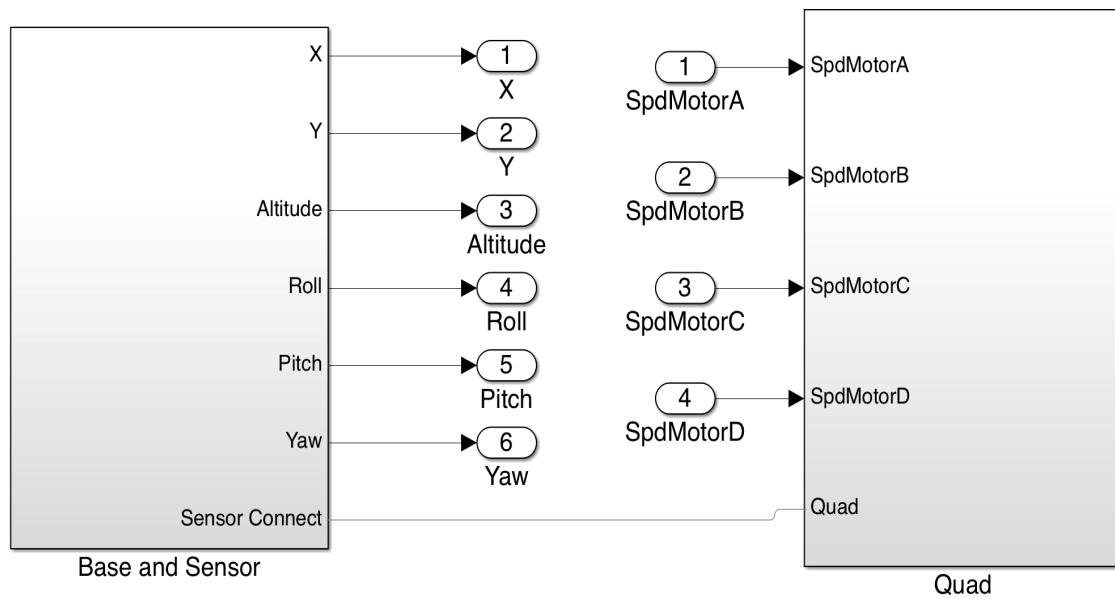


FIGURE 3.5 – Bloc diagramme des parties mécaniques du quadcoptère

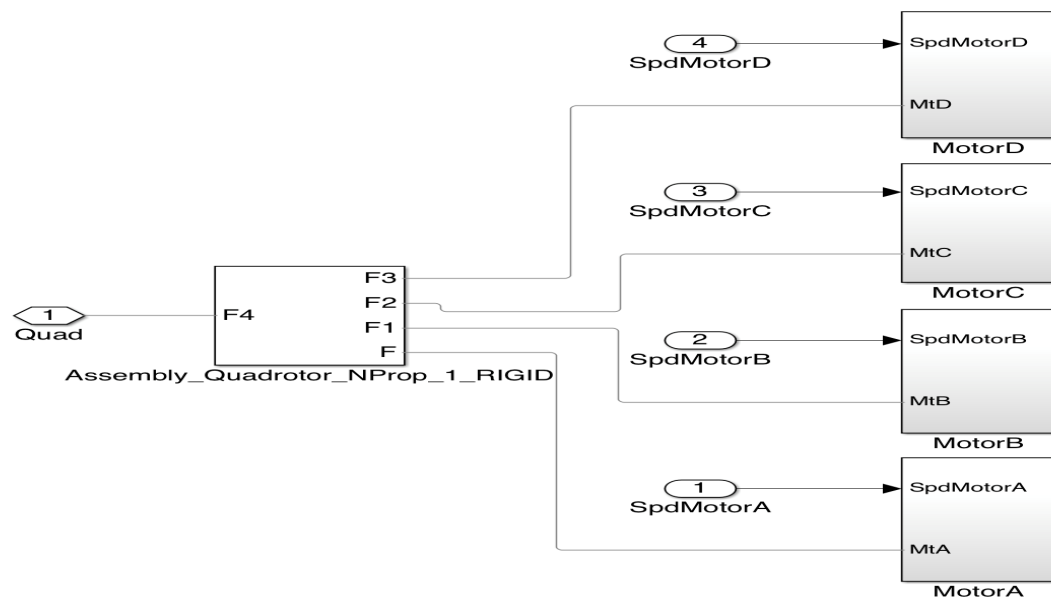


FIGURE 3.6 – Bloc diagramme des parties mécaniques des moteurs

Dans la simulation, un scénario donné est utilisé afin de suivre l'altitude, le tangage, le roulis et le lacet. Et de tester leur stabilité ainsi que le temps de réponse. Différentes valeurs de P, I et D, ainsi que différents gains de normalisation du contrôleur à logique floue ont été testés. Différents gains de normalisation du contrôleur à logique floue ont été

testés. Les tableaux (3.1, 3.2 et 3.3) montrent les gains utilisés pour le PID. Notez ici que nous avons utilisé plusieurs simulations, mais nous n'avons retenu que les deux meilleures d'entre elles à des fins de comparaison.

TABLE 3.1 – Gains PID (Cas 1)

Best	Alt	Roll	Pitch	Yaw
kp	60	1	2	8
ki	0.3	0.02	0.05	0.01
kd	10	0.01	0.04	0.05

TABLE 3.2 – Gains PID (Cas 2)

Low	Alt	Roll	Pitch	Yaw
kp	6	0.1	0.2	0.8
ki	0.03	0.002	0.005	0.001
kd	1	0.001	0.004	0.005

TABLE 3.3 – Gains PID (Cas 3)

High	Alt	Roll	Pitch	Yaw
kp	120	10	20	80
ki	3	0.2	0.5	0.1
kd	100	0.1	0.4	0.5

De plus, pour le PID flou, nous avons utilisé le script FIS dans MATLAB comme suit

```
[System] Name='FIS'
Type='sugeno'
Version=2.0
NumInputs=2
NumOutputs=1
NumRules=4
AndMethod='prod'
OrMethod='probor'
ImpMethod='prod'
AggMethod='sum'
DefuzzMethod='wtaver'
```

```

[Input1]
Name='E'
Range=[-20 20]
NumMFs=2
MF1='Negative' : 'gaussmf',[7 -10]
MF2='Positive' : 'gaussmf',[7 10]
[Input2]
Name='CE'
Range=[-20 20]
NumMFs=2
MF1='Negative' : 'gaussmf',[7 -10]
MF2='Positive' : 'gaussmf',[7 10]
[Output1]
Name='u'
Range=[-20 20]
NumMFs=3
MF1='Min' : 'constant',[-20]
MF2='Zero' : 'constant',[0]
MF3='Max' : 'constant',[20]
[Rules]
1 1, 1 (1) : 1
1 2, 2 (1) : 1
2 1, 2 (1) : 1
2 2, 3 (1) : 1

```

La première partie de la simulation consiste à tester les valeurs optimales du PID. Ainsi, plusieurs valeurs de réglage du PID sont testées. La méthodologie consiste à modifier manuellement leurs gains en les augmentant et en les diminuant jusqu'à trouver les valeurs optimales.

La (Figure 3.7) montre les résultats de la simulation et de la référence pour l'altitude, le tangage, le roulis et le lacet en faisant varier différentes valeurs de P. La ligne représente la référence et les autres couleurs représentent la réponse des cas de changement de la valeur de P.

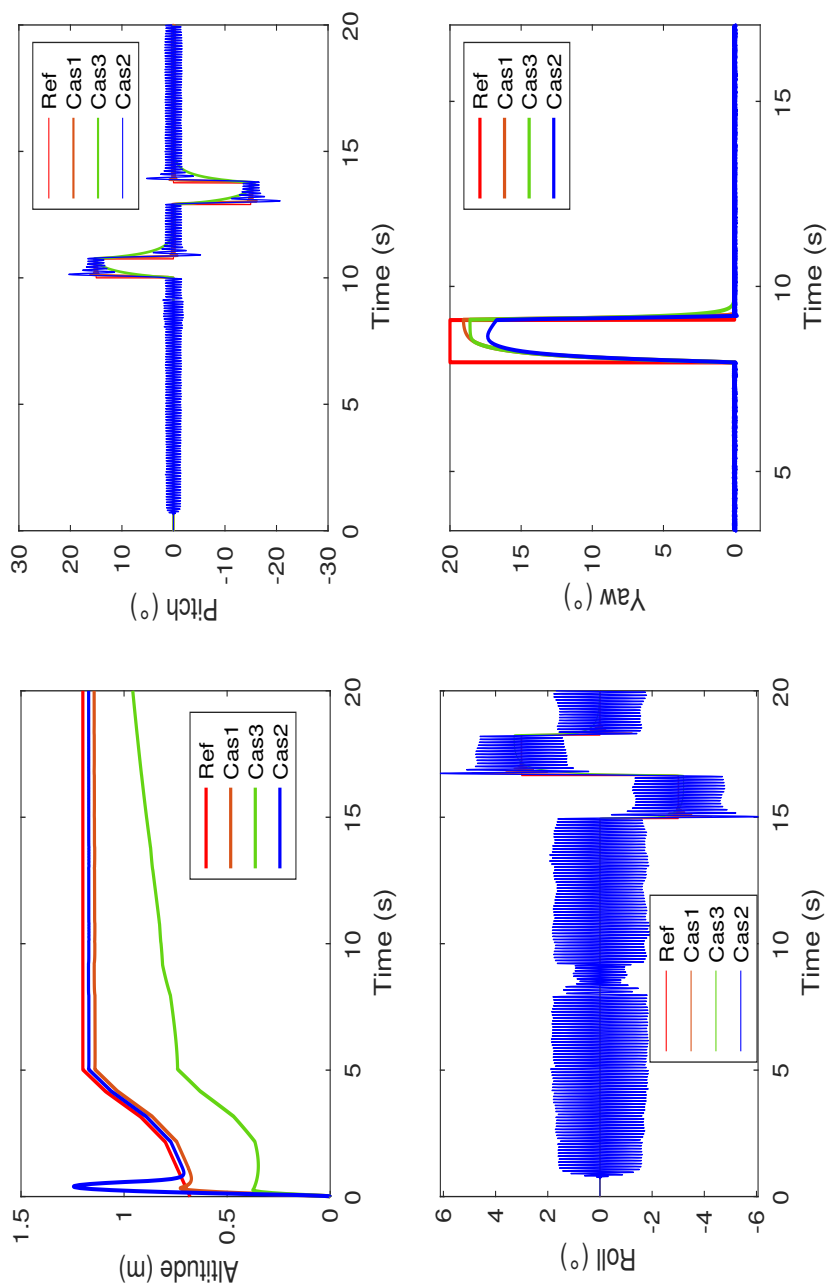


FIGURE 3.7 – Résultats de la comparaison entre la référence donnée et la réponse du quadcoptère pour l'altitude, le tangage, le roulis et le lacet pour différents gains P.

D'après cette figure, nous pouvons noter que le régulateur P détermine l'intensité avec laquelle le contrôleur de vol travaille pour corriger les erreurs et atteindre la trajectoire de vol souhaitée grâce au réglage de la sensibilité et de la réactivité.

Un gain P élevé signifie un contrôle plus net, tandis qu'un gain P faible signifie un contrôle plus souple. Si P est trop élevé, le quadcoptère devient trop sensible et a tendance à sur-corriger, ce qui finit par provoquer des dépassements et vous aurez des oscillations à haute fréquence. Un P plus faible est utilisé pour réduire les oscillations, mais si vous le réduisez trop, le quadcoptère commencera à être mou.

De la même manière, nous avons changé la valeur de D afin de montrer son effet sur la réponse de D dans le quadcoptère ; les résultats sont montrés dans la (Figure 3.8).

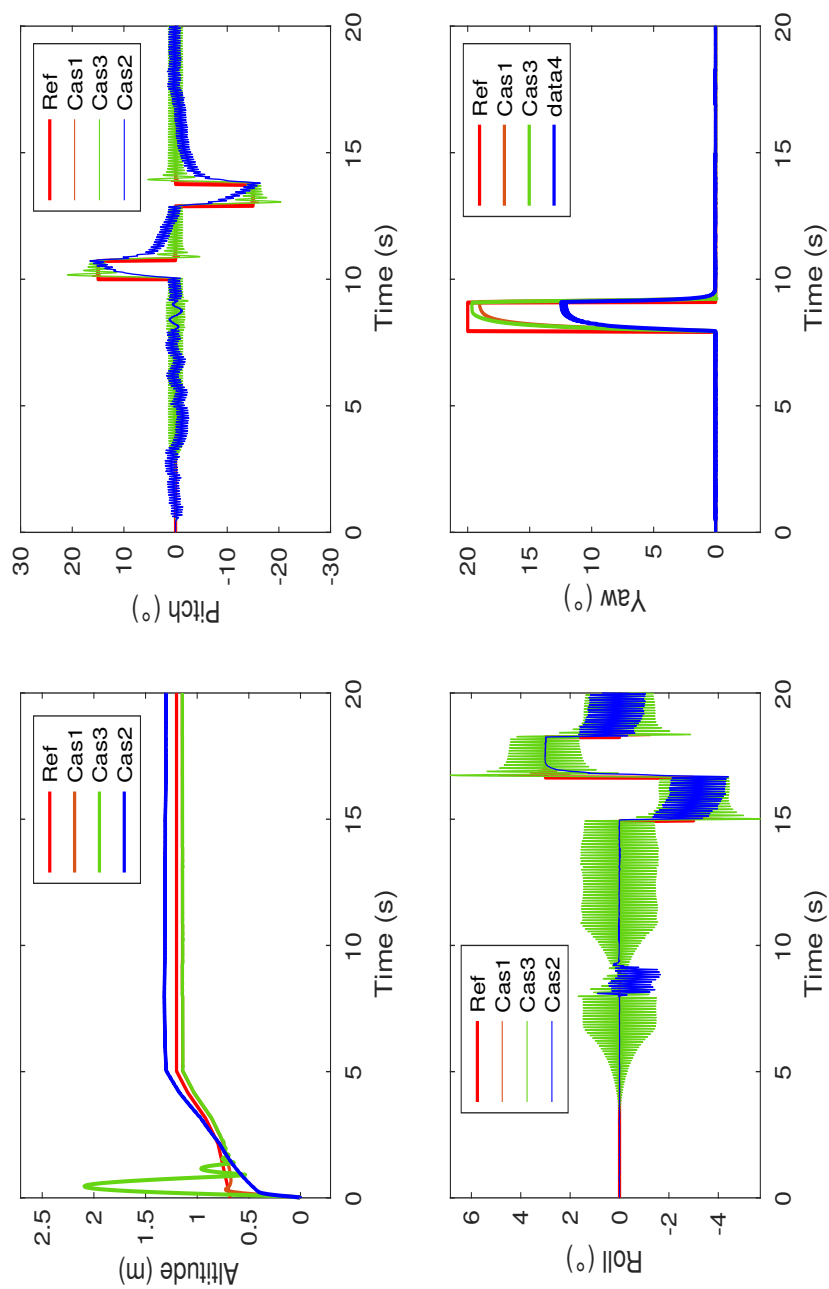


FIGURE 3.8 – Résultats de la comparaison entre la référence donnée et la réponse du quadcoptère pour l'altitude, le tangage, le roulis et le lacet pour différents gains D.

Le gain D fonctionne comme un amortisseur et réduit sur les corrections et les dépassements provoqués par le terme P . Tout comme un amortisseur empêche la suspension d'être rebondi, l'ajout de gain D peut adoucir et contrecarrer les oscillations causées par un gain P excessif, ainsi que minimiser les oscillations de lavage des hélices.

Lorsque D est trop faible, le quadcoptère aura de mauvais rebonds à la fin d'un lacet ou d'un roll, et des oscillations de lavage d'hélices dans les descentes verticales. L'augmentation du gain D peut améliorer ces problèmes ; cependant, une valeur D excessive peut introduire des vibrations dans le quadcoptère car elle implique le bruit dans le système (Figure 3.9).

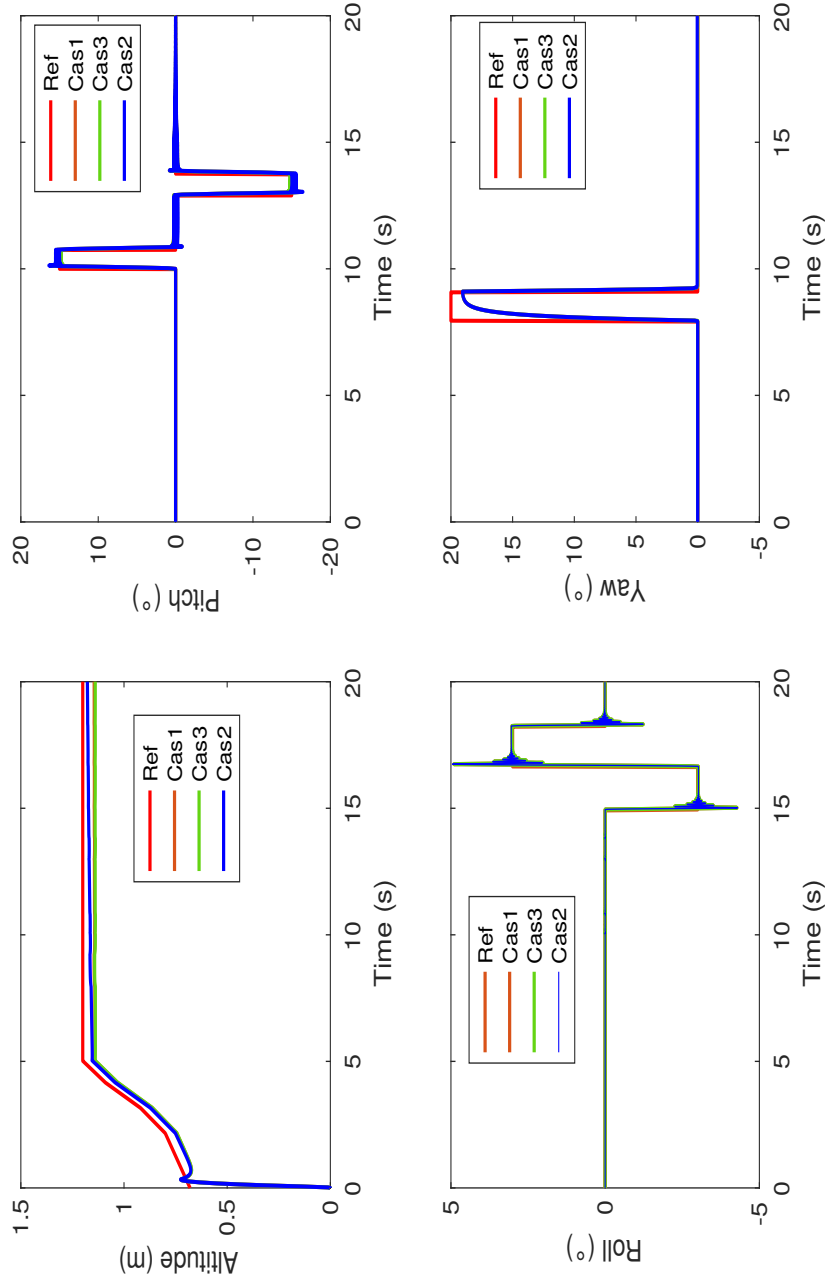


FIGURE 3.9 – Résultats de la comparaison entre la référence donnée et la réponse du quadcoptère pour l'altitude, le tangage, le roulis et le lacet pour différents gains I.

La (figure 3.9) montre les résultats de la simulations et de la référence pour l'altitude, le tangage, le roulis et le lacet e , faisant varier d'iffrérentes valeurs de I .

Ce terme détermine l'effort fourni par les contrôleurs de vol pour maintenir l'attitude du drone face à des forces externes telles que le vent et le centre de gravité centré. Forces externes, telles que le vent et le centre de gravité o-centré.

Lorsque I est trop faible, on peut corriger la trajectoire du quad beaucoup plus avec les manches de la télécommande, surtout lorsque l'accélérateur est actif. Bâtons, quand le gain de I est trop élevé, le quadcoptère sera trop contraint par cela, et commencera à se sentir peu réactif. C'est comme avoir une réaction plus lente avec un gain P diminué. Un gain I excessif dans des cas extrêmes peut créer une oscillation basse fréquence. Dans le monde réel, il n'y a pas deux ESC, moteurs ou hélices identiques, qui fournissent différents niveaux de poussée même lorsqu'ils tournent dans le même air. Lorsque nous faisons un "punch out" et que nous baissons immédiatement les gaz, un moteur peut augmenter et diminuer son régime plus rapidement que les autres, ce qui provoquera un mouvement de pendule non désiré.

Nous augmentons le gain I afin d'améliorer ces détails dans les performances de vol. En se basant sur les simulations précédentes, nous avons constaté que les trois gains devaient être testés avec des valeurs différentes afin de compenser les inconvénients de chaque contrôleur individuel. Comme précédemment, différentes valeurs de P , I et D sont testées. À partir de ces résultats, nous pouvons conclure que les contrôleurs PID donnent les meilleurs résultats par rapport aux contrôleurs simples P , PI et PD . Cependant, des gains élevés de P , I et D ensemble conduisent à un système stable, mais avec des oscillations élevées. D'un autre côté, des valeurs faibles de P , I et D donnent des systèmes instables.

Les meilleurs résultats pour le PID et données par la (Figure 3.10).

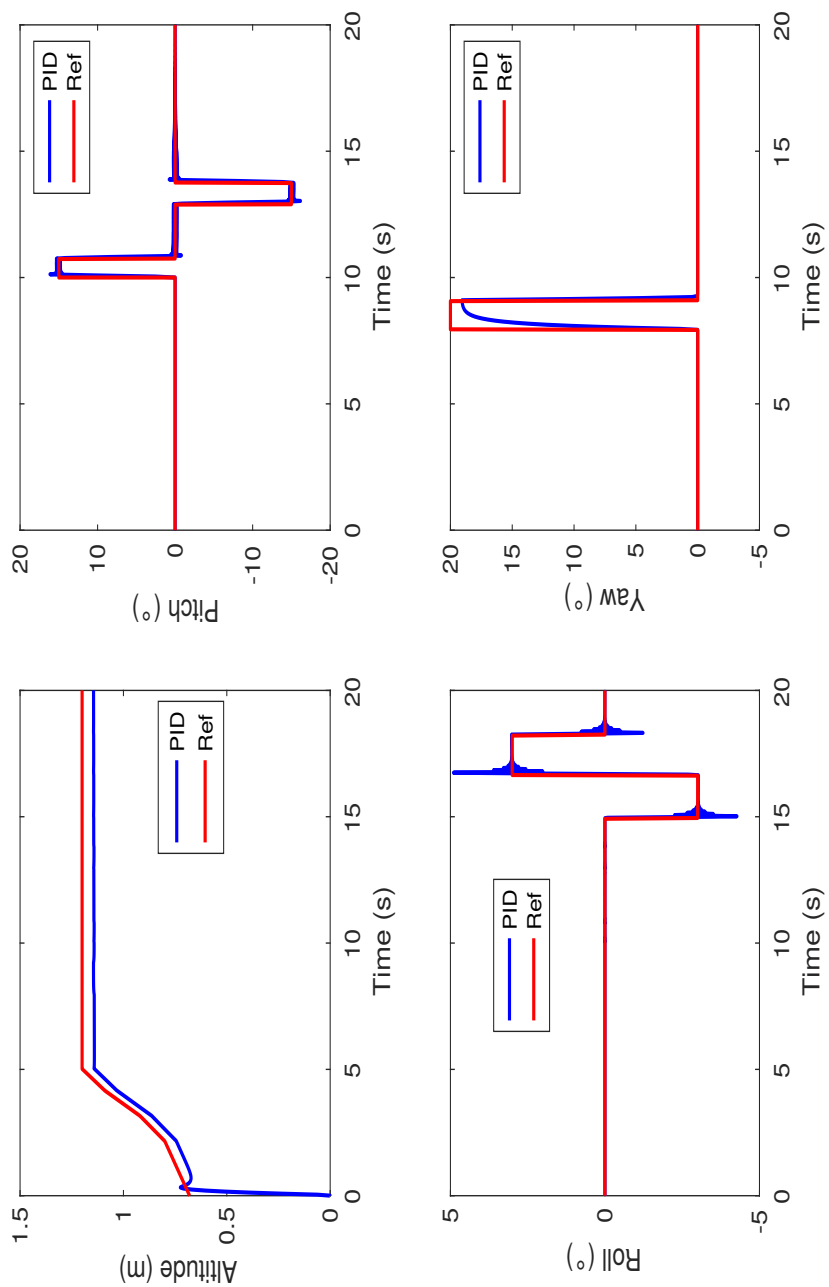


FIGURE 3.10 – Résultats de la comparaison entre la référence donnée et la réponse du quadcoptère pour l'altitude, le tangage, le roulis et le lacet pour les meilleurs gains PID.

Ensuite, nous avons testé le PID flou afin d'améliorer la réponse du contrôleur PID classique. Les principaux facteurs à déterminer sont les facteurs d'échelle GE, GCE, GCU, et GU (gains de normalisation) à partir des gains K_p , K_i , et K_d du contrôleur PID classique.

Ils sont donc calculés à l'aide des formules suivantes (en prenant la valeur de GE) ;

$$GCE = \frac{GE * (K_p - \sqrt{\frac{K_p^2 - 4 * K_i * K_d}{2}})}{2} ;$$

$$GCU = \frac{K_i}{GE} ;$$

$$GU = \frac{K_d}{GCE} ;$$

GCE, GCU, GE, GU : les gains de normalisation

Les résultats de la simulation sont présentés à la (Figure 3.11) La ligne rouge représente le scénario de référence donné et la ligne bleue est la réponse de la logique floue.

À partir de cette figure et pour obtenir un bon réglage, l'objectif est de diminuer le temps de réponse avec moins d'oscillation et de garantir la stabilité du système. Dans le cas de l'altitude, une faible valeur de GE conduit à une augmentation du temps de réponse. Par ailleurs, une valeur GE plus élevée conduit à une diminution du temps de réponse. Cependant, dans ce cas, nous remarquons un pic plus élevé.

Dans le cas du tangage, du roulis et du lacet, une valeur GE plus élevée entraîne une augmentation du temps de réponse, avec peu d'oscillations, et une valeur GE plus faible diminue le temps de réponse avec l'apparition d'oscillations. Par conséquent, nous devons trouver le GE optimal afin d'améliorer la performance globale du système.

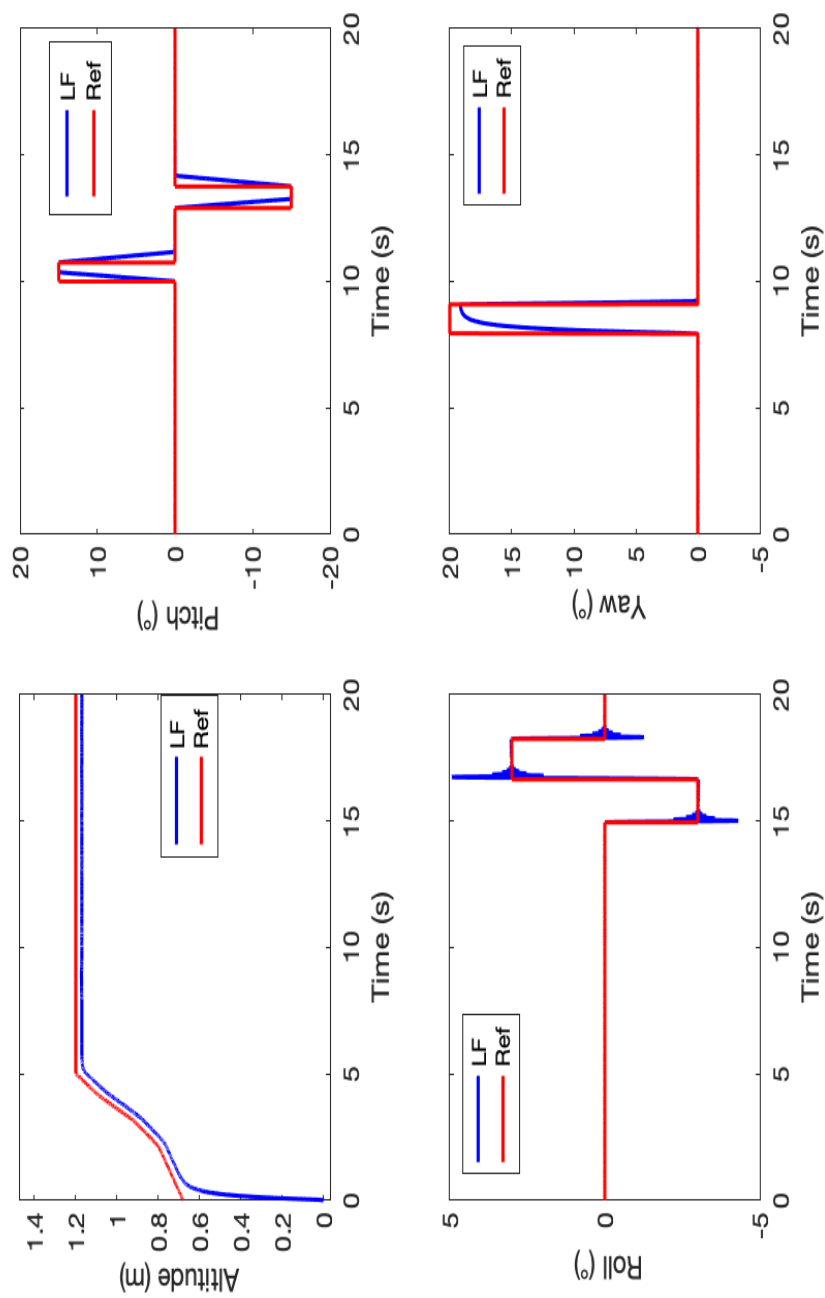


FIGURE 3.11 – Résultats de la comparaison entre la référence donnée et la réponse du quadcoptère pour l'altitude, le tangage, le roulis et le lacet en utilisant un contrôleur à logique floue.

Enfin, et pour choisir le meilleur contrôleur, nous avons simulé les meilleurs résultats du PID classique et du PID flou comme le montre la (Figure 3.12). La ligne rouge représente la référence, la bleue représente la réponse du PID flou et la ligne de points noirs représente le meilleur résultat du contrôleur PID classique.

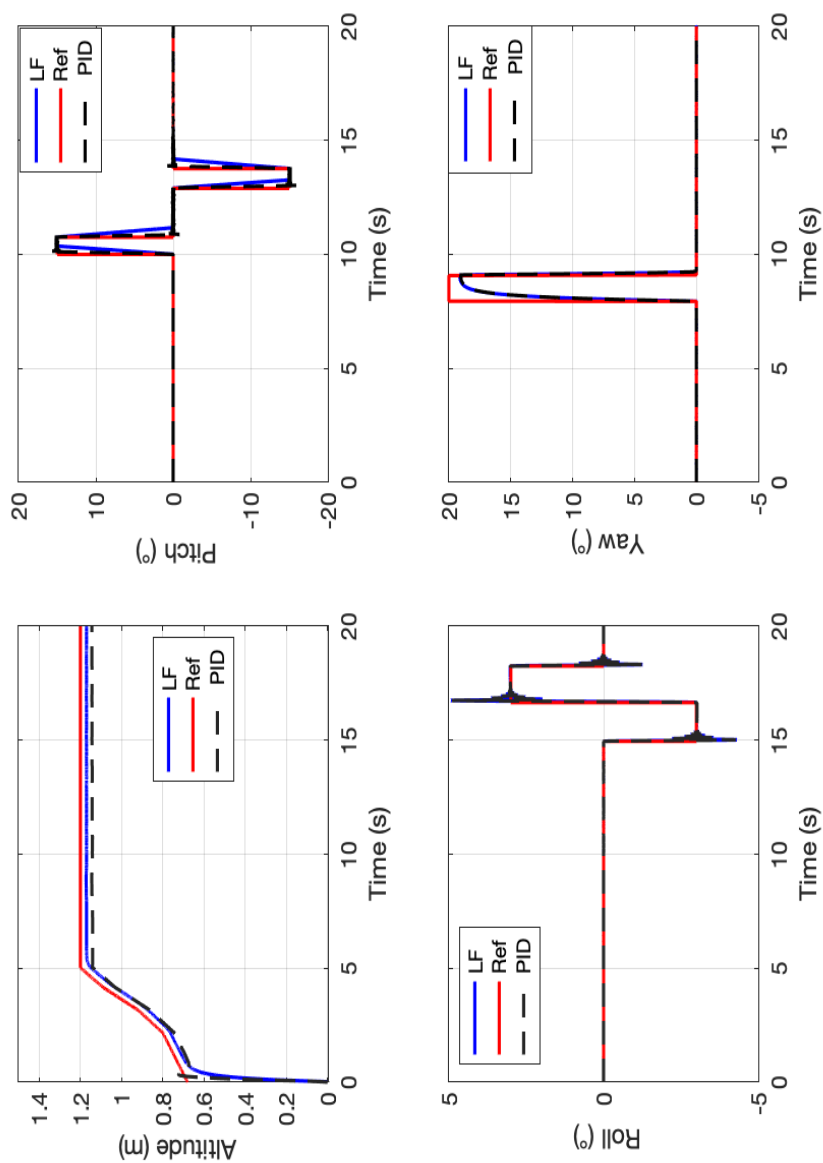


FIGURE 3.12 – Résultats de la comparaison entre la référence donnée et la réponse du quadcoptère pour l'altitude, le tangage, le roulis et le lacet en utilisant les meilleures valeurs des contrôleurs PID et PID flou.

3.3 Conclusion

Dans ce chapitre, une étude comparative entre les contrôleurs PID et PID flou appliqués à un quadcoptère pour améliorer la stabilité du système global est proposée. Un modèle Matlab/Simulink est développé afin de simuler la dynamique du quadcoptère. Le cadre DJI F450 a été utilisé et ses paramètres sont maintenus dans la simulation. Nous pouvons voir à partir des résultats de simulation présentés que le contrôleur PID est très simple et basique et qu'il peut assurer la stabilité, cependant avec quelques fluctuations. Le contrôleur PID flou peut surmonter ces fluctuations, mais avec un temps de réponse plus long.

Conclusion générale

Un quadcoptère est un aéronef dont la sustentation et la propulsion sont assurées par quatre rotors horizontaux ; chaque rotor est composé de deux ou trois pales. Les quadcoptères sont classés dans la catégorie des giravions ou des aéronefs à voilure tournante pour les distinguer des aéronefs à voilure fixe, car le quadcoptère tire sa source de portance des pales du rotor qui tournent autour d'un mât.

Au cours des dernières années, les véhicules aériens télécommandés ont connu un succès incroyable auprès des amateurs, des groupes de recherche universitaires et des particuliers qui envisagent de créer une entreprise. Le noms de ces véhicules varient de quadcoptères à quadrotors ou même drones.

Dans ce mémoire, nous avons tenté d'explorer et d'expliquer les principales modélisations, le contrôle et l'utilisation de ces quadcoptères. Nous avons dérivé les équations du mouvement d'un quadcoptère, en commençant par la relation tension-couple pour les moteurs sans balais et en travaillant sur la cinématique et la dynamique du quadcoptère en incluant la friction de l'air comme une force de traînée linéaire dans toutes les directions.

Nous avons utilisé les équations du mouvement pour créer un simulateur dans lequel nous avons pu tester et visualiser les mécanismes de contrôle du quadcoptère. Nous avons testé deux contrôleurs, à savoir PID et PID flou, et comparé leurs performances. Ainsi, sur la base de ces résultats, certaines conclusions peuvent être tirées de ce travail :

- La modélisation mathématique est très compliquée et certaines simplifications doivent être prises en considération afin de modéliser la dynamique des quadcoptères.
- Les régulateurs PID et PID flou donnent tous deux de bons résultats. Cependant, nous avons constaté que le réglage du contrôleur PID était difficile, et conduisait souvent à un système instable pour des raisons inconnues.
- Le PID flou est facile à mettre en œuvre, mais dépend toujours de certains paramètres de réglage.
- Le PID donne une réponse rapide, mais avec une fluctuation notable qui peut être nuisible au vol du quadcoptère. Les contrôleurs PID flous réduisent significativement ces fluctuations, mais augmentent le temps de réponse. Enfin, les travaux futurs peuvent se concentrer sur certains points tels que :
 - Intégration du contrôleur Pixhawk avec le logiciel Matlab afin de tester les algorithmes de contrôle Simulink développés dans des tests réels.
 - Utilisation d'autres schémas de contrôle tels que les algorithmes de contrôle robustes et de backstepping afin d'améliorer la stabilité du système.

Références

Bibliographie

- [1] Z. BELLAHCENE, M. BOUHAMIDA, M. BENGHANEM, and A. LAIDANI, "La Commande Intégrale Backstepping Appliquée à un Hélicoptère à quatre hélices", 2ème CIMGLE' 2012, Oran, Algérie, 2012.
- [2] C. LUM, K. GAUKSHEIM, C. DESEURE, J. VAGNERS, and T. MCGEER, "Assessing And Estimating Risk Of Operating Unmanned Aerial Systems In Populated Areas", 2012.
- [3] E. CETINSOY, S. DIKYAR, C. HANCER, K.T. ONER, E. SIRIMOGLU, M. UNEL, and M.F. AKSIT, "Design and Construction of a Novel Quad Tilt-Wing UAV. Mechatronics", n°22, pp : 723-745. 2012.
- [5] Z. SATLA, "Contribution à la modélisation et à la commande d'un drone miniature", Sidi Bel Abbès, Thèse de doctorat, 2018.
- [6] A. HERNANDEZ, H. MURCIA, C. COPOT, and R. DE KEYSER "Model Predictive Path-Following Control of an AR.Drone Quadrotor", Memorias del XVI Congreso Latinoamericano, Cancún, Mexico, 2014.
- [7] L. MOHDEB, "Etude d'une loi de commande Robuste pour le pilotage d'un drone quadri-rotor", Jijel, Master, 2020.
- [8] D. DAHOUMANE and W. MOKRANI, "Commande robuste d'un drone quadrirotors avec la Technique d'un BACKSTEPPING et un correcteur PID Floue", Blida, Master en Aeronautique, 2016.
- [9] M. AMRANI and N. OUNISSI, "Etude et réalisation d'un drone quadrirotor", Guelma, Master Académique, 2020.
- [10] S. E. I. HASSENI, "Commande Robuste Non-linéaire d'un Quadrotor", Biskra, Thèse de doctorat, 2020.
- [11] Z. CHEKAKTA, A. ZOUBIRI, "Conception, Modélisation et Commande d'un UAV de type Quadrirotor", Oran, Ingénieur d'état, 2016.
- [12] D. POINSOT, "Commande d'un drone en vue de la conversion vol rapide - vol stationnaire", Toulouse, Thèse de doctorat, 2018.
- [13] A. KOEHL, "Modélisation, Observation et Commande d'un Drone Miniature à Birotor Coaxial", Lorraine, Thèse de doctorat, 2012.
- [14] Y. JMILI, "commande non linéaire hiérarchique d'un drone de type quadrotor sans mesure de la vitesse linéaire", Montréal, Maîtrise, 2016.
- [15] M. S. KHELOUI, "Application des commandes non linéaires sur un drone", Oran,

Magister, 2011.

[16] M. TAHAR, "MODELISATION ET COMMANDE D'UN DRONE A QUATRE HELICES", Oran : Thèse de doctorat, 2013.

[17] R. CHERIET, "Commande et stabilisation d'altitude d'un Drone de type Quadri-rotor", Blida, Master, 2013.

[18] A. ELMAHARAT and R. LAKHDARI, "Conception et réalisation d'un mini drone", Bordj Bou Arreridj, Master, 2021.

[19] A. MUSTAPHA, "Modélisation et commande d'un quadrirotor :Etude comparative de la commande floue et PID", tizi-ouzou, Master, 2016.

[20] A. BUIRETTE, J. SANGARE, B. WATIER, I. FORTIN, and A. JUMELINE, "Drone quadrirotor autonome, École Centrale d'Électronique", Paris, 2010.

[21] J. DUNFIED, M. TARBOUCHI, and G. LABONTE, '2004 IEEE, Neural Network Based control of a Four Rotor Helicopter", International Conference on Industrial Technology (ICIT), Hammamet, Tunisia, 2004.

[22] K. M. ZEMALACHE, L. BEJI, and H. MARREF, "Control of an under-actuated system : application a four rotors rotorcraft", 2008.

[23] T. S. VENKATASUNDARAKUMAR, R. SUWATHY, T. M. HARIPRIYA, and M. VENKATESAN, "Motion control analysis of a quadcopter system part II-Modelling", 2016 IEEE International

[24] G. HOMANN, H. HUANG, S. WASLANDER, and C. TOMLIN, "Quadrotor Helicopter Flight Dynamics and Control : Theory and Experiment", 2012.

[25] D. GONZALEZ-AGUILERA and P. RODRIGUEZ-GONZALVEZ, "Drones", An Open Access Journal, 2017.

[26] O. MELABI and A. KHERGAG, "Etude dynamique d'un Quadri-Rotor Analyse de Commander par la méthode H-infinity et simulation par Matlab/Simulink", Blida, Master, 2018.

[27] R. AYAD, "Conception et réalisation d'un drone quadrirotor", Oran, Magister en automatique , 2010.

[28] M. LARBI and S. MEBREK "Modélisation et Commande Linéaire et non Linéaires d'un Drone a Voleur Tournante Type, Quadri-rotor", Tizi-ouzou, Master, 2017.

[29] D. E. ROUHANI, "Modélisation et commande d'un drone quadrirotor par les réseaux Neuro-Flous et PID", OUM EL BOUAGHI, Master, 2019.

[30] K. BELHADRI, "Contrôle Robuste d'un Quadrotor", Oran, Thèse de doctorat, 2021.

- [31] M. Z. GHELLAB, "Commandes Non Linéaires Robustes Appliquées À un Hélicoptère Autonome", M'sila, Thèse de doctorat, 2020.
- [32] A. PRAYITNO, V. INDRAWATI, and G. UTOMO, "Trajectory Tracking of AR.Drone Quadrotor Using Fuzzy Logic Controller", TELKOMNIKA, vol. 12, n° 14, pp : 819-828, Décembre 2014.
- [33] A. E. MEKKI, "Commande Non Linéaire d'un Hélicoptère à Six Degrés de Liberté Type Quadrotor Basée sur le PID à Gains Adaptatifs", M'sila, Master, 2016.