

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE
SCIENTIFIQUE

Université de Mohamed El-Bachir El-Ibrahimi - Bordj Bou Arreridj

Faculté des Sciences et de la technologie

Département d'Electronique

Mémoire

Présenté pour obtenir

LE DIPLOME DE MASTER

FILIERE : ELECTRONIQUE

Spécialité : INDUSTRIE ELECTRONIQUE

Par

- **ELMAHARAT Anis**
- **LAKHDARI Raouf**

Intitulé

Conception et réalisation d'un mini drone

Évalué le : 14 septembre 2021

Par la commission d'évaluation composée de :*

<i>Nom & Prénom</i>	<i>Grade</i>	<i>Qualité</i>	<i>Etablissement</i>
<i>M. MEZAACHE Salaheddine</i>	<i>MCB</i>	<i>Président</i>	<i>Univ-BBA</i>
<i>M. BELHADAD Yehya</i>	<i>MCB</i>	<i>Encadreur</i>	<i>Univ-BBA</i>
<i>M. BENDIB Sarra</i>	<i>MCB</i>	<i>Examineur</i>	<i>Univ-BBA</i>

Année Universitaire 2020/2021

* Conformément à :

- L'arrêté n°055 du 21 janvier 2021 Fixant dispositions exceptionnelles autorisées en matière d'organisation et gestion pédagogique, de l'évaluation et de la progression des étudiants, durant la période COVID-19 au titre de l'année universitaire 2020-2021 ;
- Procès-verbal de la réunion de l'équipe du domaine des Sciences et Technologies du mois de Mai 2021.

Remerciements :

Tout d'abord, nous remercions le Dieu de nous avoir donné la force, la volonté et le courage afin d'accomplir ce modeste travail.

Ces remerciements s'adressent à nos familles qui nous ont toujours aidée et encourager durant nos longues années d'étude.

*Nos remerciements vont à notre encadreur **Dr. BELHADDAD YEHYA**, pour toute sa gentillesse, pour ses précieux conseils et pour sa patience avec nous, ainsi tous ceux qui nous ont aidée et soutenue dans notre travail.*

Nos profonds remerciements pour les membres de jury qui ont accepté d'évaluer ce travail.

Enfin, nous tenons à exprimer notre profonde gratitude à l'ensemble des enseignants qui ont contribué à notre formation et à tous ce qui participe de réaliser ce mémoire.

Dédicace :

Je dédie ce modeste travail à mes chers parents

A mes frères et sœurs et toute la famille

A tous mes professeurs

A tous mes amis et mes collègues

Je n'oublie pas les gens qui m'ont aidé

TABLE DES MATIERES

Table des matière I
RésuméIV
Liste des tableaux VI
Liste des figuresVII
Liste des acronymes IX

Introduction générale

Introduction générale..... 2

Chapitre I : Généralités sur les drones

I.1. Introduction 5
I.2. Définition d'un drone 5
I.3. L'évolution des drones au fil du temps et des guerres 5
 I.3.1. Premices des premiers drones 5
 I.3.2. L'entre-deux guerres 6
 I.3.3. La guerre froide 7
 I.3.4. La guerre du Vietnam..... 7
 I.3.5. Les années 1980 et l'arrivée d'Israël 7
 I.3.6. Les années 1990 8
I.4. Classification des drones 8
 I.4.1. Les drones à voilure fixe 9
 I.4.2. Les drones à voilure tournante 10
 I.4.3. Les drones à ailes battantes 10
I.5. Type de pilotage 11
I.6. Les domaines d'utilisation..... 11
 I.6.1. Utilisation militaire des drones 11
 I.6.2. Utilisation civile des drones 12
I.7. Avantages et des inconvénients des drones 12
I.8. Règlementation sur l'utilisation des drones..... 13
I.9. Conclusion 15

Chapitre II : Modélisation et commande d'un drone quadrotor

II.1. Introduction 17
II.2. Description générale du quadrotor 17

II.3. Mouvements du quadrotor.....	18
II.3.1. Mouvement vertical.....	19
II.3.2. Mouvement de roulis.....	19
II.3.3. Mouvement de tangage	20
II.3.4. Mouvement de lacet	20
II.3.5. Mouvement de translation horizontale.....	21
II.4. Modèle dynamique du quadrotor.....	22
II.4.1. Angles d'Euler.....	23
II.4.2. Vitesses angulaires	24
II.4.3. Vitesses linéaires	24
II.5. Effets physiques agissants sur le quadrotor	24
II.5.1. Les forces	25
II.5.2. Les moments	26
II.5.3. Effet gyroscopique	26
II.6. Développement du Modèle mathématique selon Newton-Euler.....	27
II.6.1. Équations de mouvement de translation.....	29
II.6.2. Équations de mouvement de rotation	30
II.6.3. Relation forces/moment et vitesse de moteurs.....	31
II.7. Contrôle PID.....	31
II.8. Conclusion.....	33

Chapitre III : Réalisation d'un drone quadrotor

III.1. Introduction	35
III.2. Conception générale notre projet à réaliser.....	35
III.3. Description général sur Les composants utilisés.....	37
III.3.1. Arduino Nano.....	37
III.3.2. Module nRF24L01 + PA + LNA.....	38
III.3.3. Module MPU- 6050	38
III.3.4. Batterie Lipo 2200 mAh / 35C/ 3S	39
III.3.5. Chargeur les batteries Li-po.....	40
III.3.6. Brushless DC Motor A2212/ 1400KV / 10T.....	41
III.3.7. Electronic speed control ESC	42
III.3.8. Les composants complémentaires pour notre projet.....	43
III.4. Tests les composants utilisés.....	44

Table des matières

III.4.1. BLDC et hélice	44
III.4.2. Équilibrage ESC.....	45
III.4.3. Joystick et module Radio fréquence	45
III.4.4. Module Module MPU- 6050.....	46
III.5. Conception commande de vol (radiocommande).....	46
III.5.1. Lecture les données viennent de deux joysticks	46
III.5.2. Traitement et transmission les données de deux joysticks.....	47
III.6. Conception Contrôle de vol (radiocommande)	48
III.6.1. Recevoir les données envoyées et lecture les données gyroscopiques	48
III.6.2. Traitement les données et Asservissement du quadrotor	48
III.7. Comment commander le quadrotor.....	50
III.8. Temps de vol (Time - Flight)	50
III.9. Assemblage quadrotor et teste de vol.....	51
III.10. Conclusion.....	53

Conclusion générale

Conclusion générale	55
---------------------------	----

Bibliographie

Bibliographie.....	57
--------------------	----

Résumé

Le quadrotor est un robot volant faisant partie de la famille des multirotors. Il possède plusieurs caractéristiques (une structure de taille réduite, faible poids, agilité, décollage et atterrissage vertical) qui lui offrent plusieurs avantages par rapport à d'autres types de robots volants.

Le travail présenté dans ce mémoire est l'étude et la réalisation d'un drone de type quadrotor. Notre quadrotor est réalisé à l'aide de quatre moteurs sans balais BLDC. Ces moteurs sont commandés depuis un circuit s'appelle contrôle de vol, son emplacement est à centre du quadrotor, ce circuit permet de gérer les BLDC en utilisant des contrôleurs de vitesse électronique (ESC), l'ensemble est alimenté par une batterie et piloté par un autre circuit s'appelle commande de vol (radiocommandé). La stabilisation du drone a été assurée en implémentant une loi de commande de type PID.

Mots-clés

Drone, quadrotor, commande de vol, contrôle de vol, moteur BLDC, contrôleurs de vitesse électronique ESC, correcteur PID.

Abstract

The quadrotor is a flying robot. It belongs to the Multirotors family. The quadrotor has several characteristics (mechanical structure of reduced size, reduced weight, agility, vertical takeoff and landing), which gives several advantages over other types of flying robots.

The work presented in this thesis is the study and construction of a quadrotor type drone. Our quadrotor is made using four BLDC brushless motors. These motors are controlled from a circuit called the flight control, its location is at the center of the quadrotor which allows the BLDCs to be managed using electronic speed controllers (ESC), the whole is powered by a battery and piloted by a radio control circuit is called a flight command. The stabilization of the drone was ensured by implementing a PID type control law.

Keywords

Drone, quadrotor, flight control, flight command, BLDC motor, ESC electronic speed controllers, PID corrector.

ملخص

كوادركوبتر هو روبوت طائر، ينتمي إلى عائلة الطائرات المتعدد المحركات. يتميز كوادروتر بعدة خصائص بنية ميكانيكية (ذات حجم منخفض ، وزن منخفض ، خفة حركة ، انقالب عمودي ، هبوط أفقي) ، مما يميزها عن أنواع الروبوتات الطائرة الأخرى. العمل المقدم في هذه الأطروحة هو دراسة وبناء طائرة بدون طيار من النوع كوادروتر. يتكون كوادروتر الخاص بنا من أربعة محركات بدون فرش. يتم التحكم في هذه المحركات بواسطة دائرة تسمى وحدة مراقبة الطيران ، والتي تقع في مركز كوادروتر حيث تسمح بإدارة المحركات الأربعة بدون فرش باستخدام أجهزة التحكم الإلكترونية في السرعة ، ويتم تشغيل الكل بواسطة بطارية ويتم توجيهه بواسطة دائرة التحكم لاسلكية تسمى التحكم في الطيران. يتم ضمان استقرار الطائرة PID بدون طيار من خلال تطبيق قانون تحكم من نوع

الكلمات المفتاحية

طائرة بدون طيار ، كوادروتر ، دائرة التحكم في الطيران ، دائرة المراقبة في الطيران ، محرك بدون فرش ، وحدات تحكم PID إلكترونية في السرعة ، مصحح.

LISTE DES TABLEAUX

Tableau I.1 : Avantages/Inconvénients des différentes familles de drones. 13
Tableau III.2 : Résultat de test plusieurs d'hélices avec BLDC 1400KV / 10T 44

LISTE DES FIGURE

Chapitre I

Figure I.1 : Vue aérienne de Labruguière en 1889.....	6
Figure I.2 : OQ-2 parmi des premiers drones en 1941.....	6
Figure I.3 : Différents modèles du Ryan 147 (de gauche à droite : 147J, H, G, NX).....	7
Figure I.4 : Pioneer 1985.....	8
Figure I.5 : Scout 1982.....	8
Figure I.6 : Drones à voilure fixe.....	9
Figure I.7 : Drones à voilure tournante.....	10
Figure I.8 : Drones à ailes battantes.....	11
Figure I.9 : Utilisation des drones dans le secteur militaire.....	12
Figure I.10 : Quelques domaines d'utilisation civile des drones.....	12

Chapitre II

Figure II.1 : Structure générale d'un quadrotor.....	18
Figure II.2 : Illustration du mouvement vertical.....	19
Figure II.3 : Illustration du mouvement de roulis.....	20
Figure II.4 : Illustration du mouvement de tangage.....	20
Figure II.5 : Illustration du mouvement de lacet.....	21
Figure II.6 : Illustration du mouvement de translation.....	21
Figure II.7 : La structure du quadrotor et des systèmes de coordonnées relatives.....	23
Figure II.8 : Structure parallèle d'un régulateur PID.....	32

Chapitre III

Figure III.1 : Conception général du quadrotor à réaliser.....	36
Figure III.2 : La carte Arduino Nano.....	37
Figure III.3 : Module émetteur-récepteur sans fil nRF24L01+ PA + LNA avec antenne externe.....	38
Figure III.4 : Module MPU- 6050.....	39
Figure III.5 : Batterie Lipo 2200 mAh / 35C/ 3S.....	40
Figure III.6 : Lipo balance charger.....	41
Figure III.7 : Brushless DC Motor A2212/ 1400KV / 10T.....	42
Figure III.8 : ESC 30A.....	43
Figure III.9 : Joystick, Hélices 1047, Plaques d'essai.....	43
Figure III.10 : Châssis quadrotor F330.....	44
Figure III.11 : Équilibrage ESC.....	45

Liste des figures

Figure III.12 : Émission/Réception les données.....	45
Figure III.13 : Les angles mesurées roulis, tangage et lacet.	46
Figure III.14 : Les axes de joystick.	47
Figure III.15 : Commande de vol	48
Figure III.16 : Contrôle de vol	49
Figure III.17 : Poids de quadrotor.	51
Figure III.18 : Vue d'ensemble du quadrotor.....	52
Figure III.19 : Vue extérieure du quadrotor	53

Liste des acronymes

U.A.V	Unmanned Aerial Vehicle
US	United States
URSS	Union Republics Socialist Soviet
DARPA	Defense Advanced Research Projects Agency
DGAC	Direction générale de l'Aviation civile
FAA	Federal Aviation Administration
Km/h	Kilomètre par Heure
PID	Proportionnelle Integrale Dérivée
DDL	Degré De Liberté
RF	Radio Frequency
PWM	Pulse Width Modulation
ESC	Electronic Speed Control
PA	Power Amplification
LNA	Low Noise Amplifier
SPI	Serial Peripheral Interface
GFSK	Gaussian frequency Shift Keying
DMP	Digital Motion Processor
I2c	Inter Integrated Circuit
ADC	Analog to Digital converter
CC	Constant Current
CV	Constant Voltage
CW	Clockwise
CCW	Counterclockwise
USB	Universal Serial Bus
IDE	Integrated Development Environment

INTRODUCTION

GÉNÉRALE

Avec la démocratisation des drones et leur grande accessibilité, ces appareils sont de plus en plus utilisés dans un grand nombre de domaines, nous citerons comme exemple la surveillance du trafic routier, l'exploration environnementale, la cartographie et prise de vue aérienne sans compter toutes les utilités militaires. La capacité des drones de type quadrotor à décoller et atterrir verticalement et leur grande agilité, ainsi que leur capacité à faire du vol stationnaire en font des appareils d'une grande versatilité, et a l'utilité limitée seulement par l'imagination (Bouabdallah, 2007).

Construction d'un véhicule aérien de ce genre était un rêve pour beaucoup de chercheurs, qui étaient limités par les restrictions imposées par la déficience du matériel existant. Cependant, ce qui a vraiment permis la construction réussie des véhicules aériens, c'est les progrès technologiques réalisés dans les actionneurs et les capteurs à petite échelle, appelés systèmes micro-électromécaniques (MEMS), (Hasseni, 2020).

Quelle que soit la méthodologie suivie dans le processus de la conception d'un drone, la phase d'étude et de construction d'un modèle mathématique (modélisation) qui représente fidèlement le fonctionnement du système, sur la base des lois fondamentales de la physique et de l'aérodynamique, est la plus importante et la plus laborieuse (Brakni & Akkou, 2017).

La modélisation d'un quadrotor n'est pas une tâche aisée, cela s'explique par la complexité et le nombre importants d'effets agissant sur le système comme les effets gyroscopique, aérodynamiques, la force de gravité les frottements et les forces d'inertie. Tous ces effets font que notre système est fortement non linéaire, rajoutée à ça une forte interaction entre les états et nous obtenons un système difficile à modéliser (Derafa et al., 2006).

Pendant le vol, le quadrotor est soumis à plusieurs perturbations qui peuvent être exogènes et endogènes, les perturbations exogènes sont dus aux conditions atmosphérique, tandis que les endogènes sont dus à l'état interne du drone. Ces perturbations rendent la modélisation fastidieuse et difficile

L'objectif de ce travail est construire un drone de type quadrotor piloté via commande de vol (radiocommande), cette commande se compose de deux joysticks, carte d'arduino nano et émetteur radio fréquence nRF24L01+ PA+ LNA. Les deux joysticks responsables sur le niveau de bougement du quadrotor, par contre arduino nano et émetteur radio fréquence traite et transmet les tensions reçues de deux joysticks respectivement. En ce qui concerne la réception les données arrivées de commande de vol et contrôler quadrotor, c'est une carte s'appelle contrôle de vol, elle se compose d'un carte d'arduino nano, récepteur radio fréquence

nRF24L01+ PA+ LNA et capteur gyroscopique MPU6050. Contrôle de vol traite les données envoyées par commande de vol à travers récepteur radio fréquence et les données gyroscopiques (angles roulis, tangage et lacet) en utilisant arduino nano qui est déjà programmé d'un algorithme nous permet de stabiliser (en utilisant PID) et commander le quadrotor sous forme de signaux PWM.

Ce mémoire s'articule autour de trois chapitres :

- ✓ **Chapitre I** : Dans ce chapitre nous allons présenter des généralités sur les drones, son but est à la fois d'expliquer ce que sont les drones, de démontrer leur potentiel considérable ainsi d'exposer les notions les plus élémentaires.
- ✓ **Chapitre II** : Le deuxième chapitre est consacré à la modélisation dynamique du quadrotor, d'abord nous faisons une description de ce système, de point de vue structure générale et principe de vol. Puis, nous mettons en évidence la modélisation dynamique du quadrotor à travers le formalisme de Newton-Euler.
- ✓ **Chapitre III** : Dans ce dernier chapitre nous allons donner une conception générale sur le fonctionnement de quadrotor, et décrire les différents composants électroniques et leur mise en œuvre dans notre application. Puis on passe à détailler la réalisation des deux circuits (commande de vol et contrôle de vol) et calculer le temps de vol, on finalise le chapitre par l'assemblage et des tests du quadrotor.

Finalement nous terminons ce travail par une conclusion générale.

CHAPITRE I

Généralités sur les drones

I.1. Introduction

Les engins avioniques ont profondément pénétré le monde de l'industrie. Conçus principalement pour remplacer l'être humain dans des missions difficiles et dangereuses, ils sont devenus indispensables dans les domaines civils et militaires. Le monde des drones est vaste et regroupe plusieurs disciplines telles que l'électronique, l'informatique, la mécanique, l'aérodynamique (Melkou, 2018) ...etc

Dans ce chapitre nous allons exposer des généralités sur les drones qui incluent dans le premier temps la définition et l'historique d'évolution des drones au fil du temps et des guerres. Dans un deuxième temps, nous allons énumérer les différentes classifications des drones et leurs avantages et inconvénients. Dans un dernier temps, nous mentionnerons les différents domaines d'utilisation et les lois concernant leur usage civil.

I.2. Définition d'un drone

Un drone ou encore U.A.V (Unmanned Aerial Vehicle : Véhicule aérien sans pilote) est un aéronef sans pilote humain à bord qui peut être piloté à distance, de façon 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. L'utilisation des drones 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 (Amrani & Ounissi, 2020).

I.3. L'évolution des drones au fil du temps et des guerres

I.3.1. Prémices des premiers drones

L'histoire des UAV commence en 1883 quand Douglas Archibald attacha un anémomètre à un cerf-volant. Il réussit à mesurer la vitesse du vent à des altitudes de 400 m. Cinq ans plus tard, Arthur Batut équipa un cerf-volant d'un appareil photo et réussit la

première photo aérienne le 20 juin 1888 à Paris. Ce furent les premiers engins volants équipés pour la surveillance ou la détection (Said kouadri, 2014).



Figure I.1 : Vue aérienne de Labruguière en 1889.

I.3.2. L'entre-deux guerres

Deux véhicules volants sans pilotes furent en développement à la fin de la première guerre mondiale :

- ✓ " The flying bomb " de l'US Navy.
- ✓ "Kettering Bug" de Charles Kettering.

Ces véhicules aériens sans pilote fonctionnèrent de façon presque autonome, où après une durée de vol prédéterminée, un circuit électrique coupait le moteur et l'engin allait s'écraser sur l'ennemi. Ces programmes furent cependant abandonnés assez rapidement aux Etats-Unis. De l'autre côté de l'Atlantique, les Anglais développèrent les premiers appareils radiocommandés sans pilote " Fairey Queen ". Ces modèles laissèrent leur place dans les années trente aux modèles " Queen Bee " qui sont à l'origine du terme " Drone " (faux-bourdon ou abeille mâle).



Figure I.2 : OQ-2 parmi des premiers drones en 1941.

I.3.3. La guerre froide

Le premier événement majeur pour le développement plus intensif des drones eut lieu le 1er mai 1960. Un avion-espion U-2 de l'armée américaine fut abattu par l'armée soviétique alors qu'il survolait le territoire de l'URSS pour y prendre des photographies et son pilote fut capturé. Le 1er juillet de la même année, un boeing RB-47 de reconnaissance fut à son tour abattu par l'armée soviétique alors qu'il survolait les frontières de l'URSS. Quatre passagers furent tués, et les deux autres furent capturés (Said kouadri, 2014).

Ces incidents avec l'URSS en pleine guerre froide posèrent la question de remplacer les avions-espions par des drones ou des satellites. Ce ne fut véritablement qu'en 1962 que les programmes pour les drones de reconnaissance furent définitivement mis en route, après qu'un U-2 fut abattu par un SA-2 SAM (Surface-to-Air Missile) soviétique alors qu'il survolait Cuba pour déterminer les sites de missiles soviétiques. Notons aussi que cet avion espion laissa son nom à un célèbre groupe irlandais en 1978.

I.3.4. La guerre du Vietnam

L'utilisation intensive des drones de reconnaissance commença avec la guerre du Vietnam. De 1965 à 1972, les drones surveillaient des zones en Chine, au Nord et à l'Est du Vietnam, où il était trop dangereux d'envoyer des appareils avec pilotes. En 1962, la société Ryan Aeronautical commença à modifier ses drones-cibles BQM-34 en drones de reconnaissance AQM-34 " Lightning bugs ". Ils étaient programmés pour suivre une direction à une altitude donnée pendant un temps donné, puis faire demi-tour et revenir à la base.



Figure I.3: Différents modèles du Ryan 147 (de gauche à droite : 147J, H, G, NX).

I.3.5. Les années 1980 et l'arrivée d'Israël

Après la guerre d'octobre en 1972 où les Israéliens avaient subi de fortes pertes aériennes, l'armée israélienne s'est mise en quête d'un moyen pour éviter ce genre de

déconvenue à l'avenir. La solution est venue grâce à Alvin Ellis, né aux Etats-Unis, qui a travaillé pour Ryan sur le Firebee et les " Lightning Bugs " et a émigré en Israël en 1967. Passionné d'avions radiocommandés tout comme Reginald Denny, il proposa d'équiper des drones plus petits d'une caméra optique. Les premiers modèles furent le "Mastiff" et le "Scout", qui permirent aux israéliens de repérer et détruire avec succès les sites SAM syriens en juin 1982 au cours de l'Opération Paix en Galilée.

En 1984, l'US Navy s'équipa en collaboration avec société israélienne Mazlat de drones " pioneer " dérivant du Scout.



Figure I.4 : Pioneer 1985.



Figure I.5 : Scout 1982.

I.3.6. Les années 1990

Au cours de la guerre du Golfe, six Pioneers ont participé et permis de récolter des données en temps réel sur la reconnaissance et la surveillance des troupes irakiennes. D'autres fonctions des drones furent exploitées comme celle de drone-appât.

Le succès de l'emploi des drones pendant cette guerre poussa la DARPA à lancer plusieurs programmes pour financer le développement d'autres drones : les drones tactiques pour les opérations sur la première ligne du front, les drones de moyenne portée pour surveiller la zone des opérations, les drones de longue portée et grande autonomie pour rechercher des cibles plus lointaines et des drones discrets pour observer des zones très bien gardées(Said kouadri, 2014)...

I.4. Classification des drones

La classification des drones varie selon les pays. Cependant les drones peuvent être classés en plusieurs catégories selon l'altitude, l'endurance qui est le temps que peut passer l'aéronef en vol, la taille ou encore leur voilure. Dans ce cadre, les drones peuvent se décomposer en trois familles qui sont (Sallah & Babou, 2018) :

I.4.1. Les drones à voilure fixe

Les drones de cette famille sont constitués d'une paire d'ailes assurant la sustentation (voir la figure I.6), la propulsion est assurée par une ou plusieurs hélices, cette famille est composée de catégories suivantes :

➤ **Les drones volant à haute altitude et longue endurance (HALE)**

Qui peuvent voler à une altitude de 20 000 mètres avec une autonomie d'une trentaine d'heures, ils possèdent une charge utile importante et ils sont équipés de caméras (visible et infrarouge) et des radars divers.

➤ **Les drones volant à moyenne altitude et de longue endurance (MALE)**

Qui utilisent une charge utile qui peut atteindre 100 kg et peuvent voler à une altitude de 5 000 à 15 000 mètres avec une autonomie d'une trentaine d'heures.

➤ **Les drones de combat UCAV**

Ils sont équipés de systèmes d'armes ou de recueils de renseignements et destinés à accomplir des missions de reconnaissance, d'attaque et de tir, ils peuvent embarquer une charge utile létale.

➤ **Les drones tactiques TUAV**

Qui peuvent voler à une altitude de 200 à 5 000 mètres avec une autonomie d'une dizaine d'heures, ils se décomposent en deux catégories qui sont :

- **Les micro-drones MAV** : Ils ont une taille inférieure à 15 cm, de quelques dizaines à quelques centaines de grammes, ils peuvent voler jusqu'à dizaine de kilomètres pendant une vingtaine de minutes et accomplir des tâches dont des drones plus gros sont incapables, ils sont généralement dotés d'hélices entraînées par des moteurs électriques.
- **Les mini-drones MAV** : Ils ont une dimension de l'ordre d'un mètre et peuvent voler jusqu'à un plafond de 300 mètres avec une autonomie de quelques heures et une charge utile très légère.



Figure I.6 : Drones à voilure fixe.

I.4.2. Les drones à voilure tournante

Cette famille de drones est caractérisée par le décollage et l'atterrissage vertical, capables de faire du vol stationnaire, à basse vitesse et à basse altitude donc n'ont pas besoin de piste de décollage ou d'atterrissage, ils utilisent un ou plusieurs rotors tel que présenté à la figure 07, ils peuvent réaliser des missions irréalisables par les véhicules à voilure fixe. Cette famille englobe plusieurs catégories :

- **Mono rotor** : se compose d'un rotor principal avec barre stabilisatrice qui permet la sustentation et la propulsion.
- **Birotors** : se composent de deux rotors tournant en sens opposés et à même vitesse qui permettent la sustentation, la translation.
- **Quadri rotors** : se compose d'une armature en croix symétrique avec un moteur à l'extrémité de chaque tige.
- **Convertibles** : sont des machines munies d'un mécanisme de basculement des rotors qui permet à la fois le vol stationnaire, le décollage et l'atterrissage vertical dans des zones restreintes et difficiles, le principal inconvénient de ces appareils c'est l'instabilité lors de la phase de transition entre le vol en mode avion et en mode hélicoptère.



Figure I.7 : Drones à voilure tournante.

I.4.3. Les drones à ailes battantes

La sustentation et le pilotage des drones de cette famille sont assurés par des ailes battantes, menés d'une capacité de vol avec des trajectoires similaires à celles des insectes et de vol stationnaire à basses vitesses, comme les voilures tournantes, ce qui est intéressant pour des missions dans des espaces réduits. Ces engins permettent des manœuvres agiles, ce qui représente un autre avantage, certain pour les missions de reconnaissance ou de surveillance, la figure 08 montre des exemples des drones de cette famille.

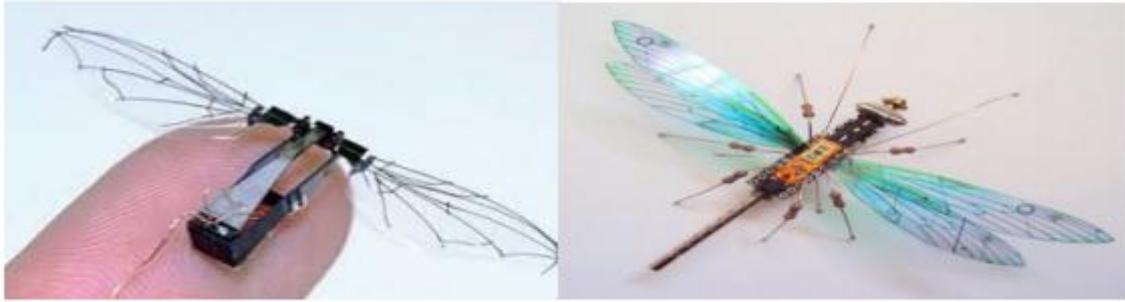


Figure I.8 : Drones à ailes battantes.

I.5. Type de pilotage

Les drones en générale se pilotent à distant selon trois manières différentes :

- **Pilotage à vue :** distance horizontale de aéronef inférieure à 100 mètres de son pilote, qui conserve une vue direct sur son aéronef.
- **Pilotage hors vu :** distance supérieure à 100 mètres met guidage d'aéronef par retour de vidéo.
- **Pilotage automatique :** enregistrement avant le vol des paramètres de navigation d'aéronef qui évolue selon ces paramètres prédéfinis.

I.6. Les domaines d'utilisation

On retrouve le drone aujourd'hui dans de nombreux domaines d'activité car son utilisation ne cesse de se rallonger. On distingue principalement deux types d'utilisations, utilisation militaire et utilisation civile (Sallah & Babou, 2018).

I.6.1. Utilisation militaire des drones

Les drones sont utilisés dans l'armée depuis seconde guerre mondiale et ça afin de faire l'observation, le renseignement, la reconnaissance du terrain pour les troupes terrestres et aériennes et comme une arme de combat. Le pilotage d'un drone peut s'effectuer à partir de sites distants de plusieurs milliers de kilomètres de l'avion.

La figure 09 illustre ce dire :



Figure I.9 : Utilisation des drones dans le secteur militaire.

I.6.2. Utilisation civile des drones

Le transfert des drones vers le secteur civil a permis d’imaginer un nombre important d’applications civiles comme présenté sur la figure 10, ce qui ouvre une croissance potentielle et considérable dans des secteurs variés et innovants tels que :

- Étude de l’atmosphère, des sols (géologie) et des océans.
- Incendie de forêts, avalanches.
- Surveillance des cultures et épandage agricole.
- Recherche et sauvetage (mer, montagnes, désert...).
- Largage de vivres et d’équipements de sauvetage en zone hostiles.
- Surveillance du trafic routier et du transport de matières dangereuses.



Figure I.10 : Quelques domaines d’utilisation civile des drones.

I.7. Avantages et des inconvénients des drones

Le tableau 01 résume les avantages et les inconvénients de chaque famille de drones.

Famille	Avantages	Inconvénients
Drones à voilures fixes	<ul style="list-style-type: none"> ✓ Capacité à porter plus de poids. ✓ Capacité de voler avec plus d'autonomie et d'altitudes. 	<ul style="list-style-type: none"> ✓ Pas de vol stationnaire. ✓ Pas de vol à basse vitesse et à basse altitude. ✓ Besoin de piste de décollage et d'atterrissage.
Drones à voilures tournantes	<ul style="list-style-type: none"> ✓ Permet le vol à décollage et à atterrissage verticale. ✓ Permet le vol stationnaire. ✓ Permet le vol à basse vitesse et à basse altitude. ✓ Permet le manœuvre en air. ✓ Plus de stabilité et facile à contrôler. 	<ul style="list-style-type: none"> ✓ Complexité en maintenance et réparation. ✓ Moins d'autonomie, de vitesse et d'altitude en vol.
Drones à ailes battantes	<ul style="list-style-type: none"> ✓ Permet le vol stationnaire à basse vitesse. ✓ Permet de faire des missions dans des espaces réduits. ✓ permet le manœuvre agile en air. 	<ul style="list-style-type: none"> ✓ Complexité de réalisation. ✓ Mémoire trop limitée. ✓ Ressources d'énergie limitées.

Tableau I.1 : Avantages/Inconvénients des différentes familles de drones.

I.8. Règlementation sur l'utilisation des drones

L'utilisation d'un aéronef qui circule sans pilote à bord est soumise à de nombreuses réglementations qui sont fixés dans des articles de loi telles que les arrêtés de 11 Avril 2012, les arrêtés de 2016, celles de 2017 et qui se différencient d'un pays à l'autre. On prend à titre d'exemple les règles primordiales mises par la DGAC Française et qu'il faut respecter lors de l'usage d'un drone civil (Sallah & Babou, 2018) :

- ✓ L'utilisation d'un drone doit se faire en respectant la sécurité des personnes.
- ✓ Il est interdit de faire survoler un drone juste en dessus d'une personne car les hélices du drone sont dangereuses et elles peuvent blesser.
- ✓ Il ne faut pas qu'un drone atteigne une hauteur supérieure à 150m.
- ✓ Il ne faut jamais survoler un drone la nuit, et la personne qui pilote le drone ne doit jamais perdre de vue son appareil.
- ✓ Il est interdit de survoler un drone en dessus d'un espace public en agglomération, près des aérodromes et sur des sites sensibles tels que les zones militaires, les centres nucléaires, les répartiteurs électriques, les voies ferrées, etc.
- ✓ Il faut toujours demander l'autorisation des personnes se trouvant sur les prises de vue avant de pouvoir les utiliser et il est interdit de faire diffuser les prises de vue à titre commerciales.

D'autres nouvelles règles entreront en vigueur concernant l'obligation de déclarer les drones dont leurs poids dépassent 800 grammes et la nécessité qu'ils devront être équipés de signaux lumineux et sonores afin d'être facilement identifiables dans le territoire aérien.

La FAA a mis également une nouvelle réglementation aux Etats-Unis le 21 Juin 2016 concernant les catégories de drones civils et, spécialement, ceux qui ont moins de 25 Kg et qui volent à une altitude inférieure à 120 mètres, parmi ces règles on cite :

- ✓ Il est interdit de dépasser les 122 mètres d'altitudes et les 160 Km/h de vitesse.
- ✓ L'utilisateur du drone doit avoir plus de 16 ans et passer un examen de 3 heures dans un centre agréé.
- ✓ Le drone doit être enregistré auprès de la FAA avant de pouvoir décoller.
- ✓ Il est interdit de voler la nuit, mais il est possible de voler soit 30 min avant le lever du jour et 30 min après le coucher du soleil.
- ✓ Il est interdit de piloter depuis un avion, mais il est possible de le faire depuis une voiture en mouvement.
- ✓ Il est interdit d'attacher une charge utile au drone qui diminue ses capacités.

I.9. Conclusion

Dans ce chapitre nous avons découvert que Les drones est un domaine très vaste se base sur la discipline de la robotique, s'évolue rapidement et les différentes catégories des drones existants prouve cette énorme évolution. La réalisation de ce genre de projet nécessite principalement une modélisation de sa dynamique pour étudier les différents mouvements avant d'entamer à la phase de l'implémentation.

Dans le chapitre suivant nous présenterons la modélisation dynamique d'un système UAV de type quadrotor, ainsi que le correcteur utilisé pour éliminer les perturbations introduisent aux mouvements de rotation (roulis, tangage et lacet).

CHAPITRE II

Modélisation et commande
d'un drone quadrotor

II.1. Introduction

La modélisation consiste à utiliser des techniques permettant de disposer d'une représentation mathématique d'un système, plus cette présentation est détaillée plus elle traduit le comportement réel de ce système (Sedini & Cherigui, 2019). La commande des systèmes dynamiques se base essentiellement sur la modélisation, l'identification et l'analyse des phénomènes physiques opérants sur le système (SATLA, 2018).

Dans ce chapitre nous allons voir dans un premier temps une description générale sur le quadrotor et ses mouvements possibles à les effectuer, puis la modélisation dynamique du système quadrotor en utilisant l'approche de Newton-Euler tenant en compte les effets physiques qui affectent sa dynamique à savoir les effets aérodynamiques, la gravité, les effets gyroscopiques, les frottements et le moment d'inertie. En fin il explique principe de fonctionnement du correcteur PID en décrivant les équations de contrôle les angles d'orientation.

II.2. Description générale du quadrotor

Un quadrotor est un robot mobile aérien à quatre rotors définit dans l'espace par 6 DDL. Ces quatre rotors sont généralement placés aux extrémités d'une croix, et l'électronique de contrôle est habituellement placée au centre de la croix. Afin d'éviter à l'appareil de tourner sur lui-même sur son axe de lacet, il est nécessaire que deux hélices tournent dans un sens, et les deux autres dans l'autre sens. Pour pouvoir diriger l'appareil, il est nécessaire que chaque couple d'hélice tournant dans le même sens soit placé aux extrémités opposées d'une branche de la croix (SATLA, 2018).

Le fonctionnement d'un quadrotor est assez particulier. En faisant varier astucieusement la puissance 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 (lacet), le quadrotor a six degrés de libertés, trois mouvements de rotation et trois mouvements de translation.

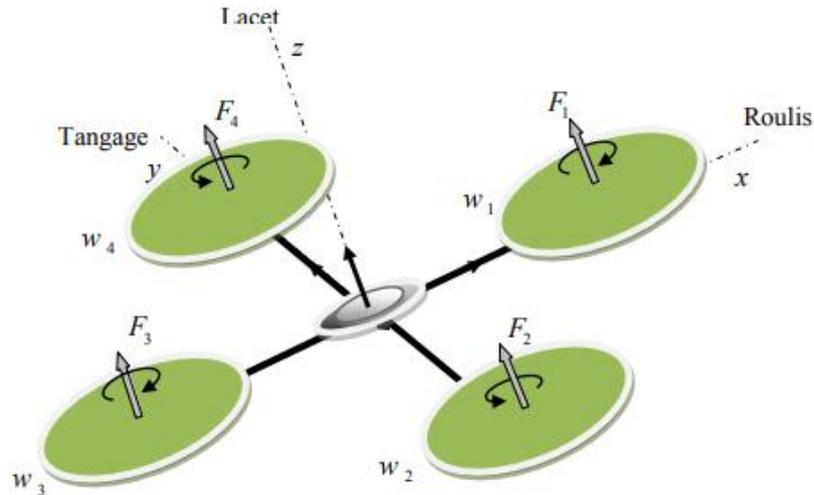


Figure II.1 : Structure générale d'un quadrotor (Khebbache, 2012).

II.3. Mouvements du quadrotor

Dans les hélicoptères classiques, quand le rotor principal tourne, il produit un couple réactif qui inciterait le corps de l'hélicoptère à tourner dans la direction opposée si ce couple n'est pas contrarié. Ceci est habituellement fait en ajoutant un rotor de queue qui produit une poussée dans une direction latérale. Cependant, ce rotor avec son alimentation électrique associée ne fait aucune contribution à la poussée. Par contre, en cas de quadrotor, deux rotors sur même bras tournent dans le sens des aiguilles d'une montre, les deux autres rotors dans la direction opposée, ceci éliminé effectivement le couple réactif non désiré et permet au véhicule de planer sans tourner hors de la commande. D'ailleurs, différemment aux hélicoptères classiques, toute l'énergie dépensée pour contrecarrer le mouvement de rotation contribue aussi à la force de poussée (SATLA, 2018).

Les mouvements de base de quadrotor sont réalisés en variant la vitesse de chaque rotor changeant de ce fait la poussée produite. Le quadrotor incline vers la direction du rotor plus lent, qui tient compte alors de la translation le long de cet axe. Par conséquent, comme à un hélicoptère classique, les mouvements sont couplés, signifiant que le quadrotor ne peut pas réaliser la translation sans roulement ou tangage, ce qui signifie qu'un changement de la vitesse d'un rotor se traduit dans un mouvement en au moins trois degrés de liberté. Par exemple, augmentant la vitesse de propulseur gauche aura comme conséquence un mouvement de roulis (le quadrotor incline vers le rotor plus lent, vers la droite), un mouvement de lacet (l'équilibre entre les rotors qui tourne dans le sens des aiguilles d'une

montre et les rotors qui tourne dans le sens inverse est perturbé ayant pour résultat un mouvement de rotation horizontal), et une translation (le mouvement de roulis incline l'armature et avec lui, l'orientation de la force de poussée). Cet accouplement est la raison pour laquelle nous pouvons commander les six degrés de liberté de quadrotor avec seulement quatre commandes (le couple appliqué par les moteurs sur chaque propulseur). Le quadrotor a cinq mouvements principaux (SATLA, 2018). :

- ✓ Mouvement vertical.
- ✓ Mouvement de roulis.
- ✓ Mouvement de tangage.
- ✓ Mouvement de lacet.
- ✓ Translations horizontales.

II.3.1. Mouvement vertical

Afin de planer, toute la force de portance devrait seulement être le long de l'axe z avec une grandeur exactement opposée à la force de pesanteur. D'ailleurs, la force de portance créée par chaque rotor doit être égale pour empêcher le véhicule de renverser plus. Par conséquent, la poussée produite par chaque rotor doit être identique. Le mouvement ascendant et descendant est obtenu par la variation de la vitesse de rotation des moteurs (par conséquent la poussée produite), si la force de portance est supérieure au poids du quadrotor le mouvement est ascendant, et si la force de portance est inférieure au poids du quadrotor le mouvement est descendant.

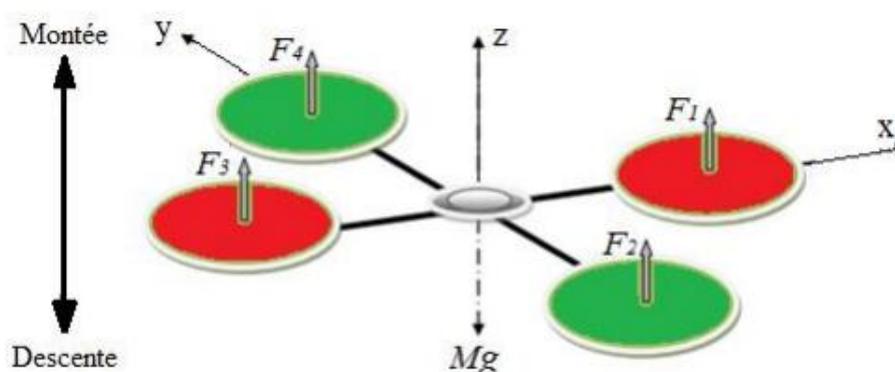


Figure II.2 : Illustration du mouvement vertical.

II.3.2. Mouvement de roulis

La figure II.3 montre comment un mouvement de roulis est obtenu. Dans ce cas, on applique un couple autour de l'axe x, c'est-à-dire en appliquant une différence de poussée

entre le rotor 2 et le rotor 4. Ce mouvement (rotation autour de l'axe x) est couplé avec un mouvement de translation selon l'axe y .

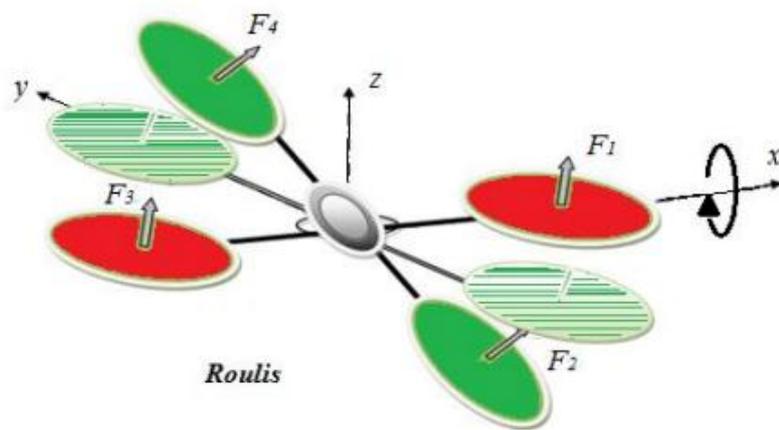


Figure II.3 : Illustration du mouvement de roulis.

II.3.3. Mouvement de tangage

La figure II.4 montre comment un mouvement de tangage est obtenu. Dans ce cas, on applique un couple autour de l'axe y , c'est-à-dire en appliquant une différence de poussée entre le rotor 1 et le rotor 3. Ce mouvement (rotation autour de y) est couplé avec un mouvement de translation selon l'axe x .

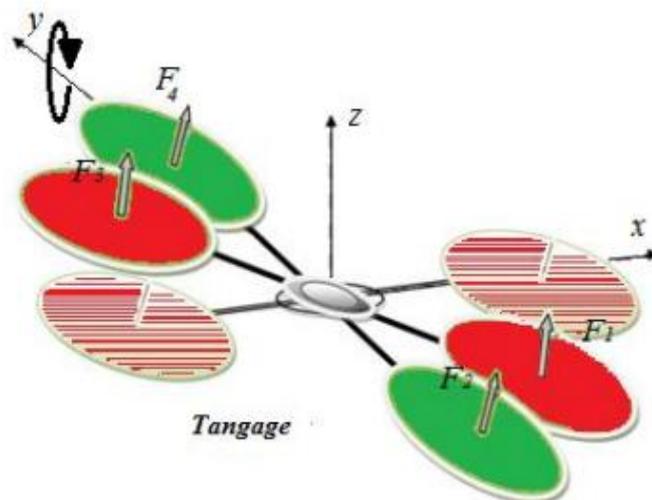


Figure II.4 : Illustration du mouvement de tangage.

II.3.4. Mouvement de lacet

La figure II.5 montre comment le mouvement de lacet est obtenu. Dans ce cas, nous voulons appliquer un couple autour de l'axe z , qui est fait en appliquant une différence de

vitesse entre les rotors $\{1,3\}$ et $\{2,4\}$. Ce mouvement n'est pas un résultat direct de la poussée produit par les propulseurs mais par les couples réactifs produits par la rotation des rotors. La direction de la force de poussée ne décale pas pendant le mouvement, mais l'augmentation de la force de portance dans une paire de rotors doit être égale à la diminution des autres paires pour s'assurer que toute direction de la force de poussée demeure la même.

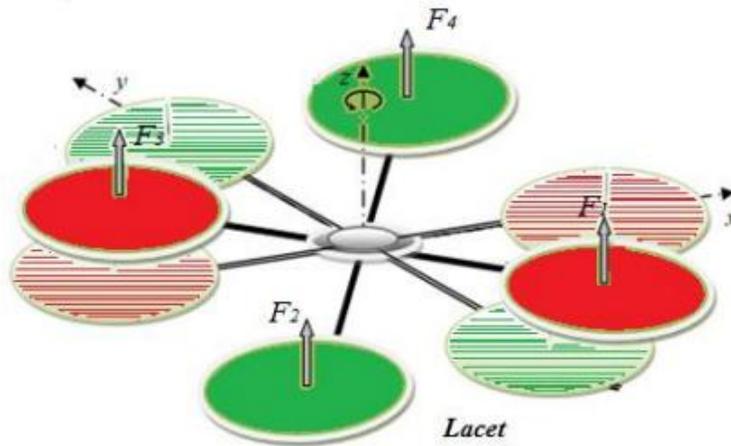


Figure II.5 : Illustration du mouvement de lacet.

II.3.5. Mouvement de translation horizontale

La figure II.6 montre comment la translation horizontale est réalisée. Dans ce cas, nous voulons appliquer une force le long de x ou de y qui est fait en inclinant le corps (par le tangage ou le roulement) et en augmentant toute la poussée produite pour garder l'importance du composant de z de la poussée égale à la force de pesanteur.

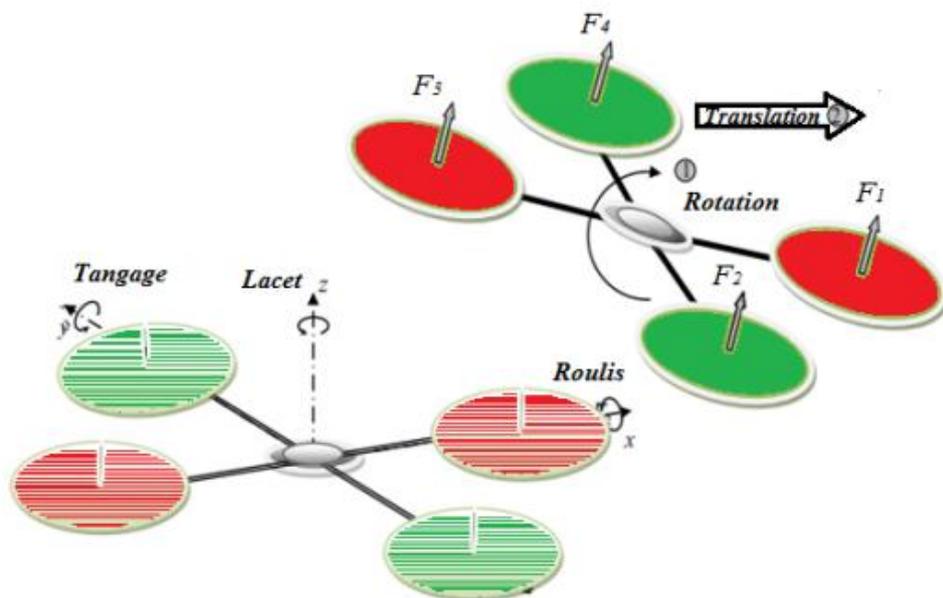


Figure II.6 : Illustration du mouvement de translation.

II.4. Modèle dynamique du quadrotor

Les quadrotors sont des systèmes mécaniques assez complexes. Leurs mouvements sont régis par plusieurs effets que ce soit mécaniques ou aérodynamiques. Le modèle du quadrotor doit prendre en considération tous les effets qui affectent son mouvement entre autres les effets gyroscopiques.

La modélisation des robots aériens est une tâche délicate puisque la dynamique du système est fortement non linéaire et pleinement couplée. Afin de pouvoir comprendre au mieux le modèle dynamique développé ci-dessous, voilà les différentes hypothèses de travail :

- ✓ La structure du quadrotor est supposée rigide et symétrique, ce qui induit que la matrice d'inertie sera supposée diagonale.
- ✓ Les hélices sont supposées rigides pour pouvoir négliger l'effet de leur déformation lors de la rotation.
- ✓ Le centre de masse et l'origine du repère lié à la structure coïncident.
- ✓ Les forces de portance et de traînée sont proportionnelles aux carrés de la vitesse de rotation des rotors, ce qui est une approximation très proche du comportement aérodynamique.

Pour évaluer le modèle mathématique du quadrotor on utilise deux repères, un repère fixe lié à la terre R^b et un autre mobile R^m jointe au centre de masse du corps du quadrotor et localisé dans l'intersection des deux barres. Le passage entre le repère mobile et le repère fixe est donné par une matrice dite matrice de transformation T qui contient l'orientation et la position de repère mobile par rapport au repère fixe. On choisit la convention d'axes suivants (SATLA, 2018) :

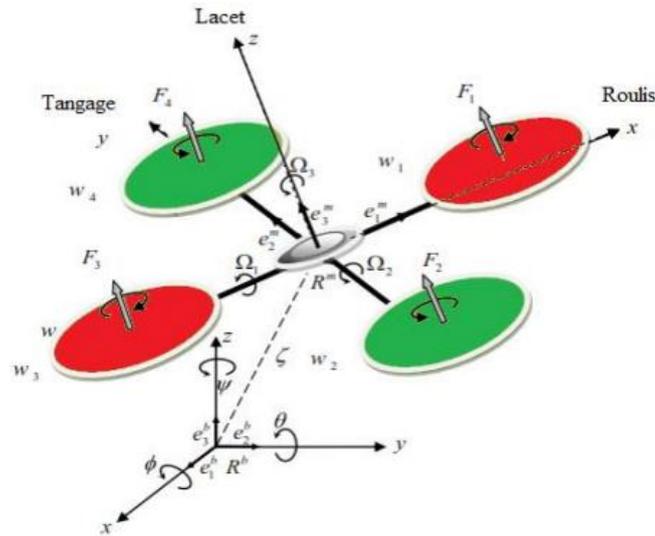


Figure II.7 : La structure du quadrotor et des systèmes de coordonnées relatives.

$$T = \begin{bmatrix} R & \xi \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (\text{II.1}).$$

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

II.4.1. Angles d'Euler

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

$$R = \text{Rot}_z(\psi) * \text{Rot}_y(\theta) * \text{Rot}_x(\phi)$$

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

$$R = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & s\psi c\theta & s\psi s\theta \\ s\psi c\theta & c\psi c\theta & c\psi s\theta \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (\text{II.3}).$$

Avec: $s \equiv \sin$ and $c \equiv \cos$.

II.4.2. Vitesses angulaires

Les vitesses de rotations Ω_1 ; Ω_2 ; Ω_3 dans le repère fixe sont exprimées en fonction des vitesses de rotations $\dot{\phi}$; $\dot{\theta}$; $\dot{\psi}$ dans le repère mobile, on a :

$$\Omega = \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + Rot_x(\phi)^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + \left(Rot_y(\theta) Rot_x(\phi) \right)^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (\text{II.4}).$$

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

$$\Omega = \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} c\phi \\ \dot{\theta} s\phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\dot{\psi} s\theta \\ \dot{\psi} s\phi c\theta \\ \dot{\psi} s\phi s\theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} - \dot{\psi} s\theta \\ \dot{\theta} c\phi + \dot{\psi} s\phi c\theta \\ \dot{\psi} s\phi s\theta - \dot{\theta} s\phi \end{bmatrix} \quad (\text{II.5}).$$

$$\Omega = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s\theta \\ 0 & c\phi & s\phi c\theta \\ 0 & -s\phi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (\text{II.6}).$$

Quand le quadrotor fait des petites rotations, on peut faire les approximations suivantes :

$$c\phi = c\theta = c\psi = 1 \text{ Et } s\phi = s\theta = s\psi = 0$$

Donc la vitesse angulaire sera:

$$\Omega = [\dot{\phi} \quad \dot{\theta} \quad \dot{\psi}]^T \quad (\text{II.7}).$$

II.4.3. Vitesses linéaires

Les vitesses linéaires v_x^b ; v_y^b ; v_z^b dans le repère fixe en fonction des vitesses linéaires v_x^m ; v_y^m ; v_z^m dans le repère mobile sont données par :

$$v = \begin{bmatrix} v_x^b \\ v_y^b \\ v_z^b \end{bmatrix} = R * \begin{bmatrix} v_x^m \\ v_y^m \\ v_z^m \end{bmatrix} \quad (\text{II.8}).$$

II.5. Effets physiques agissants sur le quadrotor

Pour notre cas, on va considérer uniquement les forces et les moments appliqués au quadrotor générés par les effets aérodynamiques, la rotation des hélices et de la précession gyroscopique.

II.5.1. Les forces

Les forces agissant sur le système du quadrotor sont :

II.5.1.1. Le poids du quadrotor

Cette force est due à la masse de l'objet. Elle est toujours perpendiculaire à la surface de la terre. Elle est donnée dans le référentiel inertiel par :

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

Où : m est la masse totale et g la gravité.

II.5.1.2. Les forces de poussée :

Les forces qui sont des forces provoquées par la rotation des moteurs, elles sont perpendiculaires sur le plan des hélices. Ces forces sont proportionnelles au carré de la vitesse de rotation des moteurs :

$$F_i = b\omega_i^2 \quad (\text{II.10}).$$

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

II.5.1.3. Les forces de traînée :

La force de traînée est le couplage entre une force de pression et la force de frottement visqueux, dans ce cas on a deux forces de traînée agissant sur le système qu'elles sont :

- La traînée dans les hélices : elle agisse sur les pales, elle est proportionnelle à la densité de l'air, à la forme des pales et au carré de la vitesse de rotation de l'hélice, elle est donnée par la relation suivante :

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

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

- La traînée selon les axes (x, y, z) : elle est due au mouvement du corps du quadrotor

$$F_{tT} = K_{ftT} \cdot v \quad (\text{II.12}).$$

$$F_{tR} = K_{ftR} \cdot \Omega \quad (\text{II.13}).$$

Avec : $K_{f_{tT}}$. Le coefficient de traînée de translation et v : la vitesse linéaire.

$K_{f_{tR}}$. Le coefficient de traînée de rotation et Ω : la vitesse angulaire.

II.5.2. Les moments

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

II.5.2.1. Moments dus aux forces de poussée

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

$$M_x = l(F_4 - F_2) = lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) \quad (\text{II.14}).$$

Avec l est la longueur du bras entre le rotor et le centre de gravité du quadrotor.

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

$$M_y = l(F_3 - F_1) = lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) \quad (\text{II.15}).$$

II.5.2.2. Moments dus aux forces de traînée

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

$$M_z = ld(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \quad (\text{II.16}).$$

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

$$M_a = K_{fa}\Omega^2 \quad (\text{II.17}).$$

Avec K_{fa} : Le coefficient des frottements aérodynamiques et Ω est la vitesse angulaire.

II.5.3. Effet gyroscopique

L'effet gyroscopique se définit comme la difficulté de modifier la position ou l'orientation du plan de rotation d'une masse tournante. L'effet gyroscopique est ainsi nommé en référence au mode de fonctionnement du gyroscope, appareil de contrôle de mouvement utilisé dans l'aviation (du grec gyro qui signifie rotation et scope, observer). Dans notre cas il y a deux moments gyroscopiques, le premier est le moment gyroscopique

des hélices, l'autre est le moment gyroscopique dû aux mouvements de quadrotor (SATLA, 2018).

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

$$M_{gh} = \sum_1^4 \Omega \wedge J_r [0 \quad 0 \quad (-1)^{i+1} \omega_i]^T \quad (\text{II.18}).$$

Avec J_r : est l'inertie des rotors.

- Moment gyroscopique dû aux mouvements de quadrotor : il est donné par la relation suivante :

$$M_{gm} = \Omega \wedge J \Omega \quad (\text{II.19}).$$

Avec J est l'inertie du système.

II.6. Développement du Modèle mathématique selon Newton-Euler

Le Quadrotor est modélisé comme un corps rigide soumis aux forces d'actionnements et aux forces externes. Un résultat bien connu de la mécanique est que la dynamique des corps rigides peut être décrite en utilisant l'approche de Newton-Euler (basé sur les forces et les moments agissant sur le corps) et l'approche Euler-Lagrange (basée sur des hypothèses d'énergie). Avec l'approche Newton-Euler la dynamique est initialement formulée en termes de coordonnées du repère mobile (lié au corps rigide), puis exprimée en termes de coordonnées du repère inertiel en utilisant des transformations cinématiques. L'approche de Lagrange, au contraire, a besoin directement de l'utilisation de coordonnées généralisées (coordonnées du repère inertiel) et cela nécessite un symbolisme beaucoup plus lourd. Ainsi, le résultat final est le même, mais obtenu avec des notations différentes. Dans cette section, une approche de Newton-Euler est adoptée afin d'en tirer la dynamique de corps rigide du Quadrotor, car elle représente l'approche la plus simple pour la modélisation (Yacef, 2018).

En se basant sur les équations précédentes des forces appliquées au quadrotor les équations (II.9,...II.12), et les moments agissants sur le quadrotor les équations (II.14,.....II.18). Et pour résumer l'ensemble des équations décrivant le modèle complet du quadrotor, on utilisant la formulation de Newton-Euler, et le modèle dynamique de système est présent sous la forme suivante (SATLA, 2018) :

$$\begin{cases} \dot{\zeta} = v \\ m\ddot{\zeta} = F_f + F_t + F_g \\ \dot{R} = RS(\Omega) \\ J\dot{\Omega} = -\Omega \wedge J\Omega + M_f - M_a - M_{gh} \end{cases} \quad (\text{II.20}).$$

Avec

ζ : est le vecteur de position du quadrotor.

m : La masse totale du quadrotor.

Ω : La vitesse angulaire exprimée dans le repère fixe

R : La matrice de rotation.

\wedge : Le produit vectoriel.

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

$$J = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (\text{II.21}).$$

$S(\Omega)$: est la matrice antisymétrique ; pour un vecteur de vitesse $\Omega = [\Omega_1; \Omega_2; \Omega_3]$, elle est donnée par :

$$S(\Omega) = \begin{bmatrix} 0 & -\Omega_3 & \Omega_2 \\ \Omega_3 & 0 & -\Omega_1 \\ -\Omega_2 & \Omega_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{II.22}).$$

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

$$F_f = R * \begin{bmatrix} 0 & 0 & \sum_1^4 F_i \end{bmatrix}^T \quad (\text{II.23}).$$

$$F_i = b \cdot \omega_i^2 \quad (\text{II.24}).$$

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

$$F_t = \begin{bmatrix} -K_{ftTx} & 0 & 0 \\ 0 & -K_{ftTy} & 0 \\ 0 & 0 & -K_{ftTz} \end{bmatrix} \dot{\zeta} \quad (\text{II.25}).$$

$K_{ftTx}, K_{ftTy}, K_{ftTz}$: Les coefficients de traînée de translation.

F_g : Force de gravité, elle est donnée par :

$$F_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (\text{II.26}).$$

M_f : Moment provoqué par les forces de poussée et de traînée. Il est donnée par :

$$M_f = \begin{bmatrix} l(F_4 - F_2) \\ l(F_3 - F_1) \\ ld(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (\text{II.27}).$$

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

$$M_a = \begin{bmatrix} K_{fax}\dot{\phi}^2 \\ K_{fay}\dot{\theta}^2 \\ K_{faz}\dot{\psi}^2 \end{bmatrix} \quad (\text{II.28}).$$

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

II.6.1. Équations de mouvement de translation

Après avoir présenté les équations des forces dans les sections précédentes, nous pouvons actuellement passer au modèle complet du quadrotor; nous utilisant la deuxième loi de Newton dans le cas de mouvement linéaire on a la formule suivante :

$$m\ddot{\zeta} = F_f + F_t + F_g \quad (\text{II.29}).$$

On remplace chaque force par sa formule, on trouve:

$$m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\phi c\psi s\theta + s\phi s\psi \\ c\phi s\psi s\theta - s\phi c\psi \\ c\phi c\theta \end{bmatrix} \sum_1^4 F_i - \begin{bmatrix} K_{ftTx}\dot{x} \\ K_{ftTy}\dot{y} \\ K_{ftTz}\dot{z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (\text{II.30}).$$

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

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{1}{m}(c\phi c\psi s\theta + s\phi s\psi) \left(\sum_1^4 F_i \right) - \frac{K_{ftTx}}{m} \dot{x} \\ \ddot{y} = \frac{1}{m}(c\phi s\psi s\theta + s\phi c\psi) \left(\sum_1^4 F_i \right) - \frac{K_{ftTy}}{m} \dot{y} \\ \ddot{z} = \frac{1}{m}(c\phi c\theta) \left(\sum_1^4 F_i \right) - \frac{K_{ftTz}}{m} \dot{z} - g \end{cases} \quad (\text{II. 31}).$$

II.6.2. Équations de mouvement de rotation

On appliqué le même principe de Newton pour le cas de rotation on trouve la formule suivante:

$$J\Omega = -\Omega \wedge J\Omega + M_f - M_a - M_{gh} \quad (\text{II. 32}).$$

On remplace chaque moment par l'expression correspondant, on trouve :

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \wedge \left(\begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \right) - \begin{bmatrix} J_r \bar{\Omega}_r \dot{\theta} \\ -J_r \bar{\Omega}_r \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} \\ - \begin{bmatrix} K_{fax} \dot{\phi}^2 \\ K_{fay} \dot{\theta}^2 \\ K_{faz} \dot{\psi}^2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ ld(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (\text{II. 33}).$$

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

$$\begin{cases} I_x \ddot{\phi} = -\dot{\theta} \dot{\psi} (I_z - I_y) - J_r \bar{\Omega}_r \dot{\theta} - K_{fax} \dot{\phi}^2 + lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ I_y \ddot{\theta} = \dot{\phi} \dot{\psi} (I_z - I_x) + J_r \bar{\Omega}_r \dot{\theta} - K_{fay} \dot{\theta}^2 + lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ I_z \ddot{\psi} = \dot{\phi} \dot{\theta} (I_y - I_x) - K_{faz} \dot{\psi}^2 + ld(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{cases} \quad (\text{II. 34}).$$

Avec :

$$\bar{\Omega}_r = \omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4 \quad (\text{II. 35}).$$

En conséquence, le modèle dynamique complet qui régit le quadrotor est donné par le système des équations suivant :

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{\phi} = -\dot{\theta}\dot{\psi} \frac{(I_z - I_y)}{I_x} - \frac{J_r}{I_x} \bar{\Omega}_r \dot{\theta} - \frac{K_{fax}}{I_x} \dot{\phi}^2 + \frac{lb}{I_x} (\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ \ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi} \frac{(I_z - I_x)}{I_y} + \frac{J_r}{I_y} \bar{\Omega}_r \dot{\theta} - \frac{K_{fay}}{I_y} \dot{\theta}^2 + \frac{lb}{I_y} (\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ \ddot{\psi} = \dot{\phi}\dot{\theta} \frac{(I_y - I_x)}{I_z} - \frac{K_{faz}}{I_z} \dot{\psi}^2 + \frac{ld}{I_z} (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \\ \ddot{x} = \frac{1}{m} (c\phi c\psi s\theta + s\phi s\psi) \left(\sum_1^4 F_i \right) - \frac{K_{ftTx}}{m} \dot{x} \\ \ddot{y} = \frac{1}{m} (c\phi s\psi s\theta + s\phi c\psi) \left(\sum_1^4 F_i \right) - \frac{K_{ftTy}}{m} \dot{y} \\ \ddot{z} = \frac{1}{m} (c\phi c\theta) \left(\sum_1^4 F_i \right) - \frac{K_{ftTz}}{m} \dot{z} - g \end{array} \right. \quad (\text{II.36}).$$

II.6.3. Relation forces/moment et vitesse de moteurs

À partir des équations citées auparavant (II.10, II.14, II.15, II.16), on peut calculer la vitesse des moteurs à partir des forces et des moments appliqués au quadrotor. Cette relation est très importante pour l'implémentation du contrôleur. Donc on peut donc réécrire les équations sous forme matricielle tel que:

$$\begin{bmatrix} F \\ M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b & b & b & b \\ 0 & -bl & 0 & bl \\ -bl & 0 & bl & 0 \\ d & -d & d & -d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (\text{II.37}).$$

En inversant la matrice, on obtient la relation entre la vitesse des moteurs :

$$\begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{4b} & 0 & \frac{1}{2bl} & -\frac{1}{4b} \\ \frac{1}{4b} & -\frac{1}{2bl} & 0 & \frac{1}{4b} \\ \frac{1}{4b} & 0 & -\frac{1}{2bl} & -\frac{1}{4b} \\ \frac{1}{4b} & \frac{1}{2bl} & 0 & \frac{1}{4b} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F \\ M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} \quad (\text{II.38}).$$

II.7. Contrôle PID

Le régulateur PID, ou correcteur PID (proportionnel, intégral, dérivé) est un algorithme de contrôle qui permet d'améliorer les performances d'un asservissement, c'est-à-dire un système ou procédé en boucle fermée. C'est le régulateur le plus utilisé dans plusieurs

domaines où ses qualités de correction s'appliquent à de multiples grandeurs physiques. Parmi les avantages de ce régulateur nous citons (Sedini & Cherigui, 2019) :

- ✓ Structure simple.
- ✓ Bonne performance dans plusieurs processus.
- ✓ Fiable, même sans un modèle spécifique du système de contrôle.

La correction se fait à base de l'erreur observée qui est la différence entre la consigne (valeur désirée) et la mesure (valeur réelle).

$$e = \text{consigne} - \text{mesure}$$

Le PID permet trois actions en fonction de cette erreur :

- **Une action Proportionnelle** : l'erreur est multipliée par un gain K_p pour améliorer la rapidité du système, plus K_p est grand plus le temps de réponse diminue, plus dépassement augment et stabilité du système est détériorée.
- **Une action Intégrale** : l'erreur est intégrée sur un intervalle de temps t , puis multipliée par un gain K_i pour éliminer l'erreur résiduelle en régime permanent (erreur statique) et améliore la précision mais, ceci provoque l'augmentation du déphasage.
- **Une action Dérivée** : l'erreur est dérivée suivant un temps t , puis multipliée par un gain K_d ce qui accélère la réponse du système et améliore la stabilité de la boucle.

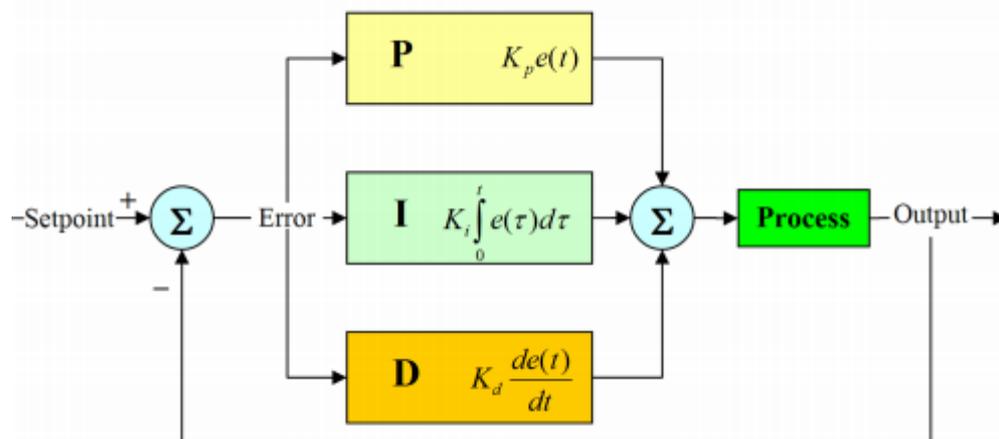


Figure II.8 : Structure parallèle d'un régulateur PID.

L'expression générale du correcteur s'écrit sous la forme suivante :

$$U(t) = K_p e(t) + K_i \int e(\tau) d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (\text{II. 39}).$$

Au début de ce chapitre nous avons mentionné que Le quadrotor est un système sous-actionné à 6 DDL ; les mouvements de translation sont occupés 3 DDL selon les axes (x, y, z), autres DDL sont occupés par les mouvements de rotation selon les axes (x, y, z) c'est-à-dire les mouvements roulis, tangage et lacet respectivement. Notre quadrotor est un quadrotor radiocommandé par une manette de deux boules joysticks, alors que nous n'avons pas besoin de corriger les erreurs de translation qui vont corriger manuelles. En ce qui concerne l'erreur qui s'introduit au mouvement de roulis, tangage et lacet sera corrigée en utilisant le correcteur PID à travers un gyroscope.

Les angles d'orientation sont contrôlés comme décrit dans les équations suivantes:

$$u_\phi = K_{pa}(\phi_d - \phi) + K_{ia} \int_0^t (\phi_d - \phi) + K_{da} \frac{d(\phi_d - \phi)}{dt} \quad (\text{II. 40}).$$

$$u_\theta = K_{pa}(\theta_d - \theta) + K_{ia} \int_0^t (\theta_d - \theta) + K_{da} \frac{d(\theta_d - \theta)}{dt} \quad (\text{II. 41}).$$

$$u_\psi = K_{pa}(\psi_d - \psi) + K_{ia} \int_0^t (\psi_d - \psi) + K_{da} \frac{d(\psi_d - \psi)}{dt} \quad (\text{II. 42}).$$

Où K_{pa} , K_{ia} et K_{da} sont des paramètres du contrôleur PID pour le contrôle des angles de roulis, de tangage et de lacet.

II.8. Conclusion

Ce chapitre permet au lecteur d'avoir des concepts préliminaires sur les robots volants et leur principe de fonctionnement. Le quadrotor est l'un des robots volants qui sont en investigation ces dernières années. Ce système est constitué de quatre rotors, deux de ces rotors tournent dans un sens et les deux autres dans le sens inverse. En variant les vitesses de rotation de ces rotors, le quadrotor peut faire des mouvements différents aussi bien en translation qu'en rotation.

Concernant la modélisation nous avons utilisé le formalisme de Newton-Euler où nous a permis d'établir le modèle dynamique du quadrotor afin de s'approcher le plus possible de la dynamique réelle du quadrotor. Ce dernier soumis aux perturbations d'environnement extérieur qui s'influencent sur comportement rotative du quadrotor auquel nous avons utilisé le correcteur linéaire classique PID. Dans le chapitre suivant nous allons voir la réalisation

pratique de notre objectif qui se compose de différentes parties expliquant principe de fonctionnement du quadrotor en détail.

CHAPITRE III

Réalisation d'un drone
quadrotor

III.1. Introduction

La réalisation pratique est désormais le cœur de notre travail, et donc ce chapitre est le moyen pour évaluer le fonctionnement de notre réalisation (Hakemi & Ghebalou, 2014). Dans ce chapitre on commence en premier temps de la conception générale du quadrotor qui nous explique le concept global de fonctionnement du quadrotor, puis on passe à décrire les composants constituant quadrotor et leurs caractéristiques, et tester chacun comment se fonctionner. Dans deuxième temps on concentre sur les deux circuits principaux, commande de vol et contrôle de vol, qui sont responsables sur émission et réception les commandes et stabilisation du quadrotor. En fin nous illustrons différentes photos du notre quadrotor réalisé avec des tests de vol.

III.2. Conception générale notre projet à réaliser

Le quadrotor que nous allons réaliser se compose de deux circuit, un, concernant la commande de quadrotor (radiocommande) qui contient sur trois composants essentiels qui sont émetteur RF, microcontrôleur et deux potentiomètres de type joystick, ces potentiomètres sont responsables sur le bougement de quadrotor selon la valeur de tension de sortie, où joystick de gauche commande le mouvement vertical et lacet par contre le joystick droite commande les autres mouvements du quadrotor. En ce concerne le microcontrôleur, il permet de traiter les données viennent de deux joystick et les transmettre au contrôleur de vol à travers émetteur radio fréquence.

Le deuxième circuit s'appelle le contrôleur de vol son emplacement sur le centre quadrotor, ce circuit reçoit les données de commande depuis la commande de vol à moyen de récepteur radio fréquence, ce dernier transfère les données reçues au microcontrôleur. En utilisant les données reçues de circuit commande de vol, les données reçues de capteur gyroscopique (angles roulis, tangage et lacet) et un algorithme bien étudié, le microcontrôleur sortis quatre signaux sous forme PWM, ce type de signal permet de gérer les préactionneurs ESC qui changent la vitesse de rotation les brushless moteur ce qui permettent de donner un quadrotor bien commandable et stable.

Chapitre III : Réalisation d'un drone quadrotor

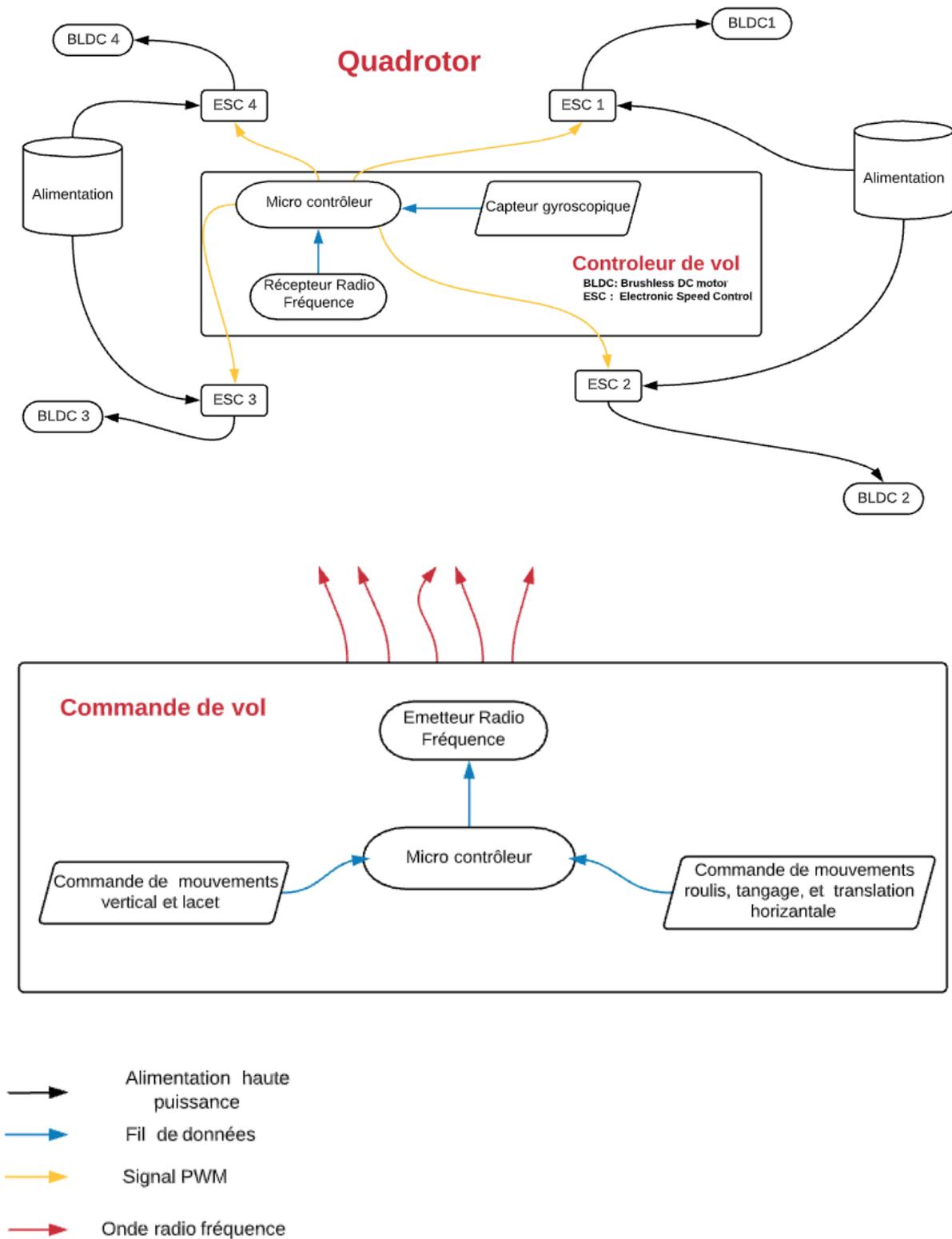


Figure III.1 : Conception général du quadrotor à réaliser.

III.3. Description général sur Les composants utilisés

Dans cette partie nous essayons de décrire les différents composants constituant notre quadrotor pour mieux comprendre son fonctionnement.

III.3.1. Arduino Nano

La carte Arduino Nano est un circuit imprimé spécifiquement conçu pour héberger un microcontrôleur et donner accès à toutes ses entrées et sorties. Elle comprend aussi quelques autres composants électroniques qui permettent de faire fonctionner le microcontrôleur ou d'en étendre les fonctionnalités (Nussey, 2017).

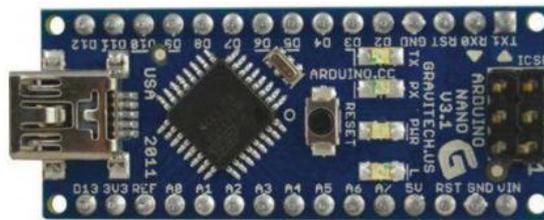


Figure III.2 : La carte Arduino Nano.

Caractéristiques (Bartmann, 2015).

- ✓ Microcontrôleur : AT mega 168 ou 328P.
- ✓ Fréquence d'horloge : 16MHz.
- ✓ Tension de service : 5 V.
- ✓ Tension d'entrée (recommandée) : 7-12V.
- ✓ Ports numériques : 14 entrées et sorties (6 sorties commutables en MLI).
- ✓ Ports analogiques : 8 en entrées analogiques.
- ✓ Courant maxi. par broche d'E/S (c.c.) : 40mA.
- ✓ Mémoire :

ATmega 168	AT mega 328P
✓ 16 Ko mémoire Flash	✓ 32 Ko mémoire Flash
✓ 1 Ko SRAM	✓ 2 Ko SRAM
✓ 512 octets d'EEPROM	✓ 1 Ko EEPROM

- ✓ Chargeur d'amorçage : 2 Ko (en mémoire Flash).
- ✓ Interface : USB.

III.3.2. Module nRF24L01 + PA + LNA

Le module sans fil nRF24L01+PA+LNA 2,4 GHz est un module émetteur-récepteur radio fréquence qui peut être utilisés pour les communications sans fil, opérant sur la bande des 2,4 GHz (comme le WiFi, ou le Bluetooth). Mais ce qui fait toute sa beauté, c'est qu'il se pilote le plus simplement du monde. En effet, un simple petit Arduino permet d'en prendre le contrôle, via le port SPI (Jerome, 2021).

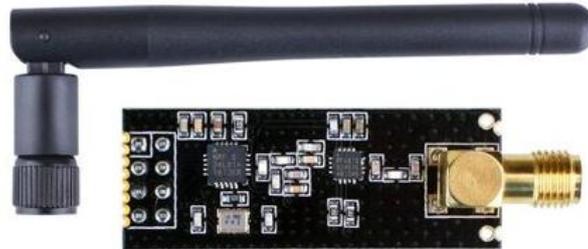


Figure III.3 : Module émetteur-récepteur sans fil nRF24L01+ PA + LNA avec antenne externe.

Caractéristiques (Jerome, 2021).

- ✓ Alimentation du module : de 1,9 V à 3,6 V.
- ✓ Distance Max à cas idéal : 1100 m à 250 Kbps, 750 m à 1Mbps, 750 m à 1Mbps.
- ✓ Nombre de canaux : 125 Canaux de 1Mhz sachant qu'un nRF24 peut gérer jusqu'à 6 canaux (pipes) de communication simultanément.
- ✓ Plage de fréquentielle : 2.400 Ghz à 2.525 Ghz.
- ✓ Niveau de signal : Min -6 dBm, Low 0 dBm, High 3 dBm, Max 7 dBm.
- ✓ Mémoire : 32 octet en émission et réception.
- ✓ Interface de communication : SPI.
- ✓ Modulation : GFSK.
- ✓ Amplificateur de puissance en transmission PA et sensible aux perturbations environnantes en réception LNA.

III.3.3. Module MPU- 6050

Le MPU-6050 est un dispositif intégré de suivi de mouvement à 6 axes , il combine un gyroscope à 3 axes, un accéléromètre à 3 axes et un Processeur de mouvement numérique (DMP), le tout dans un petit boîtier de 4x4x0,9 mm avec une interface de communication I2c . Le MPU-6050 est également conçu pour s'interfacer avec plusieurs capteurs numériques non inertiels, tels que des capteurs de pression, sur son port auxiliaire I2c (InvenSense, 2013).

Le MPU-6050 comprend trois convertisseurs analogique-numérique (ADC) 16 bits pour numériser les sorties du gyroscope et trois ADC 16 bits pour numériser les sorties de l'accéléromètre. Pour un suivi précis des mouvements rapides et lents, les pièces disposent d'une plage de pleine échelle de gyroscope programmable par l'utilisateur de ± 250 , ± 500 , ± 1000 et $\pm 2000^\circ/\text{sec}$ (dps) et d'un accéléromètre à pleine échelle programmable par l'utilisateur plage de $\pm 2g$, $\pm 4g$, $\pm 8g$ et $\pm 16g$. Pour la flexibilité de l'alimentation, le MPU-6050 fonctionne à partir de la plage de tension d'alimentation VDD de 2,375V à 3,46V.

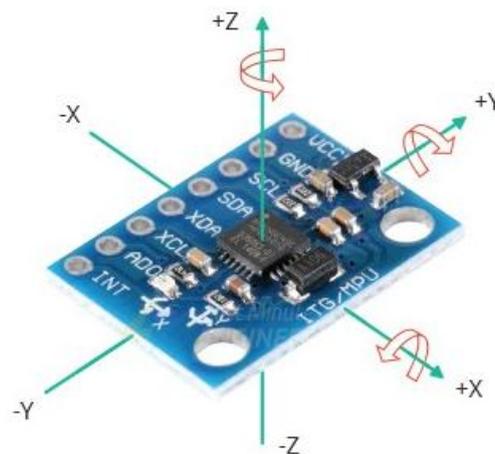


Figure III.4 : Module MPU- 6050 (Interface MPU6050 Accelerometer and Gyroscope Sensor with Arduino, s. d).

III.3.4. Batterie Lipo 2200 mAh / 35C/ 3S

Les batteries au lithium polymère appelées batteries LiPo sont un nouveau type de batterie maintenant utilisé dans de nombreux appareils électroniques grand public. Ils ont gagné en popularité dans l'industrie de la radiocommande au cours des dernières années et sont maintenant le choix le plus populaire pour tous ceux qui recherchent une longue durée de vie et une puissance élevée. Les batteries LiPo offrent un large éventail d'avantages. Mais chaque utilisateur doit décider si les avantages l'emportent sur les inconvénients.

Une cellule LiPo a une tension nominale de 3,7V. Pour la batterie de 7,4 V, cela signifie qu'il y a deux cellules en série (ce qui signifie que la tension s'additionne). C'est parfois pourquoi vous entendrez parler d'une batterie "2S" - cela signifie qu'il y a 2 cellules en série. Alors, un pack à deux cellules (2S) est de 7,4 V, un pack de trois cellules (3S) est de 11,1 V, et ainsi de suite.

Caractéristiques

- ✓ Capacité : 2200mAh.
- ✓ Tension nominale : 3.7 V par cellule.
- ✓ Tension de coupure de charge: 4.2 V par cellule.
- ✓ Tension de coupure de décharge: 3.0 V par cellule.
- ✓ Technique de charge : Courant continu (CC), Tension continue (CV).
- ✓ Cycle de vie : ≥ 500 fois par cellule (La fois c'est-à-dire charge puis décharge 4.2V, 3V respectivement).
- ✓ Courant max à retirer : 35C c'est-à-dire $35 * 2.2 = 77A$.
- ✓ Nombre de cellule : 3S.
- ✓ Fils d'équilibrage.



Figure III.5 : Batterie Lipo 2200 mAh / 35C/ 3S.

III.3.5. Chargeur les batteries Li-po

Le B6 comporte la fonction automatique qui ajuste le courant d'alimentation pendant le processus de charge ou de décharge. Particulièrement pour des batteries au lithium, il peut empêcher la surcharge qui peut entraîner une explosion due au défaut d'utilisation. Il peut déconnecter le circuit automatiquement et alerter à la détection d'un dysfonctionnement. Tous les programmes de ce produit ont été contrôlés pour assurer un maximum de sécurité et réduire au minimum les pannes. Tous les paramètres peuvent être configurés par l'utilisateur. Le B6 utilise un équilibreur de charge individuel par élément. Il n'est pas nécessaire de connecter un équilibreur externe pour le l'équilibrage des charges (LiPro Balance Charger, s.d).



Figure III.6 : Lipro balance charger.

Caractéristiques (LiPro Balance Charger, s.d).

- ✓ Tension d'entrée : 10.0 à 20.0 V DC.
- ✓ Puissance max à charger : 80W.
- ✓ Puissance max à décharger : 10W.
- ✓ Rang courant de charge : 0.1 à 6.0 A.
- ✓ Rang courant de décharge : 0.1 à 2.0 A.
- ✓ Nombre des cellules Lipo : 1 – 6 cellules.
- ✓ Tension de batterie : 2 – 20 V.

III.3.6. Brushless DC Motor A2212/ 1400KV / 10T

Le moteur CC sans balai 2212 (BLDC) est un moteur sans balai triphasé à grande vitesse conçu spécifiquement pour les quadrotors, les drones ou les avions jouets. Le moteur est de type outrunner où le boîtier extérieur tourne tandis que l'intérieur reste fixe. C'est l'un des modèles les plus populaires sur le marché car il est peu coûteux. Il est préférable pour les petits drones et les avions. Le modèle est disponible en différentes vitesses et doit être choisi de manière (appropriée 2212 Brushless Motor, 2018).

Description les informations sur le dos de BLDC

- ✓ A : Série de moteur.
- ✓ 22 : Diamètre du stator en mm (avec un plus grand diamètre, nous aurons plus de couple).
- ✓ 12 : Hauteur du stator en mm.

- ✓ 10T : Nombre de tours de cuivre par pôle (un nombre de tours inférieur signifie une vitesse élevée mais moins de couple. De même, un nombre de tours plus élevé signifie moins de vitesse mais plus de couple).
- ✓ 1400 KV : Nombre de tours effectués par le moteur par volt d'alimentation (Si la tension d'alimentation est de 10 volts, le moteur tournera à 14000 tr/min, plus de KV nous aurons plus de poussée, donc meilleur contrôle et altitude du quadrotor).

Concernant les caractéristiques de ce type de moteur, il n'y a aucun document officiel sur Google les détaille sauf que des tests sur YouTube.



Figure III.7 : Brushless DC Motor A2212/ 1400KV / 10T.

III.3.7. Electronic speed control ESC

C'est un circuit électronique conçu pour changer alternativement les tensions des phases et limiter le courant de BLDC Selon valeur de PWM, la façon de l'utiliser est la suivante (Zaafarani, 2018).

- ✓ Les trois fils de moteur sont connectés aux sorties de ESC.
- ✓ L'entrée d'ESC est connectée à la batterie.
- ✓ Les trois fils rouge, marron et jaune sont connectés aux broches d'arduino 5V, GND, PWM respectivement.

Le principe de fonctionnement d'ESC se base sur le temps d'ouverture T_{on} qui dure de 1 ms à 2ms de fréquence 50 KHz. Plus T_{on} proche de 2ms, plus le courant traversé est grand, l'inverse est vrai.

Les caractéristiques

- ✓ Tension d'entrée : 5.5V - 12.6 V (2-3 cellules Li-Po).
- ✓ Courant constant: 30A (Max 40A moins de 10 secondes).

✓ BEC : 5V / 2A.



Figure III.8 : ESC 30A.

III.3.8. Les composants complémentaires pour notre projet

Le module joystick permet de donner deux tensions de sorties commandables (potentiomètre), une sur l'axe " X " et l'autre sur l'axe " Y " de niveau 5 V. Concernant les hélices, Nous avons utilisé les hélices 1047 (10 pouce de diamètre, 47 pouce de pas) où les moteurs qui tournent dans le sens horaire sont attachés aux deux hélices de droite (CW) figure III.9, par contre les deux hélices de gauche (CCW) sont attachées aux moteurs qui tournent dans sens antihoraire figure III.9. Nous avons utilisé les plaques d'essai ci - dessous pour assembler les composants du circuit de commande de vol et du circuit contrôle de vol.



Figure III.9 : Joystick, Hélices 1047, Plaques d'essai.

Le châssis du quadrotor utilisé est un châssis de type DJI F330 sous forme " X ", où la distance entre deux placement de moteurs symétriques est 33 cm.



Figure III.10 : Châssis quadrotor F330.

III.4. Tests les composants utilisés

III.4.1. BLDC et hélice

Nous avons utilisé les moteurs 1400KV / 10T qui sont des moteurs à moyenne vitesse (donner moyen control et altitude) et à moyen couple (donner moyen poids à charger). Tableau III.1 Montre performance BLDC 1400KV / 10T avec différentes tailles d'hélices en utilisant alimentation Lipo 2200 mAh 3S, où nous avons observé que l'hélice 8x6 SF plus adapté de côté d'efficacité et le courant consommé, mais malheur c'est que le marché algérien nous ait imposé d'acheter les hélices de taille 1047 qui sont les seules disponibles sur les magasins algériens.

Hélices	Courant max en Ampère	Puissance max en Watt	Poids à charger max enGramme	Efficacité Gramme/Watt
7035 E	8.13	99.99	488	4.89
8x6 SF	15.5	187	929	4.96
7x5 E APC	14.5	175	680	3.88
8x4 E APC	18.4	218	936	4.29
8x8 E APC	25	293	588	2.00
9x5 E	20.3	239	1133	4.74
9045 APC	21.3	248	1097	4.42
9047 SF	24.3	281	1208	4.29
1047 SF	32.8	368	1080	2.93

Tableau III.1 : Résultat de test plusieurs d'hélices avec BLDC 1400KV / 10T (Asanga, 2018).

III.4.2. Équilibrage ESC

Dans la partie description des composants nous avons mentionné que le contrôleur ESC est commandable à partir temps d'ouverture T_{on} sous forme d'un signal PWM de 1 ms à 2 ms. Mais certain T_{on} d'ESC sont hors l'intervalle 1 ms – 2 ms, donc nous avons besoin de les équilibrer à partir d'un Arduino Nano programmé d'un algorithme spécifique.

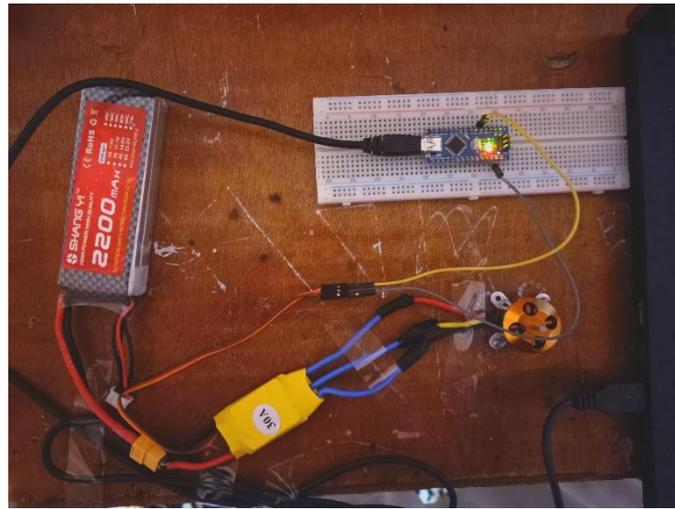


Figure III.11 : Équilibrage ESC.

III.4.3. Joystick et module Radio fréquence

Un simple programme sur Arduino IDE nous permet de transmettre et recevoir les données de joysticks en utilisant le microcontrôleur de type ATmega328P (Arduino Nano) et le récepteur/émetteur nRF24L01 + PA + LNA. Dans émission nous avons utilisé arduino uno au lieu arduino nano, parce que on n'a que câbles de type mini USB pour deux arduino nano.

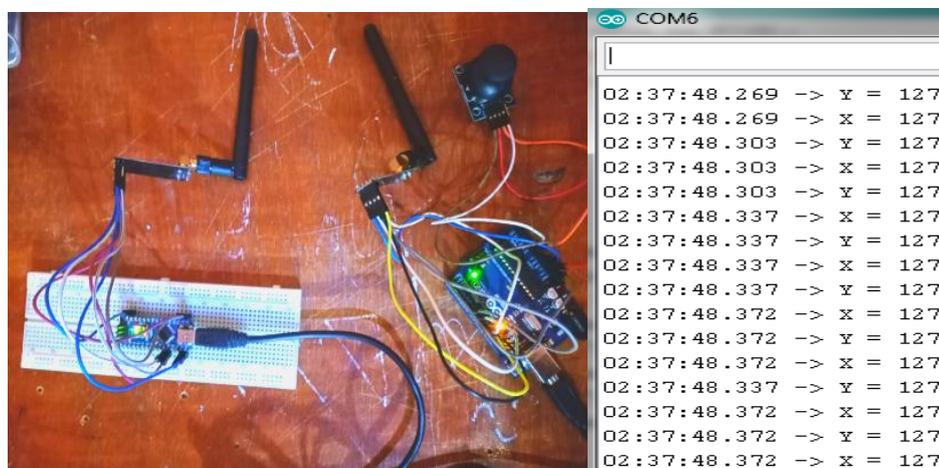


Figure III.12 : Émission/Réception les données.

III.4.4. Module Module MPU- 6050

Dans ce module nous n'avons qu'exploité le gyroscope sur trois axes pour obtenir les angles roulis, tangage et lacet du quadrotor en comptant sur le microcontrôleur d'Arduino Nano et des bibliothèques qui sont déjà conçus. À partir de ces angles on peut asservir et stabiliser le système utilisant le correcteur PID.

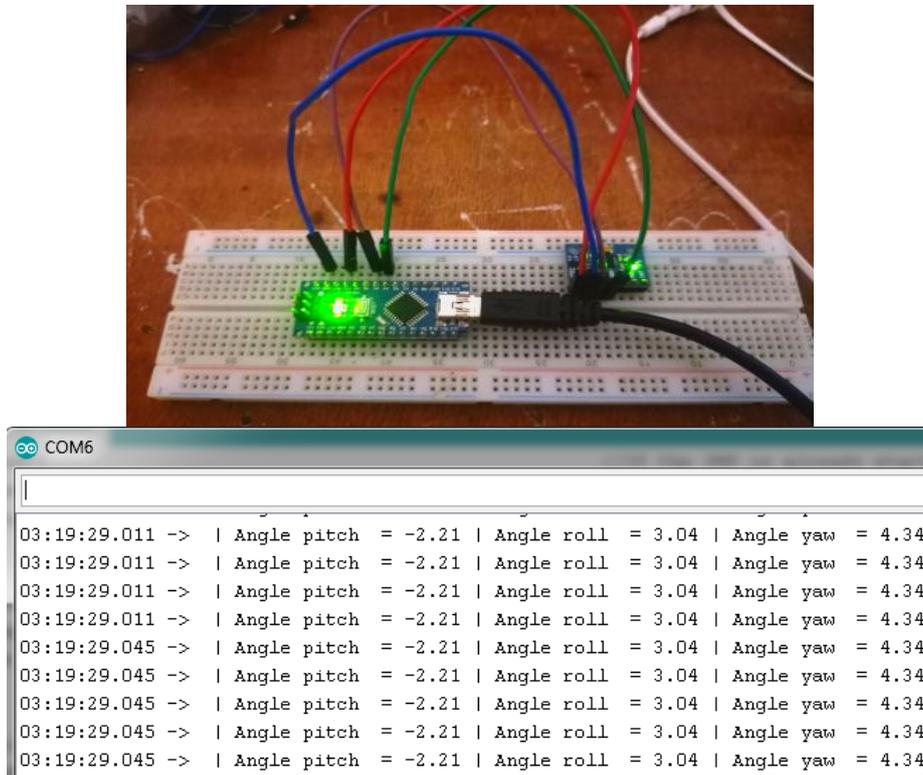


Figure III.13 : Les angles mesurés roulis, tangage et lacet.

III.5. Conception commande de vol (radiocommande)

Au début de ce chapitre nous avons expliqué généralement sur les composants constituant le circuit de commande de vol qui comprennent deux joysticks, l'émetteur radio fréquence de type nRF24L01+ PA+ LNA et le microcontrôleur ATmega 328P (Arduino Nano). L'unité centrale Arduino Nano fait deux manipulations successives :

III.5.1. Lecture des données venant de deux joysticks

A moyen de l'entrées analogiques A0, A1, A2, A3 le microcontrôleur peut lire les signaux analogiques (tension) venant de joysticks, ces entrées sont reliées aux broches Y1, X1, Y2, X2 respectivement où X1, Y1 sont des sorties joystick droite qui gèrent les mouvements roulis, tangage et translation horizontale, par contre X2, Y2 sont des sorties joystick gauche

qui gère mouvements vertical et lacet. Pour bien conçu la commande de vol, nous avons reversé les axes de repère de deux joystick de sorte que axe " X " est perpendiculaire sur axe " Y ".

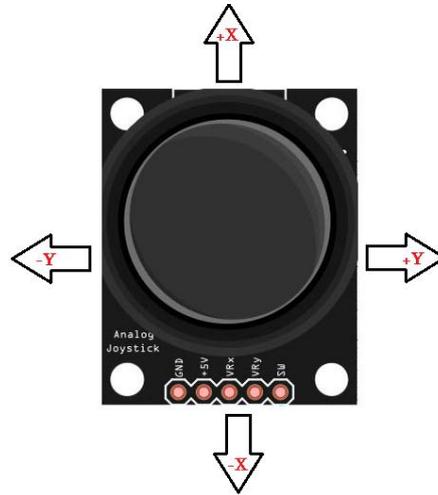


Figure III.14 : Les axes de joystick.

III.5.2. Traitement et transmission les données de deux joysticks

Le microcontrôleur ATmega 328P d'Arduino nano traite les tensions d'entrées en les numérisant à travers un convertisseur analogique / numérique interne sur 10 bits, après cette conversion le microcontrôleur exprime les données résultants sur 8 bit (utilisant PWM) pour les sortir au émetteur radio fréquence en utilisant Protocol de transmission série SPI. Selon la distance et la vitesse choisies, l'émetteur module (GFSK) et envoie tout ce qui a reçu de microcontrôleur sur les bandes fréquentielles 2,4 Ghz – 2.525 Ghz de 1Mhz (nous avons choisi 2.512 Ghz).

Les joysticks et émetteur radio fréquence sont alimentés à partir de la carte d'arduino nano, sur les broches 5V, 3V3 respectivement. Nous avons utilisé la batterie de multimètre temporairement qui fournit tension 9V au broche d'arduino nano Vin, elle est suffisante à nos besoin.

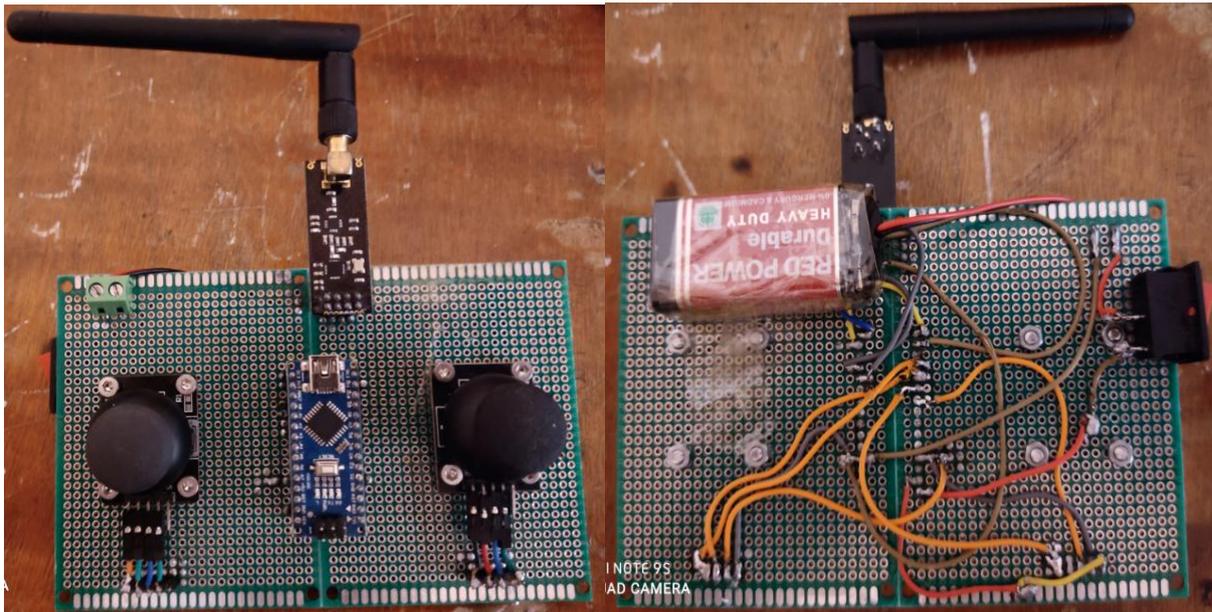


Figure III.15 : Commande de vol.

III.6. Conception Contrôle de vol (radiocommande)

Le circuit contrôle de vol s'est conçu pour recevoir les données envoyées par la commande de vol pour commander les brushless moteurs du quadrotor comme nous avons expliqué au début de ce chapitre. Ce circuit comprends récepteur radio fréquence nRF24L01+ PA+ LNA, microcontrôleur ATmega 328P (Arduino Nano) et capteur gyroscopique MPU6050, où son fonctionnement se passe par deux étapes successive :

III.6.1. Recevoir les données envoyées et lecture les données gyroscopiques

Récepteur radio fréquence reçoit immédiatement les données envoyées quand son champ fréquentiel s'intersecté avec champ fréquentiel créé par émetteur radio fréquence (les bandes fréquentielles 2,4 Ghz – 2.525 Ghz de 1Mhz, nous avons choisi 2.512 Ghz), ces données se démodulent (GFSK) à travers des techniques intégrées au nRF24L01+ PA+ LNA et elles se sérialisent au microcontrôleur ATmega 328P en utilisant protocole de transmission série SPI. ATmega 328P (broches A4, A5) reçoit également les données résultantes de mouvements roulis, tangage et lacet du quadrotor par MPU6050 qui s'interfacé d'un protocole de transmission série I2c.

III.6.2. Traitement les données et Asservissement du quadrotor

Le microcontrôleur ATmega 328P utilise données de MPU6050, données de commande de vol et données de PID (erreur statique) pour commander et stabiliser le quadrotor. Nous avons stabilisé le système quadrotor à cause de deux effets essentiels qui peuvent être perturbés les mouvements corrects de notre quadrotor :

Chapitre III : Réalisation d'un drone quadrotor

- ✓ Les incertitudes de performance entre les moteurs malgré qu'ils aient mêmes caractéristiques,
- ✓ Les perturbations externes (air, obstacles solides et liquides.. etc.) introduisent aux mouvements de quadrotor (mouvement rotatifs dans notre cas).

Afin de bien comprendre comment ATmega 328P stabilise le quadrotor il suffit de donner exemple sur le mouvement vertical.

Mouvement vertical parfait se fait quand les angles roulis, tangage et lacet sont nuls sinon le quadrotor soumit aux vibrations. On suppose que notre quadrotor ne soumette que aux perturbations venues d'incertitudes de performance entre moteurs BLDC, alors que les angles que nous avons déjà mentionné ont des valeurs différentes que zéro, ceci permet d'ATmega 328P asservit un système en boucle fermé en utilisant correcteur PID où :

- ✓ La consigne : angles $\phi = 0$, $\theta = 0$, $\psi = 0$.
- ✓ Chaîne de retour : capteur gyroscopique.
- ✓ Chaîne directe : Système du quadrotor.
- ✓ Correcteur PID sur trois angles.
- ✓ La sortie : signaux PWM.

ATmega 328P change les valeurs de quatre signaux PWM de sortie jusqu'au le quadrotor se stabilise selon les commandes demandées de commande de vol.

MPU6050 et nRF24L01 + PA + LNA sont alimentés à partir de la carte d'arduino nano sur les broches 5V, 3V3 respectivement, en ce qui concerne l'alimentation d'arduino nano, ESC fournit alimentation BEC : 5V / 2A.

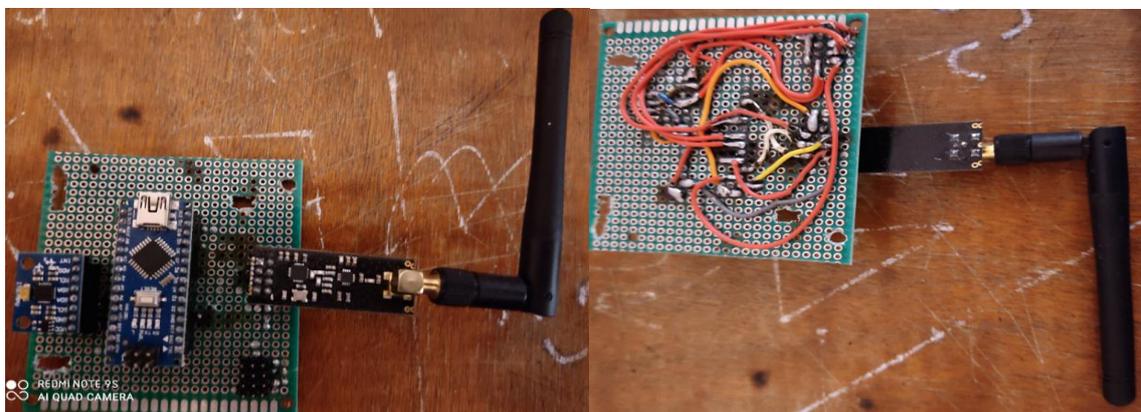


Figure III.16 : Contrôle de vol.

III.7. Comment commander le quadrotor

Le quadrotor peut faire cinq mouvements que nous avons déjà expliqués dans le deuxième chapitre. Avant tout que le quadrotor doive passer par le mouvement vertical qui lève le quadrotor d'une hauteur de sol sur long axe z en utilisant joystick gauche +X2, tant que notre quadrotor sois en l'air, on peut réaliser les quatre mouvements restants où :

- ✓ Mouvement roulis et translation horizontale sur long axe y en deux sens : +X1 ou - X1.
- ✓ Mouvement tangage et translation horizontale sur long axe x en deux sens: +Y1 ou - Y1.
- ✓ Mouvement lacet en deux sens : +Y2 ou -Y2.

Pour descendre le quadrotor sur long axe z il suffit juste utiliser -X2 de joysticks gauche.

III.8. Temps de vol (Time - Flight)

Avant d'envoler le quadrotor il exige de calculer le temps de vol pour éviter les accidents de chute brusque qui peuvent être mené aux dommages matériels. Le temps de vol est la durée que le quadrotor peut rester envoler dans les normes de vol, ce temps se varie selon les capacités et types du quadrotor.

Son équation donnée par : $t = \eta * \frac{60}{1000} * \frac{C * V}{n * P_m + P_e}$ (III.1) (Essam, S,2020).

- ✓ η : Constant de batterie 0.29 (nous n'avons que utilisé 29 % de batterie (4.2 – 3 V) pour atteindre la durée de vie noté).
- ✓ C : Capacité de batterie en mAh.
- ✓ V : Tension nominale de batterie en volte.
- ✓ n : Nombre de moteur.
- ✓ P_e : Puissance consommée par les composants électroniques quadrotor en watt.
- ✓ P_m : Puissance consommée par les moteurs BLDC en watt.

Le poids total du notre quadrotor est 735, en se divisant sur quatre moteurs nous allons trouver que chaque moteur lève 183.75 g. À partir de (Asanga, 2018) BLDC consomme 20.5 watt à poids 182 g.

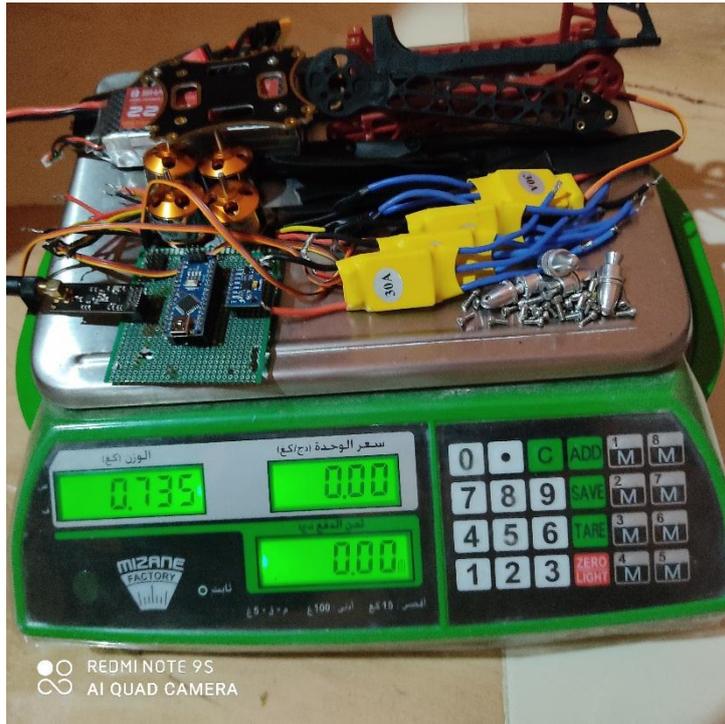


Figure III.17 : Poids de quadrotor.

La puissance max qui peuvent être consommée par les autres composants est :

- NRF24L01 +PA+ LNA : $40 \text{ mA} * 3.3\text{V} = 0.132 \text{ W}$.
- MPU6050 : $40 \text{ mA} * 5\text{V} : 0.2 \text{ W}$
- Arduino Nano : $10 \text{ mA} * 5\text{V} : 0.05 \text{ W}$.
- ESC : 2 W (donnée pas disponible, je l'ai mis à peu près).

$$AN : t = 0.29 * \frac{60}{1000} * \frac{2200 * 11.1}{4 * 20.5 + 2.38} = 5,18 \text{ min}$$

III.9. Assemblage quadrotor et teste de vol

Notre quadrotor a perdu une hélice au cours des tests de vol, la raison principale de chuter le quadrotor est les données incorrectes reçues de capteur gyroscopique MP60-6050. Nous n'avons que gardé une vidéo de quelques secondes sur (Electronic, 2021) pendant les tests avant que le quadrotor est détruit.

Chapitre III : Réalisation d'un drone quadrotor

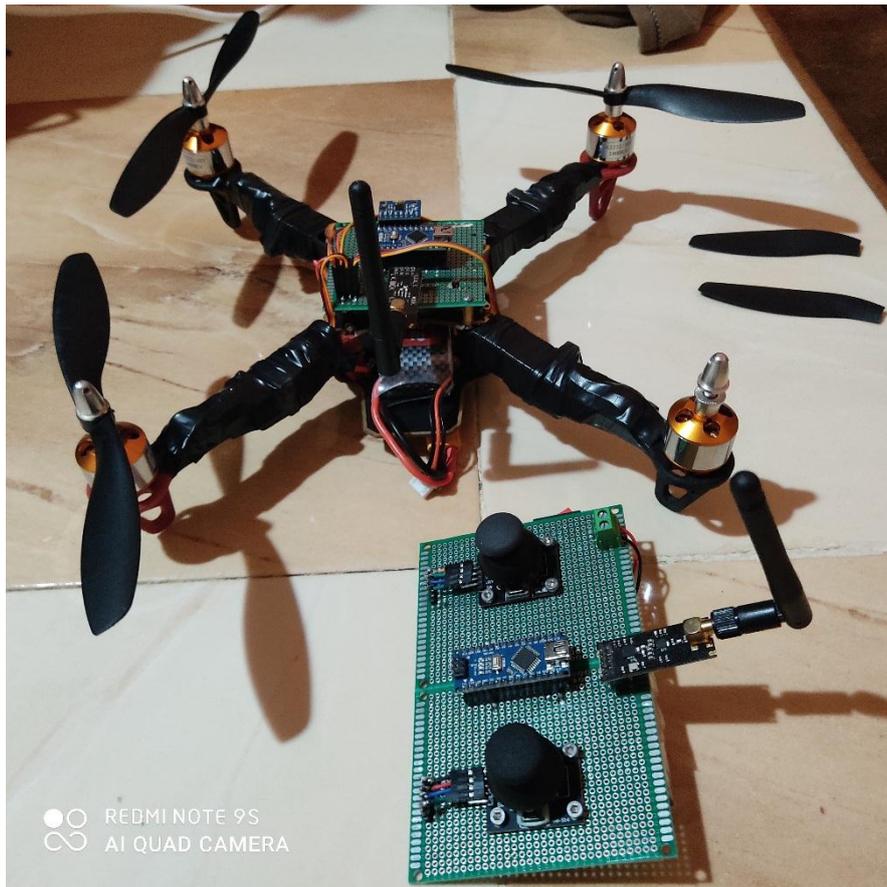


Figure III.18 : Vue d'ensemble du quadrotor.



Figure III.19 : Vue extérieure du quadrotor.

III.10. Conclusion

Le système volant parmi les systèmes complexe et difficile à réaliser à cause de ses mouvements en espace dans lequel plusieurs obstacles qui peuvent être empêché la direction et stabilité correctes de système. Tout ce que nous avons vu dans ce chapitre c'est une réalisation pratique d'un quadrotor radiocommandé à base d'un arduino nano où ce genre de projet se base principalement sur les deux côtés, matériel et programmation dont les études biens assurent quadrotor commandable à distant, stable et autonome (temps de vol grand).

CONCLUSION

GÉNÉRALE

Conclusion générale

Avec la croissance de l'intérêt pour les UAV, celui des avions à atterrissage et à décollage verticaux et le besoin d'une instrumentation discrète et surtout légère, le quadrotor a connu une grande popularité ces dernières années. Cela en fait, la principale motivation pour ce travail de recherche. L'objectif principal de ce travail était réaliser un mini drone de type quadrotor à base arduino commandable à distance et stable contre les perturbations exogènes et endogènes.

Le but du premier chapitre a été donné une explication générale sur les drones disponibles et utilisés dans le monde, ce que permet au lecteur prendre une idée avant d'entamer dans la phase théorique et pratique du quadrotor.

Dans deuxième chapitre l'objectif a été la modélisation puis la simulation sur matlab afin d'étudier comportement et stabilisation le système du quadrotor, mais cinq mois donnée par le département n'étaient que suffisants, d'atteindre de créer un modèle dynamique qui décrivent la dynamique de translation et de rotation du système quadrotor grâce aux études les effets agissants et aux équations de Newton-Euler, et de déduire les équations de correction les erreurs rotatives.

Concernant la partie pratique, le dernier chapitre explique tout ce que permettre de créer un quadrotor à partir de conception commande de vol jusqu'à le vol de quadrotor. Mais il n'a pas détaillé sur le correcteur PID à cause de données incorrectes reçus de MPU6050 (erreur technique), ce qui ont permis de chuter le quadrotor.

Notre objectif ne s'est que réalisé 80 %, on est vis-à-vis l'effectuer après la date de soutenance pour partir plus loin que « commander un quadrotor ». Le projet que nous voudrions ajouter au quad rotor, nous l'avons déjà mentionné dans le projet fin d'étude de troisième année licence et qui était « autonomie ».

Le quadrotor que nous voudrions de réaliser dans futur permet de :

- ✓ Suivre la trajectoire donnée via une application android ou un ordre vocal de façon autonome sans intervention d'être humain.
- ✓ Sauvegarder les données de trajectoire et de détection l'environnement extérieur sur une grande base de données pour l'auto-apprentissage.
- ✓ Envoyer de temps de vol plus quarante minutes.

BIBLIOGRAPHIE

- Bouabdallah, S. (2007). *Design and control of quadrotors with application to autonomous flying* [Thèse de doctorat, Ecole Polytechnique Fédérale de Lausanne]. Researchgate. https://www.researchgate.net/publication/37439805_Design_and_Control_of_quadrotors_with_application_to_autonomous_flying
- Hasseni, S. (2020). *Commande Robuste Non-linéaire d'un Quadrotor Drone* [Thèse de doctorat, Université Mohamed Khider – Biskra]. Thèse.Algérie. <http://thesis.univ-biskra.dz/id/eprint/5015>
- Brakni, I., & Akkou, D. (2017) *Reduction de la base de connaissance d'un controleur flou : Application à la commande d'un drone a voilure fixe* [Mémoire de master, Université Mouloud Mammeri - Tizi-Ouzou]. Thèse.Algérie. <https://dl.ummo.dz/handle/ummo/7609>
- Derafa, L., & Madani, T.,& Benallegue. (2006). A. Dynamic Modelling and Experimental Identification of Four Rotors Helicopter Parameters, *IEEE International Conference on Industrial Technology*, (2006), pp. 1834-1839. <https://doi.org/10.1109/ICIT.2006.372515>
- Melkou, L. (2018). *Contribution à la Commande Robuste des Systèmes Volants. Théorie et Applications à la Commande d'un Drone* [Thèse de doctorat, Université Badji Mokhtar- Annaba]. Thèse.Algérie. <https://biblio.univ-annaba.dz/wp-content/uploads/2019/11/These-Melkou-Lamia.pdf>
- Amrani, M.,& Ounissi, N. (2020) *Etude et réalisation d'un drone quadrirotor* [Mémoire de master, Université de 8 Mai 1945 – Guelma]. Thèse.Algérie. <https://dSPACE.univguelma.dz/jspui/handle/123456789/10259>
- Said kouadri, I. (2014). *Etude et conception d'un drone* [Mémoire de master, Université de saad dahleb – Blida]. Thèse.Algérie. <http://di.univ-blida.dz:8080/jspui/handle/123456789/4335>
- Sallah, N.,& Babou, O. (2018). *Planification de trajectoire pour un véhicule aérien autonome* [Mémoire de master, Université de mouloud mammeri – Tizi Ouzou]. Thèse.Algérie. <https://dl.ummo.dz/handle/ummo/12790>
- Sedini, C., & Cherigui, N. (2019). *Conception et commande d'un quadrotor UAV à base d'Arduino* [Mémoire de master, Université de Abou Bekr Belkaïd – Tlemcen]. Thèse.Algérie. <http://dSPACE.univ-tlemcen.dz/handle/112/14940>
- SATLA, Z. (2018). *Contribution à la modélisation et à la commande d'un drone miniature* [Thèse de doctorat, Université de Djillali Liabès – Sidi Bel Abbès]. Thèse.Algérie. <http://rdoc.univ-sba.dz/handle/123456789/2520>
- Khebbache, H. (2012). *Tolérance aux défauts via la méthode backstepping des systèmes non linéaires Application : Système UAV de type Quadrirotor* [Mémoire de magister, Université de ferhat abbas – Setif]. Thèse.Algérie. <http://dSPACE.univ-setif.dz:8888/jspui/handle/123456789/1300>
- Yacef, F. (2018). *Commande Intelligente Adaptative de Drones Miniatures à Voilure Tournante* [Thèse de doctorat, Université de mohammed seddik benyahia – Jijel]. Thèse.Algérie. <http://dSPACE.univ-jijel.dz:8080/xmlui/handle/123456789/3963>
- Hakemi, M., & Ghebalou, M. (2014). *Etude et réalisation d'un Système de Stabilisation de la camera d'un drone* [Mémoire de master, Université de saad dahleb – Blida]. Thèse.Algérie. <http://di.univ-blida.dz:8080/jspui/handle/123456789/2387>
- Nussey, J. (2017). *Arduino pour les nuls*(D, Duplan, & S.Bontemps, Trad.). [E-book]. Editions First. <https://www.lisez.com/livre-grand-format/arduino-pour-les-nuls-poche-2e-edition/9782412025802>

Bibliographie

- Bartmann, E. (2015). *LE GRAND LIVRE D' ARDUINO*. [E-book]. Editions EYROLLES. editions-eyrolles.com/Livre/9782212674880/le-grand-livre-d-arduino
- Zaafrani,W (2018). *DRONE FOR TUNISIA دليل كامل لصنع درون* [E-book]. creative commons. <https://www.noor-book.com/الدرون-طيار-بدون-الطائرات-صنع-الطائرات-بدون-طيار-pdf>
- InvenSense. (2013). *MPU-6000 and MPU-6050 Product Specification Revision 3.4*. [E-book]. InvenSense. <https://invensense.tdk.com/wp-content/uploads/2015/02/MPU-6000 Datasheet1.pdf>
- LiPro Balance Charger*. (s.d). *iMax6B instruction manual*. Printed in China.
- Jerome. (2021, 24 mai). *Tutorial NRF24L01 Arduino : caractéristiques, librairies, et exemples de code arduino*. Passion Electronique. <https://passionelectronique.fr/tutorial-nrf24l01/>
- Interface MPU6050 Accelerometer and Gyroscope Sensor with Arduino. (s. d). Last minute ENGINEERS. <https://lastminuteengineers.com/mpu6050-accel-gyro-arduino-tutorial/>
- 2212 Brushless Motor. (2018, 21 avril). COMPONENTS101. <https://components101.com/motors/2212-brushless-motor>
- Asanga, G. (2018, 29 août). A2212 1400kv Outrunner Brushless Motor Thrust Test 2[Video]. YouTube. <https://www.youtube.com/watch?v=8JXzoZJCplw&t=15s>
- Essam, S. (2020, 09 novembre). Flight Time | حساب مدة طيران الدرون | كورس الدرون [Video]. YouTube. <https://www.youtube.com/watch?v=SJBhwXqUYq0&list=PLjVmEUd3Z9ZMV24D4ZiTzFqiy7Aq7aCmo&index=25>
- Electronic, T. (2021, 13 septembre). *Conception d'un mini drone* [Video]. YouTube. https://youtu.be/rzrB_jn9_kA