

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

UNIVERSITE MOULOUD MAMMARI DE TIZI-OUZOU



FACULTE DU GENIE DE LA CONSTRUCTION
DEPARTEMENT DE GENIE MECANIQUE

Mémoire de Fin d'Etudes de MASTER ACADEMIQUE

Domaine : **Sciences et Technologies**

Filière : **Electromécanique**

Spécialité : **Maintenance industrielle**

Présenté par
OUACEL SAID

Thème

CONCEPTION ET REALISATION D'UN DRONE QUADRI-ROTOR PERSONNALISE

Mémoire soutenu publiquement le 30/ 10 / 2022 devant le jury composé de :

Mr. SI AHMED HAMID

Professeur, UMMTO, Président

Mr. LAGHROUCHE MOURAD

Professeur, UMMTO, Encadreur

Mr. BENSIDHOUM MOHAND OUTAHAR

MCA, UMMTO, Examineur

2021-2022

Remerciement

Mes premiers mots de remerciement s'adressent d'abord à mes parents, mes frères et sœurs surtout Zahra, Salem, Fazia pour leurs grand aide, à Lilia et mes amis et surtout (Walid, Massinisa, Kamel et Adem) qui ont toujours été là pour m'encourager tout au long de la préparation de ce mémoire.

Je tiens aussi à exprimer ma profonde reconnaissance à M. LAGROUCHE, mon encadreur pour avoir accepté de diriger mon travail.

Mes remerciements aussi à Zaidi Nawel et Chilali Karima de m'avoir porté de l'aide concernant ma thèse.

Je remercie aussi les membres du jury d'avoir accepté d'évaluer mon travail.

Il y a tellement de gens à qui je dois des remerciements pour leur support.

Il m'est vraiment difficile de pouvoir citer intégralement tout le monde.

Ainsi, je remercie tous ceux qui, d'une manière ou d'une autre, m'ont aidé tout au long de ces années universitaires.

Dédicace

Il m'est agréable de saisir cette occasion pour dédier ce travail à :

Mon père et ma mère : aucun mot ne pourrait exprimer à leur juste valeur la gratitude et l'amour que je vous porte. Je mets entre vos mains, le fruit de longues années d'études, de long mois de distance de votre amour de votre tendresse, de longs jours d'apprentissage.

A mes chers frères : Salem,, Yassine et sa femme Sabrina et a Mouloud .

A mes adorables sœurs : Fazia,Zahra ainsi que leurs maris Mebarek et Hamza et ma petite sœur Lamia.

A mes chers neveux : Adem,Nada,Abdelghanni,Nihal,Wassim et Rayane

A ma chère : Lilia.

A mes chers amis et à toute personne qui me porte dans son cœur, qui a cru en moi et qui m'a soutenu de loin et de près.

Table des matières

Liste des abréviations

Liste des figures

Liste des tableaux

Introduction Générale.....1

Chapitre I : Généralités sur les drones

I.1. Introduction	4
I.2. Définition d'un drone	4
I.3. L'évolution des drones au fil du temps et des guerres	4
I.3.1. Prémices des premiers drones	4
I.3.2. L'entre-deux guerres	5
I.3.3. La guerre froide	5
I.3.4. La guerre du Vietnam	6
I.3.5. Les années 1980 et l'arrivée d'Israël	6
I.3.6. Les années 1990	7
I.3.7. Les années 2000	7
I.4. Classification des drones	7
I.4.1. Les drones à voilure fixe	7
I.4.2. Les drones à voilure tournante	8
I.5. Les domaines d'utilisation	9
I.5.1. Utilisation militaire des drones	9
I.5.2. Utilisation civile des drones	9
I.7. Avantages et inconvénients des drones	10
I.8. Règlementation sur l'utilisation des drones	10
I.9. Conclusion	11
II.1. Introduction	13
II.2. Description générale du quad-rotor	13
II.3. Mouvements du quadri-rotor	14
II.3.1. Mouvement vertical	15
II.3.2. Mouvement de roulis	15
II.3.3. Mouvement de tangage	16
II.3.4. Mouvement de lacet	16
II.3.5. Mouvement de translation horizontale	17
II.4. Modèle dynamique du quad rotor	17
II.4.1. Angles d'Euler	18

II.4. 3. Vitesses linéaires	19
II.5. Effets physiques agissants sur le quad rotor	19
II.5.1. Les forces.....	19
II.5.1.1. Le poids du quad rotor	20
II.5.1.2. Les forces de poussée	20
II.5.1.3. Les forces de traînée	20
II.5.2. Les moments	20
II.5.2.1 Moments dus aux forces de poussée	21
II.5.2.2. Moments dus aux forces de traînée.....	21
II.5.3. Effet gyroscopique	21
II.6. Développement du Modèle mathématique selon Newton-Euler.....	22
II.6.1. Équations du mouvement de translation.....	23
II.6.2. Équations du mouvement de rotation	24
II.6.3. Relation forces/moment et vitesse de moteurs	25
II.7. Régulation du PID.....	25
II.8. Conclusion.....	27
III.1. Introduction :.....	29
III.2. Partie 1 : Conception et réalisation du châssis personnalisé	29
III.2.1. Conception du châssis personnalisé :	29
III.2.2. Objectif de la conception du châssis personnalisé :	29
III.2.3. Modèle final du châssis personnalisé :	30
III.2.4. Réalisation du châssis :	30
III.2.4.1. Choix la matière :	31
III.2.4.2. Le cout de <i>tubes</i> :	31
III.2.4.3. <i>Assemblage</i> ;.....	32
III.2.4.4. Calibrage du <i>châssis</i> :.....	33
III.2.5. Le test de résistance du châssis à la charge :	34
III.3. Conception et réalisation du quadri rotor :.....	34
III.3.1. Conception générale du quadri-rotor :.....	34
III.3.2Description générale des composants :	35
III.3.2.1. Contrôleur de vol OMNIBUS F4 V3S :	36
III.3.2.2 Module de distribution Matek Systems PDB-XT60 :	38
III.3.2.3 Moteurs Brushless Ready Tosky RS2205 2300Kv BLDC:.....	39
III.3.2.4 ESC 30A :	39
III.3.2.5 Turnigy 6XS FHSS émetteur 2.4ghz Computer w / 6 Modèle Memory Inc 7 Ch Receiver (Mode 2) :	40
III.3.2.6 Batterie Li-Po 4s 25C 14.8V:.....	41
III.3.2.7Hélices 1045 :.....	42
III.4. Test des composants :.....	43
III.5. Réalisation du quadri rotor :.....	43
III.6. Calcul du temps de vol :.....	44

III.7. Calcul de la charge maximale supportée par le quadri rotor :	46
III.8. Configurations et teste Du quadri-rotor :	46
III.8.1. Connexion du contrôleur de vol au logiciel Cleanflight configuration :	46
III.8.2. Configuration du Calibrage du quadri rotor :	47
III.8.3. Configuration du récepteur :	47
III.8.5. Configuration de notre structure et quadri rotor :	49
III.8.6. Régulation PID du quadri-rotor avec Cleanflight Configurator :	49
III.9. Teste du quadri rotor réalisé :	50
III.10 Difficultés rencontrées :	50
III.11 Maintenance du prototype :	51
III.12. Conclusion :	52
CONCLUSION GENERALE	53

BUDJET DU PROJET

BIBLIOGRAPHIE

Liste des abréviations

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

BLDC : BrushLess Direct Current

Km/h : Kilomètre par Heure

PID : Proportionnelle Integrale Dérivée

DDL : Degré De Liberté

PPR : Polypropylène Random

2D : Deux dimensions

RF :Radio Frequency

PWM : Pulse Width Modulation

ESC : Electronic Speed Control

PDB : Power Distribution Board

CC :Constant Current

CV :Constant Voltage

CW :Clockwise

CCW : Counterclockwise

USB :Universal Serial Bus

IDE :Integrated Development Environment

Liste des figures

Figure I.1 : Vue aérienne de Labruguière en 1889.....	4
Figure I.2 : OQ-2 parmi des premiers drones en 1941.....	5
Figure I.3 : Différents modèles du Ryan 147 (de gauche à droite : 147J, H, G, NX).....	6
Figure I.4 : Scout 1982.....	6
Figure I.5 : Pioneer 1984.....	6
Figure I.6 : Drones à voilure fixe.....	8
Figure I.7 : Drones à voilure tournante.....	9
Figure I.8 : Utilisation des drones dans le secteur militaire.....	9
Figure I.9 : Quelques domaines d'utilisation civile des drones.....	10
Figure II.1 : Structure générale d'un quad rotor (Khebbache, 2012).....	13
Figure II.2 : Illustration du mouvement vertical.....	15
Figure II.3 : Illustration du mouvement de roulis.....	15
Figure II.4 : Illustration du mouvement de tangage.....	16
Figure II.5 : Illustration du mouvement de lacet.....	16
Figure II.6 : Illustration du mouvement de translation.....	17
Figure II.7 : La structure du quad rotor et des systèmes de coordonnées relatives.....	18
Figure II.8 : Structure parallèle d'un régulateur PID.....	26
Figure III.1 : Modèle manuscrit 2D final du châssis personnalisé.....	30
Figure III.2. : Tableau Caractéristique du PPR.....	31
Figure III.3 : Coupe tube.....	32
Figure III.4 : Visseuse perceuse Crown.....	33
Figure III. 5 : Mèche utilisée de la visseuse perceuse.....	33
Figure III.6 : Assemblage.....	33
Figure III.7 : Modèle réel du châssis personnalisé.....	33
Figure III.8 : Calibrage du châssis.....	34
Figure III.9 : Test de la résistance du châssis a la charge.....	34
Figure III.10 : Conception générale du quadri rotor.....	36
Figure III.11 : Contrôleurs de vol OMNIBUS F4 V3S.....	37

Figure III.12 : Manuel d'utilisation de la carte Omnibus F4 V3s [source]	38
Figure III.13 : Module de distribution PDB-XT60.....	38
Figure III.14 : Branchement du PDB.....	39
Figure III.15 : Moteur brushless RS2205 2300 KV	39
Figure III.16 : ESC 30A.....	40
Figure III.17 : Turnigy 6Xs transmetteur /récepteur.....	41
Figure III.18 : Batterie LiPo 4s 25C 14.8V.....	42
Figure III.19 : Hélices 1045.....	43
Figure III.20 : Test des composants.....	44
Figure III.21 : Assemblage du quadri rotor personnalisé.....	45
Figure III.22 : Poids du quadri rotor.....	46
Figure III.23 : Testes sur les BDLC RS2205 2300KV.....	46
Figure III.24 : Connexion du contrôleur de vol a Cleanflight configurator.....	47
Figure III.25 : Calibrage du contrôleur de vol.....	48
Figure III.26 : Configuration 1 du récepteur dans cleanflight configurator.....	49
Figure III.27 : Configuration 2du récepteur dans cleanflight configurator.....	49
Figure III.28 : Configuration de la structure dans Cleanflight Configurator.....	50
Figure III.29 : Régulation PID du quadri-rotor avec Cleanflight configurator.....	51
Figure IV.1 : Structure du châssis proposé.....	57

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 quadri rotor 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 à l'utilité limitée seulement par l'imagination (Bouabdallah, 2007).

La 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 quadri rotor n'est pas une tâche aisée, cela s'explique par la complexité et le nombre important d'effets agissant sur le système comme les effets gyroscopiques et 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).

L'objectif de ce travail est de construire un drone quadri-rotor personnalisé, la personnalisation de ce drone va être effectuée au niveau du châssis tel qu'il sera équipé d'un panier afin qu'il transporte des objets ou du matériau, notre quadri rotor sera piloté via une radiocommande Turnigy 6Xs qui se compose d'un émetteur et d'un récepteur. Concernant la réception des commandes on utilisera un contrôleur de vol OMNIBUS F4 V3S, ce type de carte est conçu pour les robots volants ce qui va faciliter et simplifier la commande de notre quadri-rotor.

Ce mémoire s'articule autour de quatre chapitres qui sont organisés comme suit :

Dans le premier chapitre, nous essaierons de répondre aux questions suivantes :

Qu'est ce qu'un drone ?

C'est quoi son but ?

Nous donnerons quelques notions élémentaires et quelques généralités sur ces engins volants fascinants, et mettrons le point sur leur potentiel considérable.

Dans le deuxième chapitre, on s'intéressera de plus près aux quadri-rotors en décrivant les différents mouvements qu'ils peuvent effectuer dans l'espace. Puis on développera un modèle mathématique linéaire à temps invariant du drone en se basant sur le formalisme de Newton-Euler.

Dans le troisième chapitre on donne une conception du châssis personnalisé, puis une conception générale du fonctionnement quadri-rotor, avec une description générale des composants utilisés, on passera ensuite à l'exposition des différentes étapes de l'assemblage et la réalisation de notre prototype, on calcule le temps de vol et la charge maximale que notre drone quadri-rotor pourrait supporter, on passe enfin à la configuration du contrôleur de vol avec Cleanflight configurator afin de le synchroniser avec notre prototype.

Le dernier chapitre s'intéressera à la maintenance de notre prototype, on y propose des solutions aux problèmes rencontrés et quelques améliorations faites apportées à notre travail, on citera aussi quelques apports de notre projet dans le domaine industriel et la vie quotidienne.

Nous clôturerons notre travail par une conclusion générale, et quelques perspectives.

CHAPITRE I

Généralités sur les drones

I.1. Introduction

Les engins volants ont profondément envahi 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 un 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. Nous mentionnerons à la fin 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 chez les militaires, comme la surveillance et la reconnaissance et comme plateforme de désignation de cible ou même comme arme. Cela s'est ensuite élargi à des applications civiles, notamment dans l'observation des phénomènes naturels (Avalanches, volcans...), la pulvérisation des pesticides sur les surfaces agricoles, la surveillance de l'environnement (mesures de la pollution par exemple) 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, en effet, 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 la société israélienne Mazlat de drones "Pioneer " dérivant du Scout.



Figure I.4 : Scout 1982.



Figure I.5 : Pioneer 1984.

I.3.6. Les années 1990

Au cours de la guerre du Golfe, six Pioneers ont participé et ont 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.3.7. Les années 2000

Depuis les années 2000, les drones ne sont plus uniquement réservés au secteur militaire, ils sont développés pour pouvoir être utilisés dans des applications civiles de surveillance, de l'audiovisuel, de cinématographie, etc. De nos jours, les drones peuvent peser quelques centaines de grammes ou plusieurs tonnes en fonction de l'utilisation et de l'autonomie voulue.

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 que nous citons ci-dessous (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 des 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 sont 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 une 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 faible 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 dans la figure I.7, 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.5. Les domaines d'utilisation

De nos jours, on retrouve le drone dans de nombreux domaines d'activité car son utilisation ne cesse de se propager et se diversifier. On distingue principalement deux types d'utilisations, utilisation militaire et utilisation civile (Sallah & Babou, 2018).

I.5.1. Utilisation militaire des drones

Depuis la seconde guerre mondiale, les drones sont utilisés dans l'armée en observation, dans le renseignement et la reconnaissance du terrain pour les troupes terrestres et aériennes et aussi 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 I.8 illustre cela

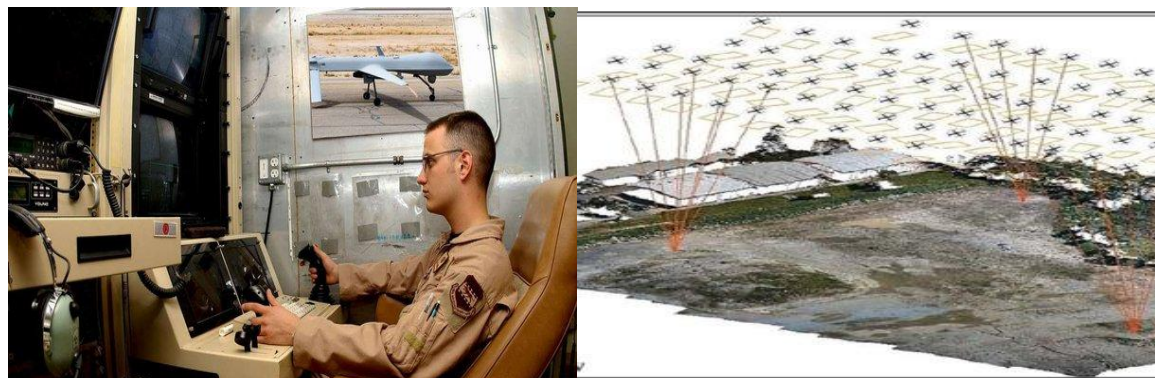


Figure I.8 : Utilisation des drones dans le secteur militaire.

I.5.2. 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 I.9, 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.9 : Quelques domaines d'utilisation civile des drones.

I.7. Avantages et inconvénients des drones

Le tableau I.1 résume les avantages et les inconvénients de chaque famille de drones.

Famille	Avantages	Inconvénient
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 faible 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 vertical. ➤ 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.

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 fixées dans des articles de loi telles que les arrêtés du 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 au-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 150 m.
- 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 au-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 commercial.
- 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'altitude 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 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 appris :

- Que les drones et plus particulièrement les drones à voilures tournantes offrent de nombreux avantages. Nous pouvons citer la simplicité de leur commande, leur praticité, leur taille réduite qui leur permet d'accéder à des zones semées d'obstacles, les décollages et atterrissages verticaux qui évitent de devoir disposer d'une piste.
- Que c'est un domaine très vaste qui se base sur la discipline de la robotique, qu'il 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 la phase de l'implémentation. Dans le chapitre suivant nous présenterons la modélisation dynamique d'un système UAV de type quad-rotor, ainsi que le correcteur utilisé pour éliminer les perturbations introduites lors des mouvements de rotation (roulis, tangage et lacet).

CHAPITRE II

Modélisation et commande D'un drone quadri-rotor

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 on donnera une description générale du quad-rotor et ses mouvements possibles à effectuer puis on établira un modèle mathématique du système quad-rotor en utilisant l'approche de Newton-Euler.

Lors de la modélisation, on effectuera des simplifications dans le but d'obtenir des équations plus faciles à manipuler et par conséquent, le modèle ne devient valide que dans une portion restreinte du domaine de fonctionnement du système.

Pour terminer, on parlera du principe de fonctionnement du correcteur PID en décrivant les équations de contrôle et les angles d'orientation.

II.2. Description générale du quad-rotor

Un quad-rotor est un robot mobile aérien à quatre rotors définis 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'hélices tournant dans le même sens soit placé aux extrémités opposées d'une branche de la croix (SATLA, 2018).

Le fonctionnement d'un quad-rotor 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 quadri-rotor a six degrés de libertés, trois mouvements de rotation et trois mouvements de translation.

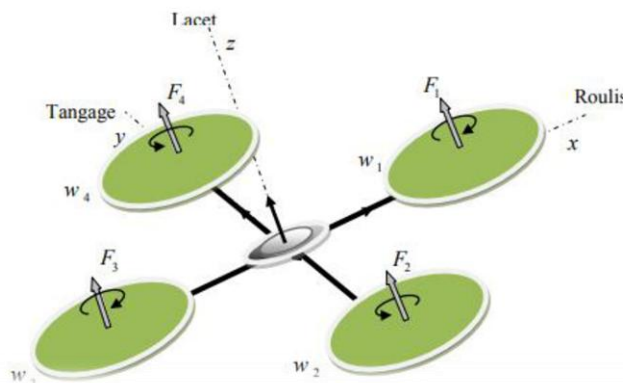


Figure II.1 : Structure générale d'un quad rotor (Khebbache, 2012).

II.3. Mouvements du quadri-rotor

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 quad rotor, deux rotors sur même bras tournent dans le sens des aiguilles d'une montre, les deux autres rotors dans la direction opposée, ceci élimine effectivement le couple réactif non désiré et permet au véhicule de planer sans tourner hors de la commande. D'ailleurs, contrairement 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 du quad rotor sont réalisés en variant la vitesse de chaque rotor, changeant de ce fait la poussée produite. Le quad rotor s'incline vers la direction du rotor plus lent, qui tient compte alors de la translation le long de cet axe. Par conséquent, comme c'est le cas dans un hélicoptère classique, les mouvements sont couplés, signifiant que le quad rotor 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, l'augmentation de la vitesse du propulseur gauche aura comme conséquence un mouvement de roulis (le quad rotor s'incline vers le rotor le plus lent, et donc vers la droite dans ce cas), un mouvement de lacet (l'équilibre entre les rotors qui tournent dans le sens des aiguilles d'une montre et les rotors qui tournent dans le sens inverse est perturbé, ce qui induit 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 (plutôt **couplage** non ?) est la raison pour laquelle nous pouvons commander les six degrés de liberté de quad rotor avec seulement quatre commandes (le couple appliqué par les moteurs sur chaque propulseur).

Le quad rotor 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, les forces de portance créées par les rotors doivent être égales pour empêcher le renversement du véhicule. 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 quad rotor le mouvement est ascendant, et si la force de portance est inférieure au poids du quad rotor le mouvement est descendant.

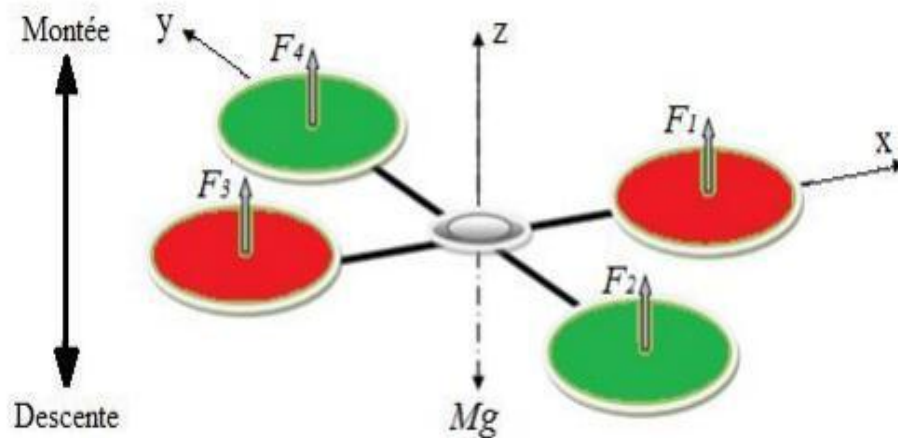


Figure II.2 : Illustration du mouvement vertical.

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.

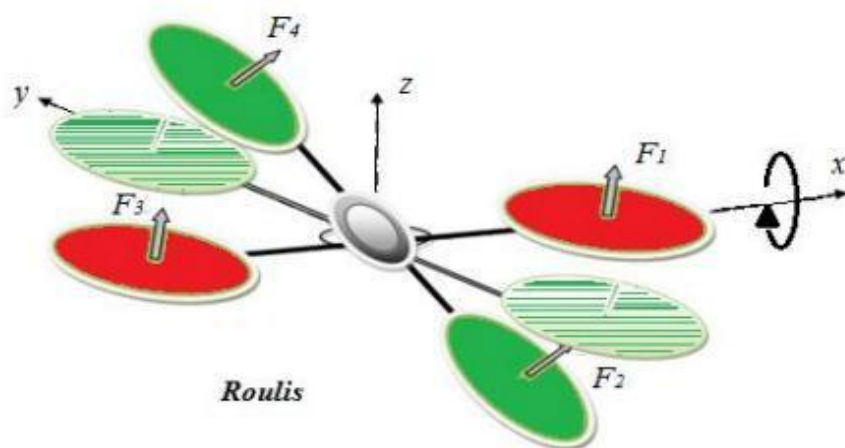


Figure II.3 : Illustration du mouvement de roulis.

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 .

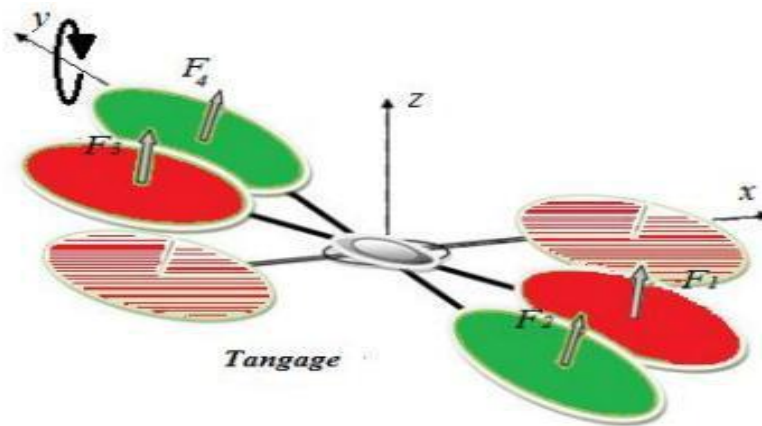


Figure II.4 : Illustration du mouvement de tangage.

II.3.4. Mouvement de lacet

La figure II.5 montre comment le mouvement de lacet est obtenu. Dans ce cas, on applique un couple autour de l'axe z , 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 produite par les propulseurs mais par les couples réactifs produits par la rotation des rotors. La direction de la force de poussée ne change 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.

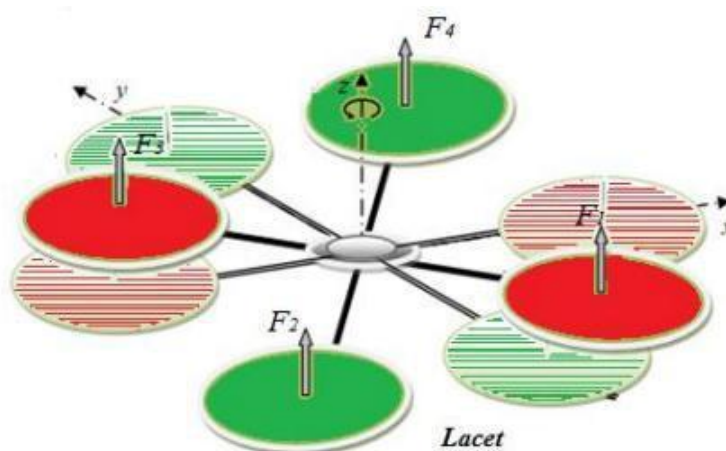


Figure II.5 : Illustration du mouvement de lacet.

II.3.5. Mouvement de translation horizontale

La figure II.6 montre comment la translation horizontale est réalisée. Dans ce cas, on applique une force le long de x ou de y , 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.

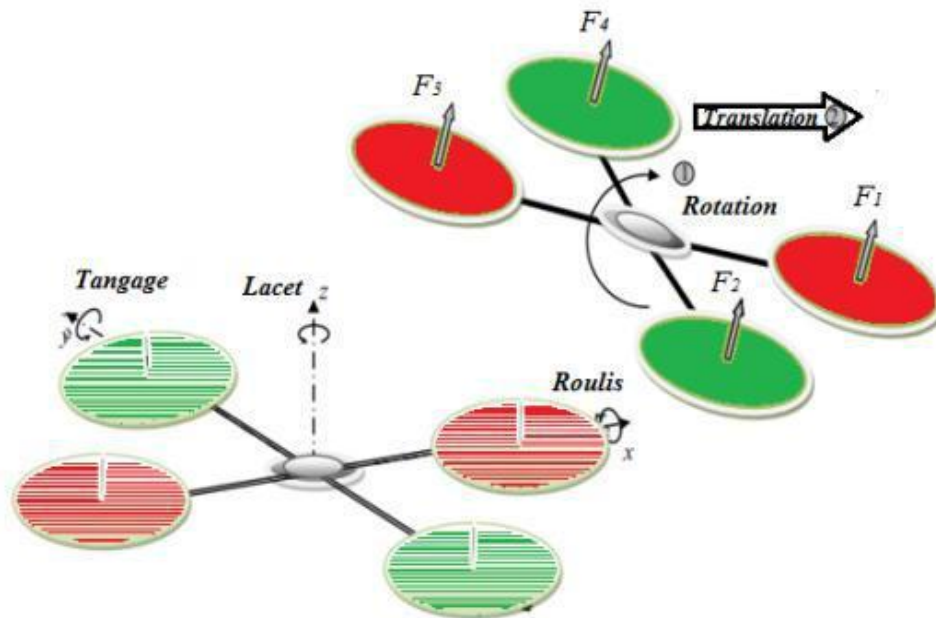


Figure II.6 : Illustration du mouvement de translation.

II.4. Modèle dynamique du quad rotor

Les quad rotors sont des systèmes mécaniques assez complexes. Leurs mouvements sont régis par plusieurs effets que ce soit mécaniques ou aérodynamiques. Le modèle du quad rotor 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 quad rotor est supposée rigide et symétrique, ce qui suppose que la matrice d'inertie est diagonale.
- Les hélices sont supposées rigides pour pouvoir négliger l'effet de leur déformation lors de la rotation.
- Le centre de masse coïncide avec l'origine du repère lié à la structure.
- Les forces de portance et de traînée sont proportionnelles au carré de la vitesse de rotation des rotors, ce qui est une approximation très proche du comportement aérodynamique.

Pour évaluer le modèle mathématique du quad rotor on utilise deux repères, un repère fixe lié à la terre et un autre mobile joint au centre de masse du corps du quad rotor 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 du repère mobile par rapport au repère fixe.

On choisit la convention d'axes suivants (SATLA, 2018) :

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

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

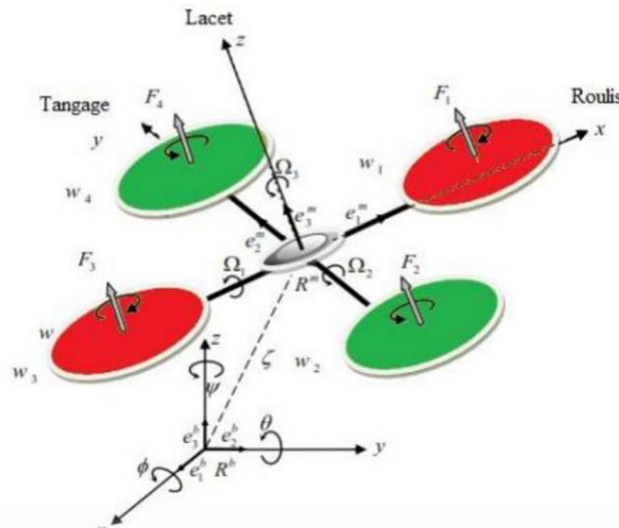


Figure II.7 : La structure du quad rotor et des systèmes de coordonnées relatives.

II.4.1. Angles d'Euler

Au départ, le repère mobile coïncide avec le repère fixe, puis 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 ($-\pi < \psi < \pi$).

Ce qui donne la formule suivante de la matrice de rotation R :

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

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

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & s\psi c\theta & s\psi s\theta & c\psi s\theta & -s\psi c\phi & c\psi s\theta c\psi + s\psi s\phi \\ s\psi c\theta & c\psi c\theta & c\psi s\theta & s\psi s\theta & c\psi c\phi & c\psi s\theta s\psi - s\psi c\phi \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ s\phi & 0 & 0 & c\phi & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{II.3}).$$

Avec : $s \equiv \sin$ et $c \equiv \cos$

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

$$\Omega = \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \text{Rot}_x(\Phi)^{-1} + \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + (\text{Rot}_y(\theta) \text{Rot}_x(\phi))^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (\text{II.4}).$$

En effet, la rotation en roulis a eu lieu lorsque les repères sont encore confondus. Puis concernant le tangage, le vecteur représentant la rotation doit être exprimé dans le repère fixe : il est donc multiplié par $\text{Rot}_x(\phi)^{-1}$.

De même, le vecteur représentant la rotation en lacet doit être exprimé dans le repère fixe qui a déjà subi deux rotations. On arrive ainsi à ces équations :

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

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

Lorsque le quad rotor fait de 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 s'écrivent comme suit en fonction des vitesses linéaires $v_x^m; v_y^m; v_z^m$ dans le repère mobile :

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

II.5. Effets physiques agissants sur le quad rotor

Pour notre travail, on va prendre en considération uniquement les forces et les moments appliqués au quad rotor 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 quad rotor sont : Le poids du quad rotor, les forces de poussée, et les forces de traînée.

II.5.1.1. Le poids du quad rotor

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 :

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

II.5.1.2. Les forces de poussée

Les forces de poussée sont des forces provoquées par la rotation des moteurs, elles sont perpendiculaires au 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 du nombre des pales ainsi que de 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 ce sont : La traînée dans les hélices et la traînée selon les axes (x, y, z) .

- **La traînée dans les hélices** : Elle agit 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 :

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

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 quad rotor

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

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

K_{ftT} est le coefficient de traînée de translation et v : la vitesse linéaire

K_{ftr} est le coefficient de traînée de rotation et Ω : la vitesse angulaire

II.5.2. Les moments

Il y a plusieurs moments agissants sur le quad rotor, ils sont dus aux forces de poussée, 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 :

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

où l est la longueur du bras entre le rotor et le centre de gravité du quad rotor.

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

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

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 :

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

où K_{fa} est le coefficient des frottements aérodynamiques et Ω est la vitesse angulaire.

II.5.3. Effet gyroscopique

L'effet gyroscopique se définit comme étant 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 quadri-rotor (SATLA, 201

✓ Moment gyroscopique des hélices :

Donné par la relation suivante :

$$Mgh = \Sigma 4I\Omega \wedge Jr [0 \ 0 \ (-1) \ i+1\omega i] T \quad (\text{II.18}).$$

où J_r est l'inertie des rotors.

✓ Moment gyroscopique dû aux mouvements de quadri-rotor :

Donné par la relation suivante :

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

où J est l'inertie du système.

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

Le Quadri-rotor 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 agissants 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 Quadri-rotor, car elle représente l'approche la plus simple pour la modélisation (Yacef, 2018).

En se basant sur les équations précédentes des forces appliquées au quadri-rotor les équations (II. 9, ...II.12), et les moments agissants sur le quad rotor les équations (II. 14, ...II.18) et pour résumer l'ensemble des équations décrivant le modèle complet du quadri-rotor, en utilisant la formulation de Newton-Euler, le modèle dynamique du système est formulé comme suit (SATLA, 2018) :

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

où

ζ est le vecteur de position du quadri-rotor.

m est la masse totale du quadri-rotor.

Ω est la vitesse angulaire exprimée dans le repère fixe

R est la matrice de rotation.

\wedge est le produit vectoriel.

J est la matrice d'inertie de dimension (3x3), symétrique et diagonale, 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 :

$$F_f = R^* \left[\mathbf{0} \quad \mathbf{0} \quad \sum_1^4 F_i \right] \quad (\text{II.23}).$$

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

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

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

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

F_g est le moment résultant des frottements aérodynamiques, il est donné par :

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

M_f est le moment provoqué par les forces de poussée et de traînée, il est donné 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 est le moment résultant des frottements aérodynamiques, il est donné par :

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

$K_{fax}, K_{fay}, K_{faz}$ sont les coefficients des frottements aérodynamiques.

II.6.1. Équations du mouvement de translation

Après avoir présenté les équations des forces dans les sections précédentes, on peut actuellement passer au modèle complet du quadri-rotor; on utilise 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 :

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

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

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

II.6.2. Équations du mouvement de rotation

En appliquant le même principe de Newton pour le cas de rotation on trouve la formule suivante :

$$J\dot{\Omega} = -\Omega \wedge J\Omega + Mf - Ma - Mgh \quad (\text{II.32}).$$

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

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

On obtient alors les équations différentielles qui décrivent 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 :

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

On en conclut que le modèle dynamique complet qui régit le quadri-rotor est donné par le système d'équations suivant :

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

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

A partir des équations (II.10, II.14, II.15, II.16), on peut calculer la vitesse des moteurs à partir des forces et des moments appliqués au quadri-rotor.

On peut réécrire les équations sous forme matricielle comme suit :

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

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. Régulation du PID

Le régulateur PID, ou correcteur PID (proportionnel, intégrale, dérivée) 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, et plus le dépassement augmente plus la stabilité du système est détériorée).
- **Une action Intégrale :** l'erreur est intégrée sur un intervalle de temps t , puis elle est 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 elle est multipliée par un Gain K_d ce qui accélère la réponse du système et améliore la stabilité de la boucle.

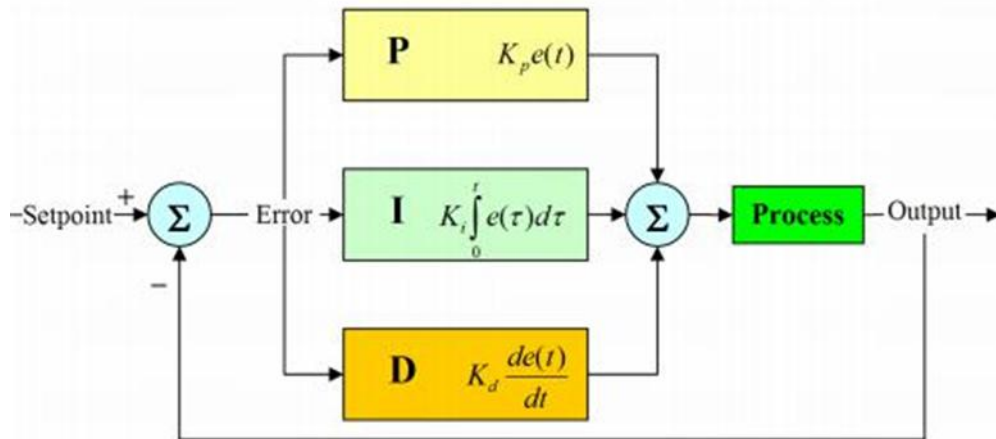


Figure II.8 : Structure parallèle d'un régulateur PID.

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

$$\mathbf{U}(t) = K_p \mathbf{e}(t) + K_i \int_0^t \mathbf{e}(\tau) d\tau + K_d \frac{d\mathbf{e}(t)}{dt} \quad (\text{II.39}).$$

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

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

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

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

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

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 de savoir que les drones et plus particulièrement les quadri-rotors offrent de nombreux avantages. Nous pouvons citer la simplicité de leur commande, leur praticité, les décollages et atterrissages verticaux qui évitent de devoir disposer d'une piste, etc. C'est pour cela que l'étude des drones suscite l'intérêt des chercheurs qui ne cessent d'innover afin d'optimiser leur fonctionnement et d'élargir leurs domaines d'application.

Le quadri-rotor 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 quadri-rotor peut faire des mouvements différents aussi bien en translation qu'en rotation.

Concernant la modélisation du quadri-rotor, nous avons commencé par donner les hypothèses de travail qui permettent de faciliter la construction du modèle mathématique d'un quadri-rotor. Puis nous avons décrit le comportement dynamique du drone à travers les lois physiques qui le régissent en se basant sur le formalisme de Newton-Euler.

Nous avons abouti à un modèle mathématique fortement non linéaire qui s'avère être compliqué pour la suite de l'étude. Nous avons donc linéarisé le modèle en utilisant le correcteur linéaire classique PID, pour finalement obtenir un modèle linéaire à temps invariant que nous avons mis sous une forme de représentation d'état.

Dans le chapitre suivant nous allons voir la réalisation pratique de notre drone quad rotor personnalisé qui se compose de différentes parties expliquant en détail le principe de fonctionnement du quadri-rotor.

CHAPITRE III

Réalisation du drone quadri-rotor personnalisé

III.1. Introduction :

La réalisation du prototype est la partie la plus importante de notre travail, et donc ce chapitre est le moyen d'évaluer le fonctionnement de notre réalisation et cela va se faire en plusieurs parties.

Dans la première partie qui est la partie mécanique nous allons commencer en premier lieu par la conception du châssis personnalisé afin qu'il puisse porter du poids et être équipé d'un panier, puis on passe à sa réalisation.

Dans la deuxième partie qui est la partie nous allons passer à la conception générale du circuit électrique qui donnera une idée du concept de fonctionnement du quadri-rotor, puis on donne la description des différents composants utilisés et les tester puis nous allons assembler et réaliser notre drone quadri-rotor personnalisé en assemblant tous les composants et les placer au châssis.

Dans la dernière partie nous allons passer à la partie configuration de la carte de vol en utilisant le logiciel 'Cleanflight configurator' et la synchroniser avec les moteurs, ESC, émetteur (télécommande) et récepteur.

III.2. Partie 1 : Conception et réalisation du châssis personnalisé

III.2.1. Conception du châssis personnalisé :

La conception de drone prototype dédié permet de trouver la meilleure réponse technique au cas d'usage identifié. Par des itérations, des essais réguliers mais aussi des démonstrations intermédiaires le prototype progresse. Cela permet premièrement d'améliorer l'architecture, puis d'orienter le choix des composants et enfin leur fonctionnement entre eux dans le but d'optimiser les performances de la solution.

Le processus de la conception se concentre donc sur les points suivants :

1. La sécurité
2. La solidité
3. L'équilibre
4. La durabilité
5. Le poids
6. La structure spacieuse
7. Facilité d'entretien
8. Le cout

III.2.2. Objectif de la conception du châssis personnalisé :

- Assurer une protection du prototype en réduisant le poids et faire de sorte que ses composants ne soient pas touchés ou bien endommagés.
- Assurer la solidité la légèreté et la résistance du châssis à la charge du poids grâce à une sélection rigoureuse des tubes.
- Maintenir l'équilibre du drone en déterminant une structure spacieuse et symétrique.
- Maintenir la facilité d'entretien et s'assurer que les éléments du châssis n'interfèrent pas avec d'autres sous-systèmes.
- Réduire les couts en cherchant le rapport qualité prix des composants afin que son cout de réalisation soit comparatif aux autres drones.

III.2.3. Modèle final du châssis personnalisé :

Après plusieurs tentatives et réflexions, nous avons enfin déterminé le modèle manuscrit 2D et la structure finale du châssis qui est représenté dans la figure III.1

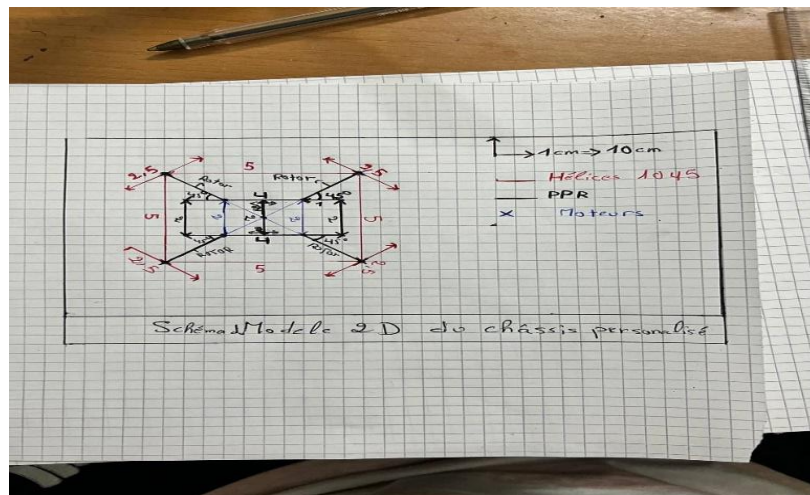


FIGURE III.1 : Modèle manuscrit 2D final du châssis personnalisé

Ce modèle a été choisi et dessiné soigneusement afin qu'il soit :

- Très bien structuré en choisissant la structure X du quadri-rotor
- Spacieux pour qu'on puisse placer un panier, en choisissant des dimensions rectangulaires moyenne (40cm x 20cm) pour assurer en même temps un châssis spacieux et léger.
- Équilibré : En mettant une structure carrée au milieu de la structure rectangle et des ailes avec un angle de 45° afin d'avoir un parfaite structure X et que la distance soit la même (50cm) entre les 4 moteurs qui sont équipés des hélices.

III.2.4. Réalisation du châssis :

Après avoir donné le concept et le modèle final de notre châssis nous allons exposer les différentes parties de sa réalisation qui va se faire en 4 parties qui sont :

1. Choix de la matière

2. Le Coup de barres
3. L'Assemblage
4. Le Calibrage

Tout en citant le matériau utilisé pour chaque partie

III.2.4.1. Choix la matière :

Le châssis est constitué de PPR UNI 25 x 2.8. Ce matériau est choisi parce qu'il est à la fois très résistant à la pression, au poids, à la chaleur, au Choc, très léger et en plus moins cher comparant à l'aluminium par exemple, donc il va nous donner une structure qui résiste à la charge et un poids léger afin d'avoir plus de charge à porter au panier. On a donc acheté un tube de 4m.

PIPES FOR POLYFUSION WELDING

FV PP-RCT UNI

System: FV AQUA
 Material: PP-RCT
 Standard: ČSN EN ISO 15874, DIN 8077, DIN 8078
 Details: Suitable for water distribution to 60°C and compressed air For application in systems to 20°C/1,6MPa - 60°C/0,8MPa.

DN	Ø	L	W	h	AA	BA	D (mm)	s (mm)	SDR	DR
16 x 2,2	m	100	0,095	0,28	AA110016004	BA110016004	16	2,2	7,4	4
20 x 2,3	m	100	0,127	0,44	AA110020004	BA110020004	20	2,3	9	4
25 x 2,8	m	60	0,191	0,73	AA110025004	BA110025004	25	2,8	9	4
32 x 2,9	m	40	0,261	1,10	AA110032004	BA110032004	32	2,9	11	4
40 x 3,7	m	24	0,412	1,83	AA110040004	BA110040004	40	3,7	11	4
50 x 4,8	m	18	0,634	2,75	AA110050004	BA110050004	50	4,8	11	4
63 x 5,8	m	12	1,010	4,07	AA110063004	BA110063004	63	5,8	11	4
75 x 6,8	m	8	1,410	5,50	AA110075004	BA110075004	75	6,8	11	4
90 x 8,2	m	4	2,030	9,17	AA110090004	BA110090004	90	8,2	11	4
110 x 10	m	4	3,010	10,31	AA110110004	BA110110004	110	10,0	11	4
125 x 11,4	m	4	3,910	12,27		BA110125004	125	11,4	11	4
160 x 14,6	m	4	6,380	20,10		BA110160004	160	14,6	11	4
200 x 18,2	m	4	9,950	31,40		BA110200004	200	18,2	11	4
250 x 22,7	m	4	15,500	49,66		BA110250004	250	22,7	11	4

Figure III.2. : Tableau Caractéristique du PPR

Nous passons maintenant à la partie du coup de barre.

III.2.4.2. Le cout de tubes :

Dans cette partie nous avons utilisé un coupe tube (Figure III.3) afin de couper le tube en plusieurs parties pour avoir enfin :

1. 2 tubes de 40cm pour la longueur du châssis

2. 2 tubes de 20cm pour la largeur du châssis
3. 4 tubes de 25cm pour les ailes (les rotors) du châssis

Puis nous passons à la partie assemblage de différentes parties pour avoir notre modèle.



Figure III.3 : Coupe tube

III.2.4.3. Assemblage ;

Dans cette partie nous allons assembler les différentes parties de tubes et pour cela nous avons utilisé une visseuse perceuse pour percer les tubes (Figure III.4). En utilisant une mèche (Figure III.5)



Figure III.4 : Visseuse perceuse Crown

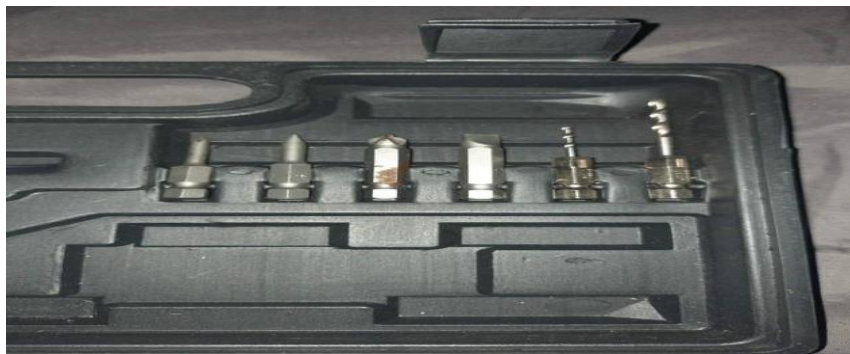


Figure III. 5 : Mèche utilisée de la visseuse perceuse

Puis nous assemblons les tubes avec des vices en commençant par les parties de longueurs et largeurs (Figure III.6) puis assembler les 4 tubes (les rotors), puis nous avons teinté l'ensemble avec une pompe de couleur noire pour avoir un beau design ce qui donne le modèle réel du châssis personnalisé (Figure III.7)



Figure III.6 : Assemblage

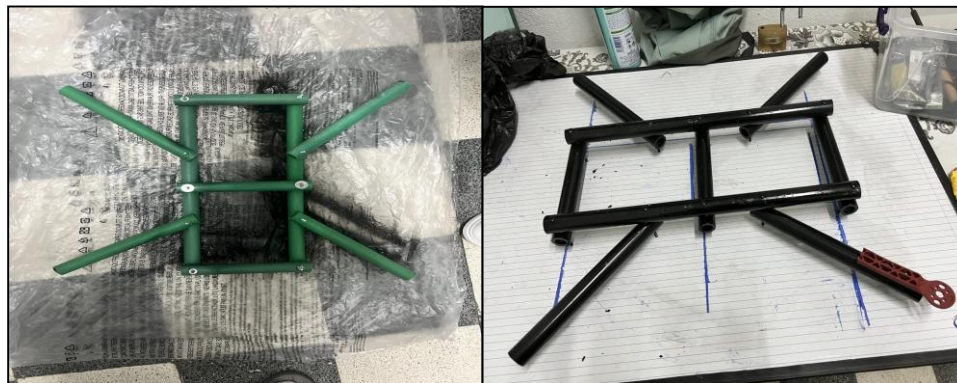


Figure III.7 : Modèle réel du châssis personnalisé

III.2.4.4. Calibrage du *châssis* :

Dans cette partie, qui est la partie la plus importante nous allons calibrer notre châssis afin qu'il soit symétrique et équilibré.

Pour que les quatre ailes (rotors) fassent un angle de 45° par rapport au châssis, nous avons utilisé une partie du châssis F330, deux 2 règles de 30 cm et un téléphone doté d'une application de calibrage

Pour avoir un très bon niveau comme illustré dans la figure III.8.



Figure III.8 : Calibrage du châssis

Après avoir obtenu un châssis calibré, on a très bien serré ses différentes parties en utilisant des rondelles et deux écrous en double pour chaque vis et enfin soudé les tubes en les chauffant afin qu'il soit fixe.

III.2.5. Le test de résistance du châssis à la charge :

Dans cette partie, nous avons effectué un test en mettant une charge de 70Kg au châssis, et ce dernier n'a donné aucun signe de déformation comme le montre la figure III.9. On peut donc conclure que le châssis répond à nos attentes.



Figure III.9 : Test de la résistance du châssis a la charge

III.3. Conception et réalisation du quadri rotor :

Dans cette partie nous allons donner le concept général de fonctionnement des composants électrique du quadri rotor.

III.3.1. Conception générale du quadri-rotor :

La conception générale du quadri-rotor se base sur le contrôleur de vol, qui est doté d'un microcontrôleur et d'un capteur gyroscopique.

Il sera placé au centre du châssis et branché à une carte de distribution d'alimentations (PDB) pour qu'il soit alimenté.

Ce circuit reçoit des données de commande depuis une radiocommande via un récepteur radio fréquences externe et du capteur gyroscopique (angle, roulis, tangage et lacet) qui vont être transférées au microcontrôleur, ce dernier transformera ces données sous forme de quatre signaux PWM, ce type de signaux permettent la gestion des pré-actionneurs ESC qui varient la vitesse des moteurs BLDC ce qui va assurer la facilité de commande et la stabilité du quadri rotor.

Ces ESC vont être branchés à la fois à la carte de distribution pour l'alimentation et au contrôleur de vol pour la réception de signaux. Les moteurs BLDC vont être branchés aux ESC et placés aux ailes du châssis (rotors). On va donner un schéma pour la conception générale du quadri rotor dans la figure III.1

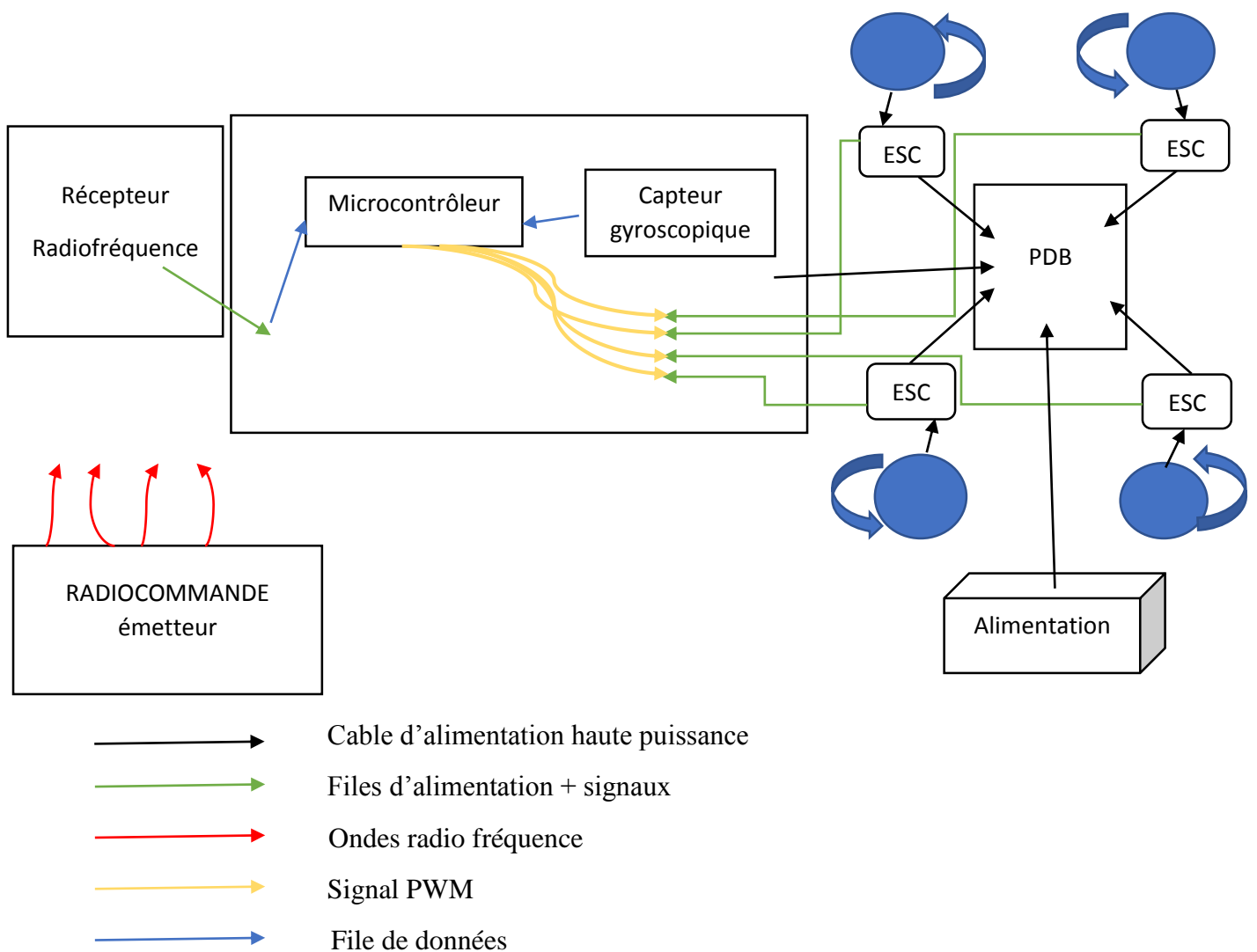


Figure III.10 : Conception générale du quadri rotor

III.3.2 Description générale des composants :

Dans cette partie nous allons exposer et décrire les différents composants constituant le quadri rotor

III.3.2.1. Contrôleur de vol OMNIBUS F4 V3S :

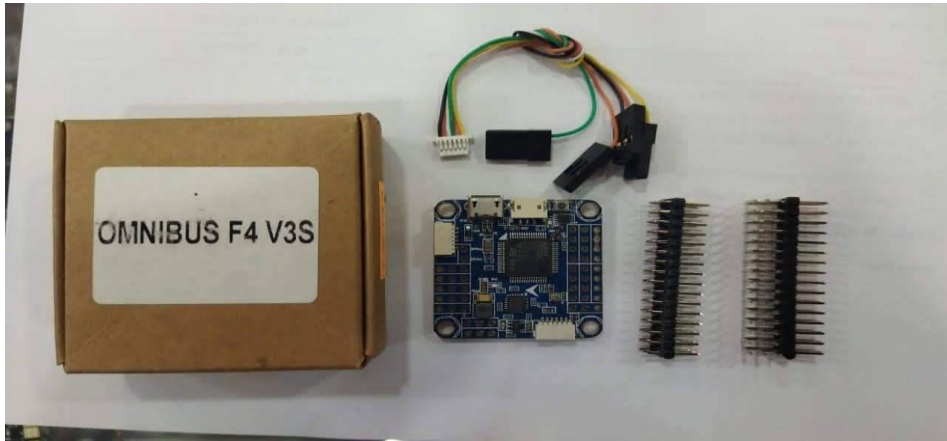


Figure III.11 : Contrôleurs de vol OMNIBUS F4 V3S

Nous avons choisi cette carte car elle a été conçue à partir du sol pour apporter un vol multi-rotor à tout le monde, et ce n'est pas que pour les experts même les débutants pourront s'en servir.

Grâce au logiciel intégré on a une facilité d'installation et de configuration. Plusieurs types multi-rotor sont préinstallés à savoir les différents types du quadri-rotor, il suffit seulement de sélectionner notre type, de vérifier la disposition de nos moteurs, la direction des hélices, de calibrer nos ESC et notre radiocommande et nous sommes prêts à décoller ! Tout cela se fait avec des instructions faciles à suivre dans Clean flight Configurator.

Donc le choix de cette carte nous a permis d'optimiser le temps et nous a assuré une facilité de configuration.

Caractéristiques de l'objet :

Nom du produit : Carte contrôleur de vol F4.

Matériel : Composant Électronique.

Taille Standard de conseil : Environ 36x36mm.

Taille Standard du trou de montage : 30.5x30.5mm.

Caractéristiques :

- STM32 F405 MCU.
- Dshot soutien
- Glisser-déposer OSD configuré via le configurateur Betaflight

- Smartaudio v2 soutien Réglez vos PID et configurer l'omnibus F C à partir de votre émetteur
- Gyroscope et accéléromètre SPI 6 axes MPU6000.
- Ports SBUS/PPM et Spktrum dsm-x.
- Carte SD blackbox.
- Baro (BMP280).
- 5 V 3A SBEC.
- Filtre vidéo embarqué (ne peut fournir que 5 V à VTX et caméra).
- SmartAudio V2 via tx6 sur J10.
- Disposition des broches ESC 4 × 3 broches.
- Broches IR pour transpondeur de synchronisation de tour.

Manuel d'utilisation :

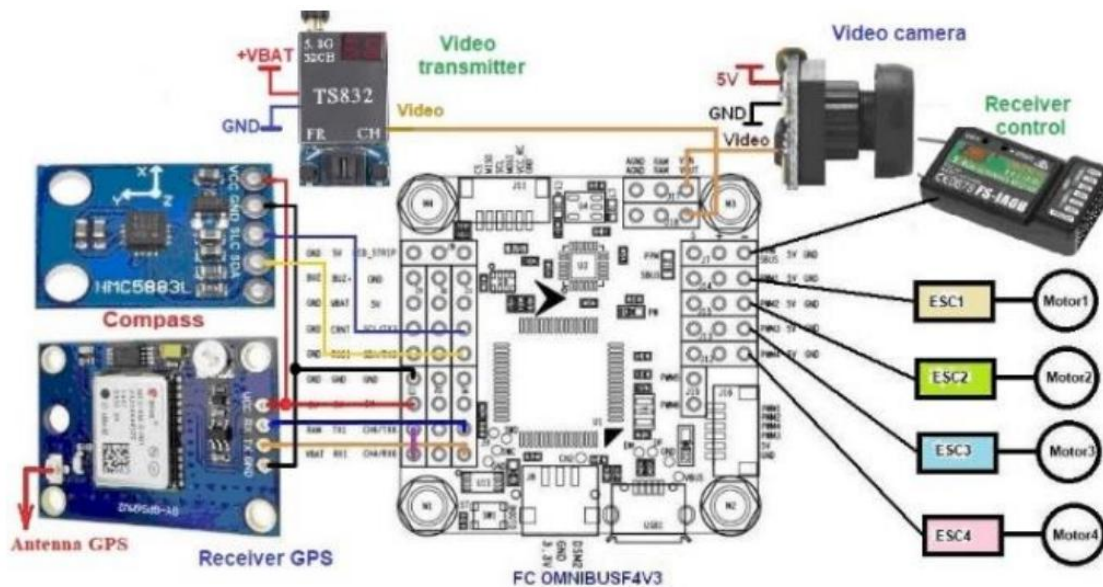


Figure III.12 : Manuel d'utilisation de la carte Omnibus F4 V3s

Concernant cette carte il n'y a pas de document officiel décrivant ses caractéristiques il y'a juste des articles dans les sites de vente sur Google.

III.3.2.2 Module de distribution Matek Systems PDB-XT60 :

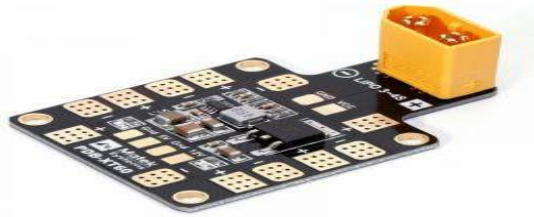


Figure III.13 : Module de distribution PDB-XT60

Le PDB-XT60 a été conçu pour fournir les performances et la fiabilité les plus élevées possibles dans un circuit imprimé 36 *50 mm et 4 couches.

Il distribue l'alimentation d'un pack LiPo à 6 ESC, ainsi que des sorties DC 5V synchronisées et régulées et DC 12V régulées linéaires pour alimenter les caméras, les serveurs, le récepteur RC, les contrôleurs de vol, les émetteurs vidéos, les LED, etc. Il offre une prise X T60 pour connecter facilement le pack LiPo.

Caractéristiques :

Plage de tension d'entrée (fonctionnement LiPo 3S –4S) :9-18 V DC

Sorties régulées 5V et 12V

Indicateurs d'alimentation LED (sorties 5V et 12V)

6 sorties ESC et 1 paire de pads VCC /GND

Sorties ESC :

Courant continu : 25A*4 ou 15A*6

Courant de crête (10secondes /minute) :30 A*4 ou 20A*6

Manuel d'utilisation :

Son branchement se fait ainsi :

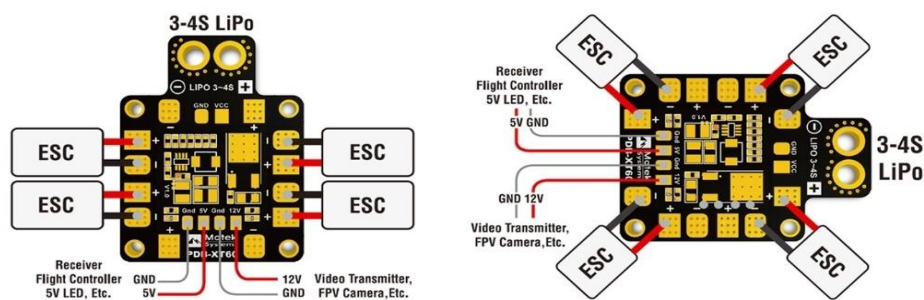


Figure III.14 : Branchement du PDB

III.3.2.3 Moteurs Brushless Ready Tosky RS2205 2300Kv BLDC:



Figure III.15 : Moteur brushless RS2205 2300 KV

Les moteurs brushless ou BLDC sont conçus spécialement pour multi rotor.

Les ailettes de refroidissement réduisent considérablement la chaleur d'au moins 30%.

Nous avons choisi ce type de moteur pour sa capacité de poussée de 1024g pour avoir une poussée de 4096g, ce qui va répondre à une certaine demande de notre projet.

Caractéristiques :

- KV : 3200
- Poussée max : 1024g
- Nombre d'éléments : 3-4S
- Bobinage : 12N14P
- Dimensions : $\varnothing 31.7 * 27.9mm$
- Masse : 30g
- Diamètre arbre moteur : 3mm
- Taille hélice recommandé : 5"-6"

Nous voulions utiliser les moteurs Brushless Emax GT2826 /04 qui ont une poussée maximale de 3KG pour chaque moteur ce qui donnera une poussée de 12KG, mais malheureusement nous avons acheté des composants selon la disponibilité du marché.

III.3.2.4 ESC 30A :

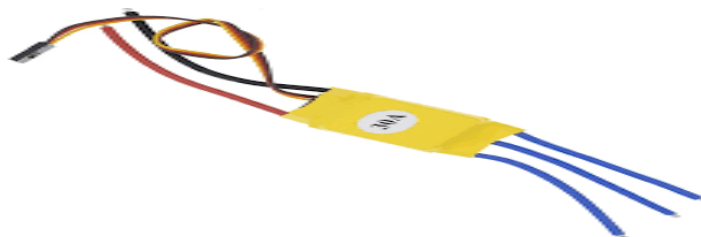


Figure III.16 : ESC 30A

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

- Les trois fils du 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_{0n} qui dure de 1ms à 2ms de fréquence 50 KHz. Plus T_{0n} est proche de 2ms, plus le courant traversé est grand.

Caractéristiques :

- ✓ Tension d'entrée : 5.5 V – 12.6 V (2-3 cellules Li-Po)
- ✓ Courant constant : 30 A (Max 40 A moins de 10 secondes)
- ✓ Bec : 5V /2A

III.3.2.5 Turnigy 6XS FHSS émetteur 2.4ghz Computer w / 6 Modèle Memory Inc 7 Ch Receiver (Mode 2) :

Le Turnigy 6XS est un grand niveau d'entrée 6 canaux 2.4 GHZ transmetteur d'ordinateur qui utilise la technologie de spectre étalé solide et fiable FHSS, le Turnigy 6XS possède une belle apparence et est de qualité, la programmation est à la fois claire et simple à utiliser, le 6XS a également une liste impressionnante de caractéristiques et comprend un récepteur XR700. Convient à la fois les modèles HELI et Avion ; le Turnigy 6XS est un budget superbe ordinateur radio pour les deux nouveaux pilotes et les pilotes expérimentés.



Figure III.17 : Turnigy 6Xs transmetteur /récepteur

On a choisi cette radiocommande pour son cout qui est moins cher et ses paramètres avancés permettant une expérience simple et agréable, ce qui nous fera gagner du temps comparativement au temps nécessaire de la programmation d'une radiocommande et sa compatibilité avec tout type de contrôleurs de vo.

Il nous offre aussi une portée de 700 mètres selon des tests effectués sur YouTube

Il suffit de connecter le récepteur au contrôleur de vol et la configuration se fera via la radiocommande ou bien Cleanflight configurator.

Caractéristiques :

Turnigy 6xS Transmetteur

Fréquence: **2.4ghz Range ISM Fréquence**

Modulation: **GFSK**

Étaler mode spectre: **FHSS**

Nombre de fréquences Canaux: **20**

Puissance de sortie: **<= 20dBm**

Courant de travail: **<= 100mA**

Tension de travail: **1.2vx 4 (AA / Nimh)**

Dimensions: **200mm x 185mm x 105mm**

Turnigy XR700 Récepteur Spécifications:

Channel: **7 (inc entrée RX Batterie)**

Fréquence: **2.4g Range ISM Fréquence**

Puissance: **4.5v ~ 9.6v / <30mA**

Poids net: **11.5g**

Dimensions: **41mm x 28mm x 14mm**

A besoin : 4 x type AA Batterie Pour Opération

III.3.2.6 Batterie Li-Po 4s 25C 14.8V:



Figure III.18 : Batterie LiPo 4s 25C 14.8V

Les batteries au lithium polymère appelées batteries LiPo sont utilisées dans le domaine électronique par le grand public. Elles sont populaires dans l'industrie des radios commandes pour leur durée de vie qui est assez importante et donc elles offrent plusieurs avantages.

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 donc un pack de quatre cellules (4S) est de 14.8 V et ainsi de suite

Caractéristiques :

- Tension nominale : 14,8V
- Capacité évaluée : 2600 mAh
- Cellule de batterie : lithium polymère
- Mode compose de cellules : 4S1P
- Taux de décharges : 25C
- Boitier de batterie : film thermo rétractable en PVC
- Dimension de batterie : 34.6* 34*118mm
- Poids net de la batterie : env.292 g
- Connecteur de charge : JST-XH
- Connecteur de décharge : XT60
- Longueur du fil : 10 cm

III.3.2.7 Hélices 1045 :

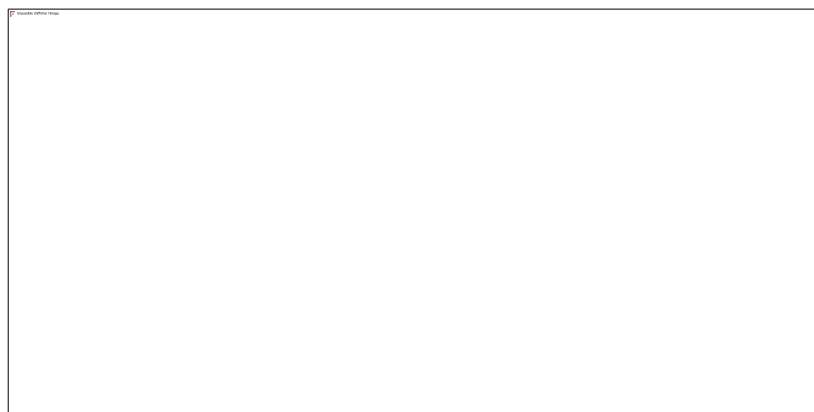


Figure III.19 : Hélices 1045

Le choix de ces hélices est fait pour leurs capacité à donner plus de poussée aux moteurs BLDC, on a deux paires d'hélices ce qui donne 2 hélices CW (sens horaire) et CCW (sens contre horaires), qui seront placées respectivement aux moteurs BLDC CW et CCW

Caractéristiques :

- Taille : Version 1045 DJI
- Matériel : Plastique ABS

- Couleur : noir blanc vert Orange
- Diamètre de l'arbre : 6.0mm
- Empattement recommandé : 550mm - 700mm
- Moteur recommandé : 800KV - 1100KV

NB : Concernant la plupart des composants il n'y a pas de documents officiels les concernant donc on a dû prendre les informations de leurs caractéristiques depuis des sites d'achat en ligne sur Google.

III.4. Test des composants :

On a effectué un test aux différents composants pour s'assurer de leur bon fonctionnement comme le montre la figure suivante :



Figure III.20 : Test des composants

Dans ce test nous avons branché les ESC un par un à notre batterie LiPo, puis nous avons branché le récepteur à l'ESC puis qu'il soit alimenté, ensuite nous avons branché les trois phases du moteur BLDC un par un.

Nous avons enfin allumé la radiocommande et avons testé les moteurs BLDC, leurs variations de vitesse et tout marchait bien.

III.5. Réalisation du quadri rotor :

Après avoir donné les conceptions générales du quadri-rotor et exposer les différents composants le constituant passons maintenant à la réalisation de notre prototype et à l'assemblage de nos composants en les plaçant au châssis.

L'assemblage et la réalisation se feront en suivant la conception donnée dans les figures (III.10, III.12, III.14) pour enfin avoir le résultat donné dans la Figure III.21

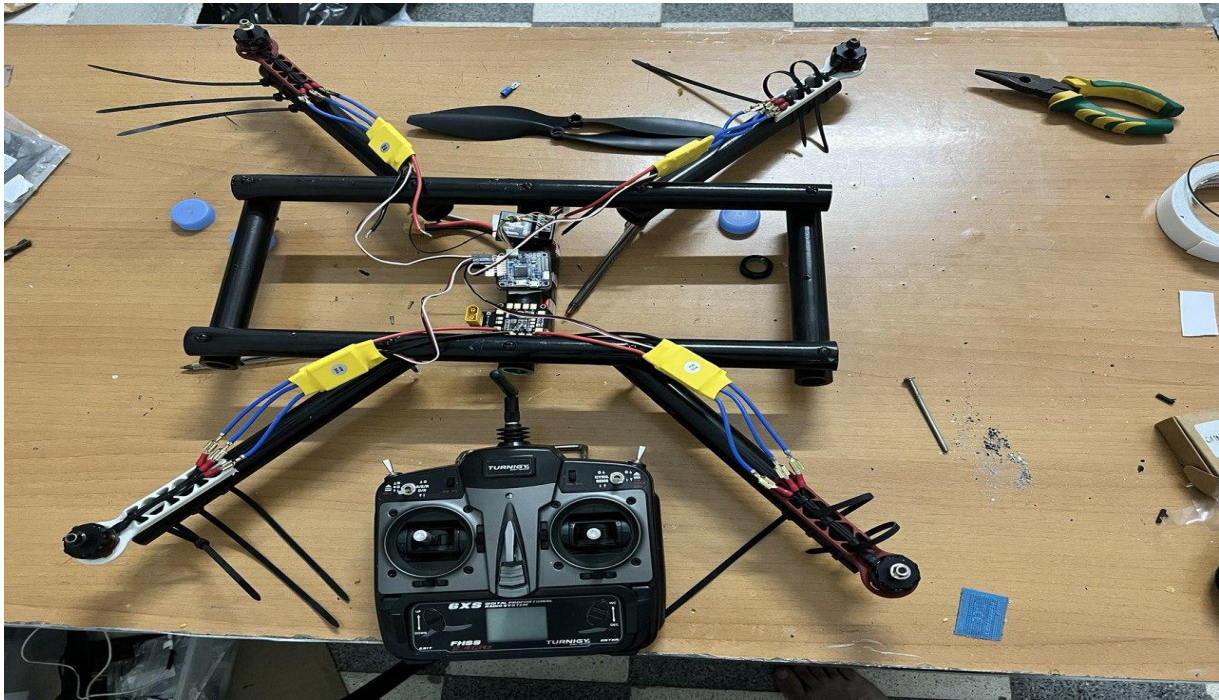


Figure III.21 : Assemblage du quadri rotor personnalisé

III.6. Calcul du temps de vol :

Avant de s'envoler, le quadri rotor exige de calculer le temps de vol pour éviter les accidents de chute brusque qui peuvent causer des dommages matériels. Le temps de vol est la durée que le quadri rotor peut rester en vol dans les bonnes normes de vol, ce temps varie selon les capacités et types du quadri rotor.

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

- ✓ η : Constant de batterie 0.2 (nous n'avons utilisé que 20 % de batterie (4.2 – 3 V) pour atteindre la durée de vie notée).
- ✓ C : Capacité de batterie en mAh.
- ✓ V : Tension nominale de batterie en volt.
- ✓ N : Nombre de moteur.
- ✓ P_e : Puissance consommée par les composants électroniques quadri rotor en watt.
- ✓ P_m : Puissance consommée par les moteurs BLDC en watt.

Le poids total du notre quad rotor est 1252g, si on rajoute un poids de 1000g et en divisant sur les quatre moteurs nous allons trouver que chaque moteur portera 538 g. À partir de BLDC consomme 183 watts(Figure III.23) à poids 538 g.

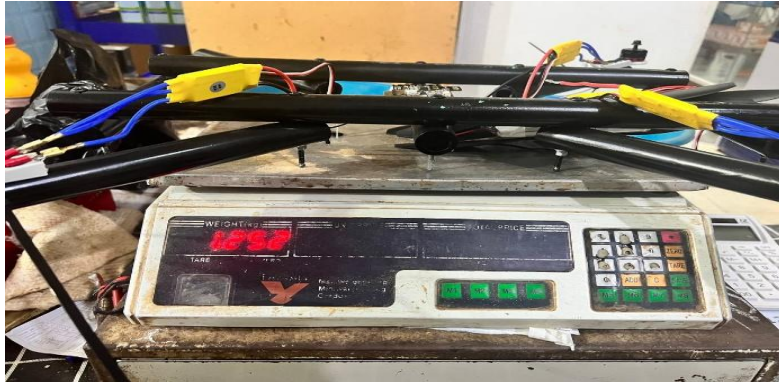


Figure III.22 : Poids du quadri rotor

Motor type	The voltage (V)	Paddle size	current (A)	thrust (G)	power (W)	efficiency (G/W)	speed (RPM)
RS2205-2300KV	12	HQ5045 BN	1	62	12.00	5.17	6400
			3	162	36.00	4.50	10080
			5	236	60.00	3.93	12070
			7	311	84.00	3.70	13730
			9.1	374	109.20	3.42	15100
			11	439	132.00	3.33	16320
			13	490	156.00	3.14	17350
			15.3	548	183.60	2.98	18350
			17.3	611	207.60	2.94	19210
			20.7	712	248.40	2.87	20080
	16	HQ5045 BN	1	76	16.00	4.75	7220
			3	183	48.00	3.81	10790
			5	283	80.00	3.54	13030
			7.1	352	113.60	3.10	14720
			9.1	426	145.60	2.93	16180
			11	497	176.00	2.82	17150
			13	560	208.00	2.69	18460
			15	628	240.00	2.62	19270
			17	692	272.00	2.54	20270
			19	754	304.00	2.48	21060
			21	812	336.00	2.42	21840
			23.3	878	372.80	2.36	22590
			25.4	936	406.40	2.30	23210
			27.3	997	436.80	2.28	23920
			29.9	1024	478.40	2.14	24560

Figure III.23 : Testes sur les BDLC RS2205 2300KV(Emax model)

L'énergie maximale consommée par les composants :

- Omnibus : F4 V3S :50ma X 5v=0,25 w
- Récepteur : 30ma 4,5 V=0,145 w

Le temps de vol maximal est :

$$t = 0,6 * \frac{60}{1000} * \frac{2600 * 14,8}{4 * 183 + 0,395} = 1,89 \text{ minute} = 1 \text{ min } 53 \text{ s}$$

Un temps de vol pas très intéressant donc on propose d'échanger la batterie avec une autre qui a une plus grande capacité.

Ce calcul reste une estimation vue que les informations sont obtenues des sources qui ne sont pas sûres et qu'on n'a pas eu assez de temps et les moyens pour faire nos propres tests.

III.7. Calcul de la charge maximale supportée par le quadri rotor :

On a un Châssis de 1256 g et une Poussée maximale de 1024g pour chaque moteur BDLC, ce qui donne une poussée maximale de 4048 g

Donc la charge maximale que notre quadri rotor pourrait supporter est de 2792g environs 2,79Kg

Mais notre batterie ne résisterait pas à cette charge vu l'énergie consommée par les 4moteurs BDLC

Mesure de sécurité, et par mesure de sécurité afin d'éviter la défaillance de nos moteurs on conseille d'effectuer une charge maximale de 1kg

III.8. Configurations et teste Du quadri-rotor :

Après avoir assemblé notre quadri-rotors nous passerons maintenant à la partie de configuration de notre contrôleur de vol afin de la synchroniser avec nos composants et notre structure du prototype réalisé.

Dans cette partie nous allons exposer les différents paramètres et configurations effectués par des photos prise du logiciel Cleanfligh Configurator

III.8.1. Connexion du contrôleur de vol au logiciel Cleanflight configuration :

La connexion de notre contrôleur de vol s'effectue via un câble USB comme le montre la figure III.24

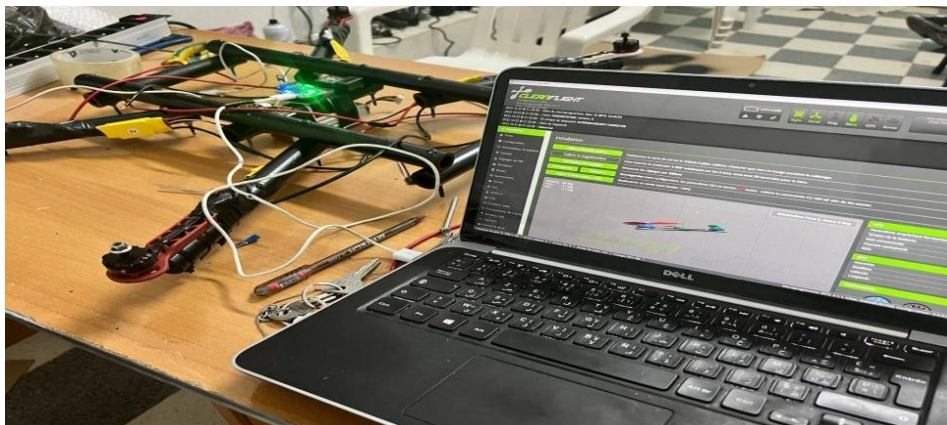


Figure III.24 : Connexion du contrôleur de vol a Cleanflight configurator

III.8.2. Configuration du Calibrage du quadri rotor :

Notre carte placée au centre du châssis pourrait être non calibrée donc on effectue cette configuration de calibrage automatique afin de synchroniser son emplacement au centre du châssis

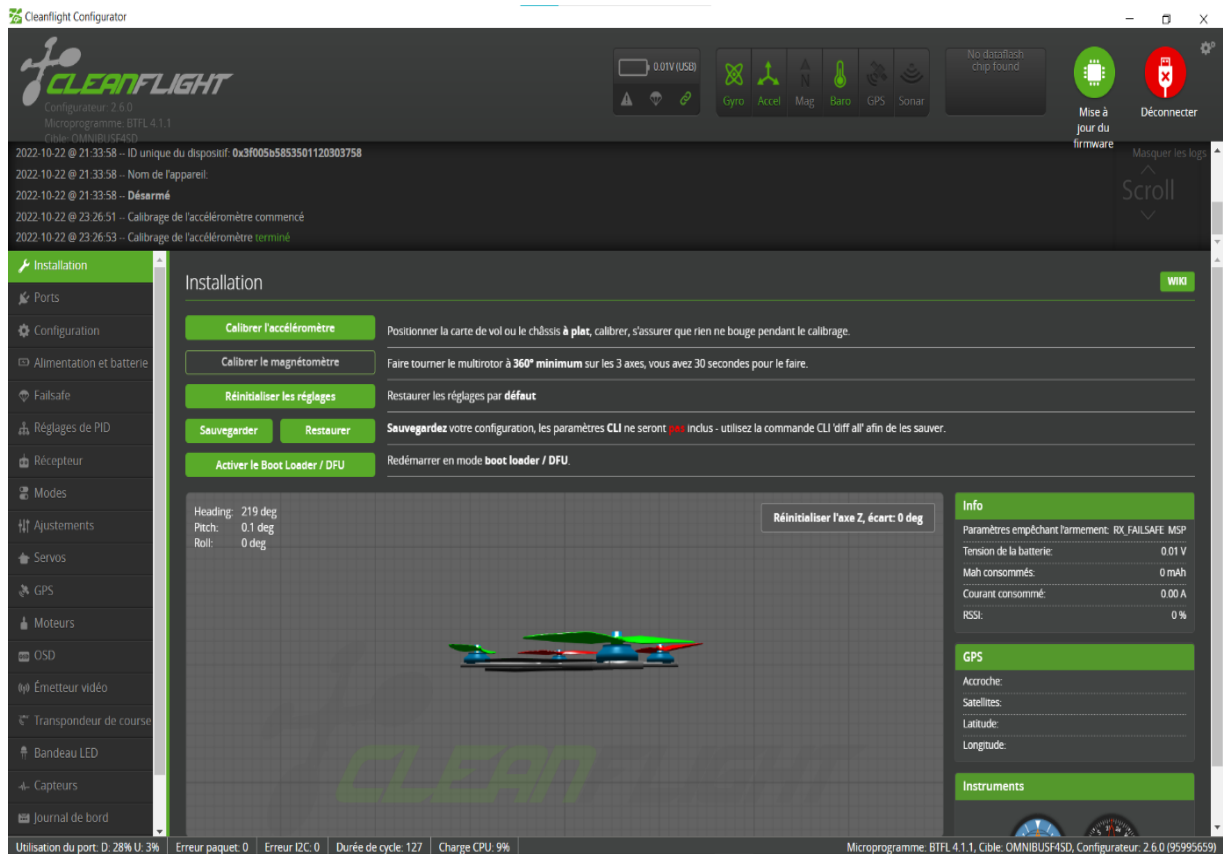


Figure III.25 : Calibrage du contrôleur de vol

Après avoir effectué cette configuration notre contrôleur de vol est calibré et synchronisé avec le châssis.

Maintenant on sauvegarde et on passe a la configuration de notre récepteur

III.8.3. Configuration du récepteur :

Pour configurer le récepteur on va sur Port On active serial RX dans Uart6 (le port ou nous avons connecté notre récepteur au contrôleur de vol)

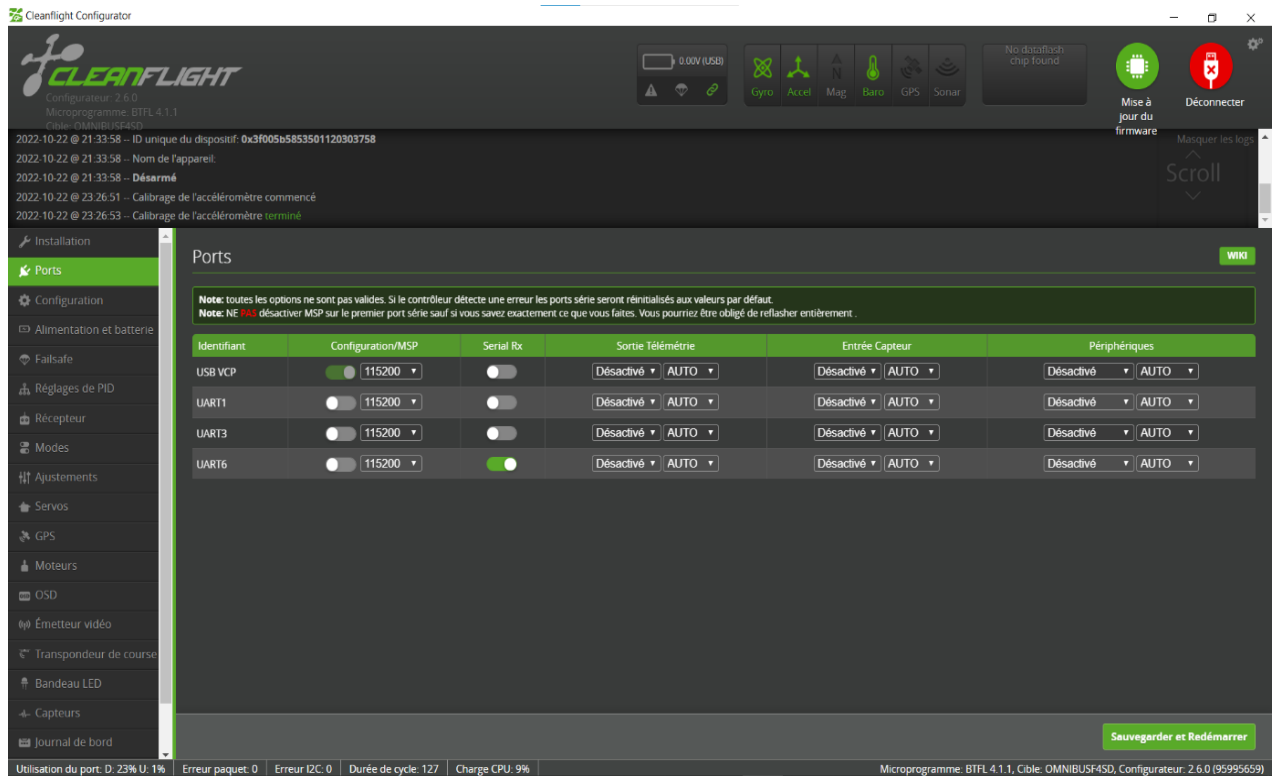


Figure III.26 : Configuration 1 du récepteur dans cleanflight configurator

Puis on va sur Configuration, Récepteur on choisit le mode de récepteur entrée RX PWM (1fil par voie) vu que nous avons connecté notre récepteur de cette manière.

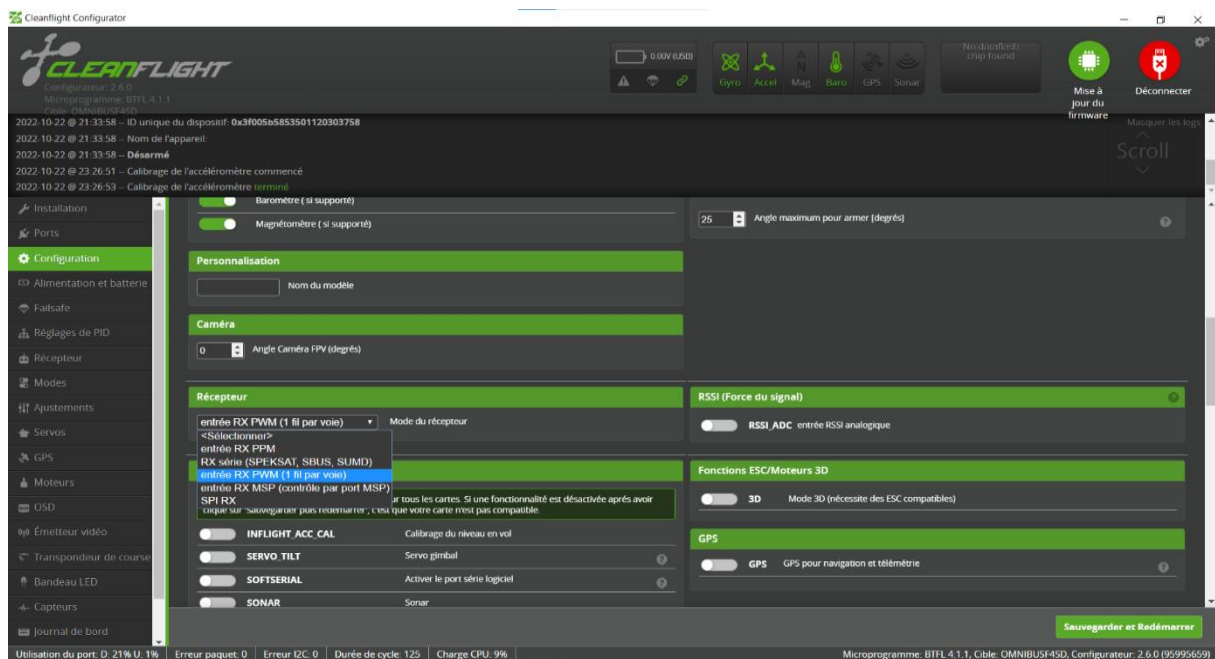


Figure III.27 : Configuration 2 du récepteur dans cleanflight configurator

Et maintenant notre récepteur est très bien configuré et prêt à l'emploi.

III.8.5. Configuration de notre structure et quadri rotor :

La structure de notre quadri-rotor est du type X afin de synchroniser notre structure avec notre contrôleur de vol on doit aller sur configuration, Mixer et on choisit Quad X (La structure de notre prototype) comme le montre la figure III.28 :

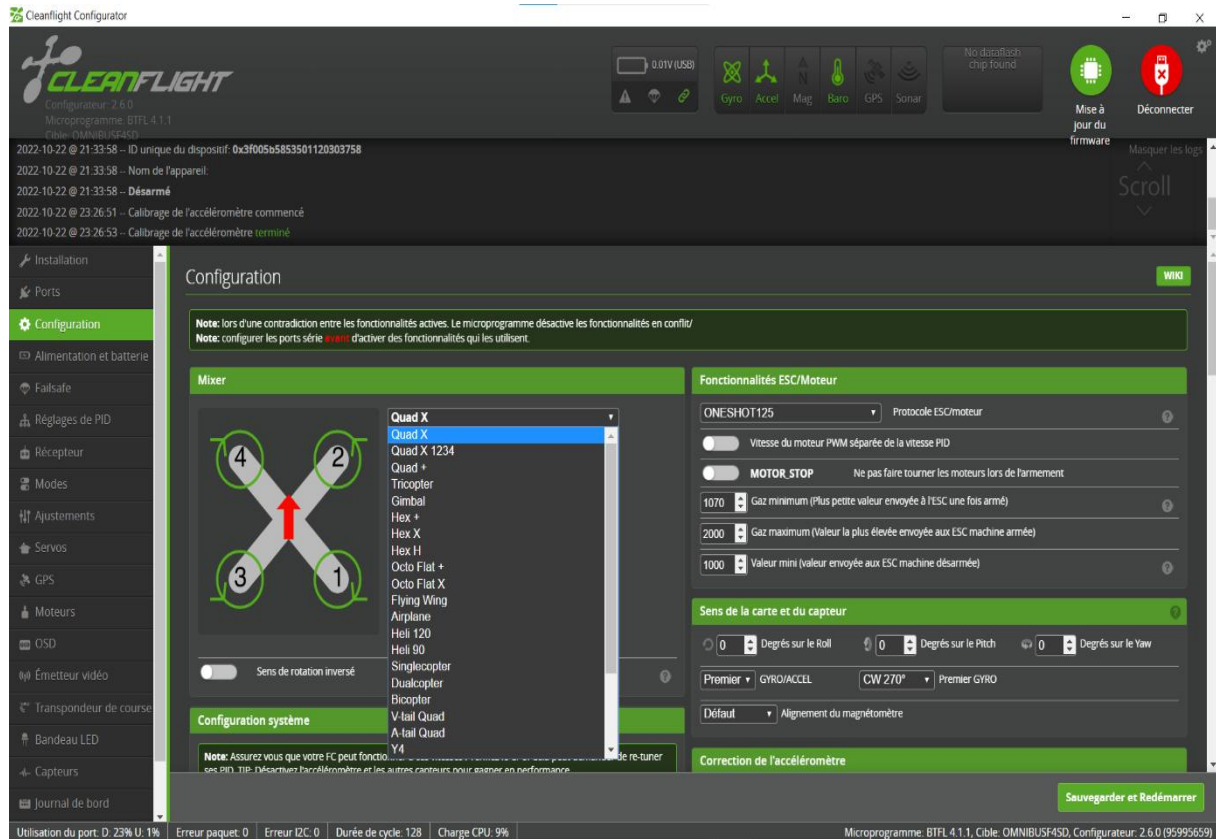


Figure III.28 : Configuration de la structure dans Cleanflight Configurator

Après avoir effectué cette configuration notre structure du quadri-rotor est synchronisée avec le contrôleur de vol et donc nos ESC et moteurs sont synchronisés.

III.8.6. Régulation PID du quadri-rotor avec Cleanflight Configurator :

Pour effectuer la régulation PID au quadri-rotor il suffit d'aller sur réglage de PID et insérer les paramètres qu'on souhaite effectuer comme le montre la figure III.29

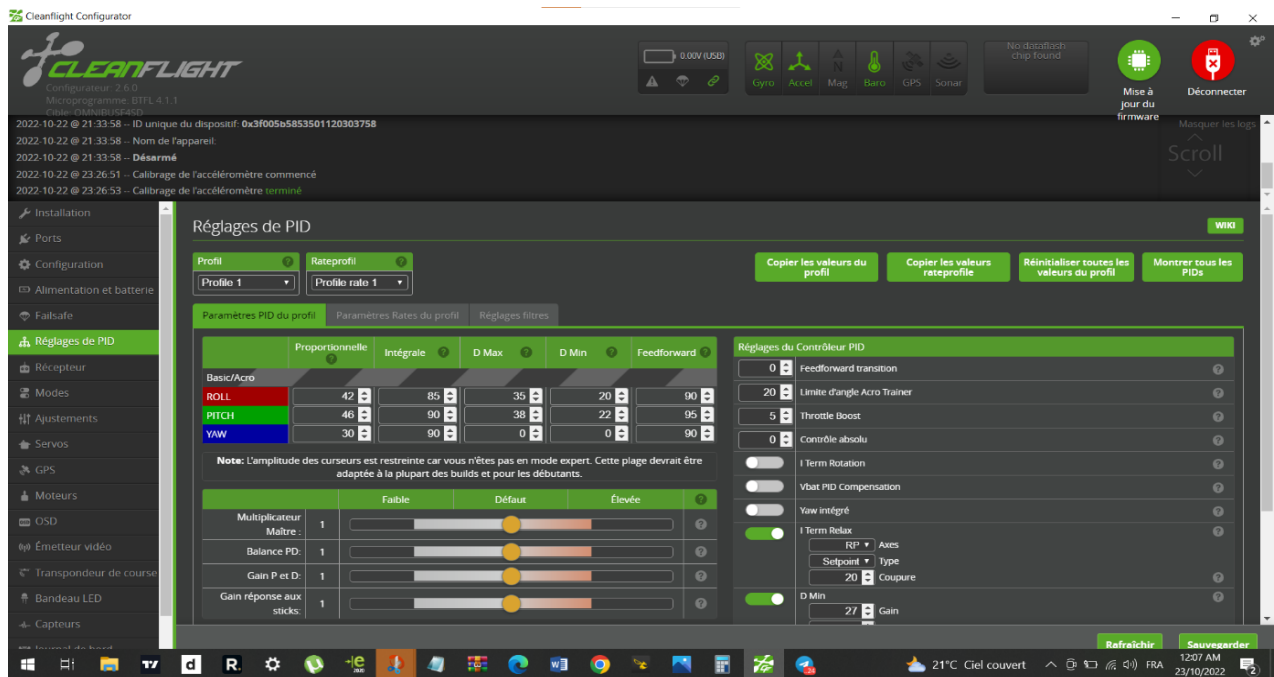


Figure III.29 : Régulation PID du quadri-rotor avec Cleanflight configurator

Maintenant notre contrôleur de vol est très bien configuré et synchronisé avec notre quadri rotor réalisé on passe au teste du quadri-rotor

III.9. Teste du quadri rotor réalisé :

Dans cette partie nous n'avons pas pu prendre des photos vu les problèmes qu'on a rencontrés :

- ✓ La défaillance du contrôleur de vol en premier lieu
- ✓ Notre batterie s'est déchargée
- ✓ Le vol était instable
- ✓ Et enfin notre manque d'expérience en pilotage des drones

III.10 Difficultés rencontrées :

Dans un premier temps et compte-tenu de la nature du projet, il nous a été difficile de déterminer l'ampleur de la tâche. La réalisation du drone quadri-rotor offre de nombreuses possibilités en matière d'application.

L'une des plus grandes difficultés rencontrées est la non disponibilité des pièces dans le marché et leur cout qui est de loin très élevé, ce qui nous a poussé à commander les différents composants des chez Ali express (Chine), eBay USA et eBay France, cela nous a malheureusement pris trop temps à cause des retards de livraison, surtout de chez Ali express (Environ 45 jours).

L'une des autres plus grandes difficultés rencontrées lors de ce projet fut la stabilisation du drone. Nous nous sommes trop penchés sur le modèle théorique.

En plus de la défaillance de certains composants.

Enfin d'une manière générale, nous avons mal estimé la durée à attribuer à certaines tâches ou à vrai dire nous n'avons pas eu assez de temps à cause du retard de livraison et de défaillance et la rupture de stock de certains composants, ce qui au final ne nous a pas permis de finir tout ce que nous souhaitons entreprendre.

III.11 Maintenance du prototype :

Dans cette partie nous allons rédiger un tableau pour diagnostiquer les défaillances, trouver leurs causes, types et modes puis procéder à leur maintenance et proposer des solutions.

Problème	Cause	Type de défaillance	Mode de défaillance	Méthode de maintenance	Solution
Cessation de fonctionnement du contrôleur de vol	Branchement direct à une batterie de 14.8 V	Complète	Ne fonctionne pas	Corrective	Echange de La carte
Les mouvements du drone ne sont pas réguliers	-La symétrie du châssis -L'air qui passe dans les tubes	Progressive et intrinsèque	Fonctionnement prématuré	Corrective	-Calibrage du châssis - Boucher les tubes
Décharge rapide de la batterie	La consommation de l'énergie des composants	Intrinsèque	Fonctionnement dégradé	Préventive ou corrective	-S'assurer que la batterie se charge avec un chargeur original pour préserver sa durée de vie -Echanger la batterie avec une autre qui possède de meilleures caractéristiques

Tableau IV.1: Résumé de la maintenance du prototype

III.12. Conclusion :

Le système volant est parmi les systèmes les plus complexes et difficile à réaliser à cause de ses mouvements en espace dans lequel plusieurs factrices pourront perturber la direction et stabilité correctes du système.

Le châssis est la partie la plus importante et la plus compliquée à réaliser dans un drone quadri rotor

L'utilisation d'un contrôleur de vol doté d'un logiciel facile la réalisation d'un drone et nous offre plusieurs avantages dont l'optimisation du temps.

Notre prototype a besoin de maintenance et d'améliorations et c'est ce qu'on va voir dans le prochain chapitre.

CONCLUSION GENERALE

Le but du présent travail est la conception et réalisation d'un drone quadri rotor personnalisé, différentes étapes ont été suivies pour obtenir un drone capable de transporter des objets et qui résisterait à la charge.

Ce présent mémoire se compose de quatre chapitres traitant respectivement les généralités sur les drones, la modélisation mathématique du quadri-rotor, la conception et réalisation du châssis et du drone quadri-rotor et la maintenance, amélioration et utilité du drone personnalisé.

Le but du premier chapitre était de donner une explication générale sur les drones disponibles et leur utilisation dans la vie quotidienne, ce qui permet au lecteur d'avoir une idée générale avant d'entamer la phase théorique et pratique du quadri rotor.

L'objectif du deuxième chapitre était de décrire le comportement dynamique et la stabilisation du drone quadri rotor à travers les lois physiques qui le régissent en se basant sur le formalisme Newton-Euler, nous avons obtenu un modèle mathématique non linéaire que nous avons linéarisé pour avoir un modèle linéaire à temps invariant que nous avons mis sous une forme de représentation d'état.

Concernant la partie pratique, nous avons tout d'abord donné une conception du châssis personnalisé puis sommes passés à sa réalisation, ensuite nous avons donné une conception générale du quadri rotor puis assemblé les différents composants et les avons placés au niveau du châssis, enfin nous avons configuré le contrôleur de vol en utilisant le logiciel Cleanflight Configurator afin de régler et synchroniser les composants de notre châssis ainsi que la carte de vol.

Notre objectif ne s'est réalisé qu'à 70%, mais nous prévoyons de poursuivre le travail après la date de soutenance pour essayer d'atteindre notre premier objectif qui nous tient à cœur, que le drone puisse satisfaire ces deux points :

- Porter une charge de 12KG.
- Être équipé d'une pompe d'arrosage.

Cette présente étude ouvre la voie sur des perspectives intéressantes, à savoir les différentes études de modélisation des drones quadri-rotors, approfondir l'étude pour avoir plus de connaissances concernant la matière du PPR : Sa fabrication, son soudage et ses avantages, ainsi que d'avoir des idées sur le domaine des drones et de l'aéronautique et la partie la plus importante est que tous ces points nous ont permis de nous rapprocher encore plus du domaine de l'industrie et d'acquérir une expérience et un œil nouveau sur l'électromécanique et la maintenance industrielle.

Un travail complémentaire pourrait être envisagé et plusieurs améliorations pourront être apportées à ce projet afin de le rendre plus intéressant et plus utile pour l'industrie et la vie quotidienne.

BIBLIOGRAPHIE

- [1] 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
- [2] Hasseni, S. (2020). Commande Robuste Non-linéaire d'un Quadri rotor Drone [Thèse de doctorat, Université Mohamed Khider – Biskra]. Thèse. Algérie. <http://thesis.univ-biskra.dz/id/eprint/5015>
- [3] Brakni, I., & Akkou, D. (2017) Réduction de la base de connaissance d'un contrôleur flou : Application à la commande d'un drone à voilure fixe [Mémoire de master, Université Mouloud Mammeri - Tizi-Ouzou]. Thèse. Algérie. <https://dl.ummtto.dz/handle/ummtto/7609>
- [4] 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>
- [5] 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>
- [6] 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>

[7] 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>

[8] 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.ummtto.dz/handle/ummtto/12790>

[9] 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.

<https://dspace.univ-tlemcen.dz/handle/112/14940>

[10]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.

<https://rdoc.univ-sba.dz/handle/123456789/2520>

[11]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>

[13]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>

[14] Mansouri Naima .CHAPITRE II .Les stratégie de la maintenance industriel.http://staff.univ-batna2.dz/sites/default/files/mansouri_naima/files/chapitre_ii_les_strategies_de_la_maintenance_industrielle.pdf

[15] Zaafrani,W (2018). DRONE FOR TUNISIA [درون لصنع كامل دليل .E-book]. creative commons.

<https://www.noor-book.com/%D9%83%D8%AA%D8%A7%D8%A8-%D8%AA%D8%B9%D9%84%D9%85-%D8%B5%D9%86%D8%B9-%D8%A7%D9%84%D8%B7%D8%A7%D8%A6%D8%B1%D8%A7%D8%AA-%D8%A8%D8%AF%D9%88%D9%86-%D8%B7%D9%8A%D8%A7%D8%B1-%D8%A7%D9%84%D8%AF%D8%B1%D9%88%D9%86-pdf>

[16] Cours(M2 univ tbessa) : Techniques de détection de défaillances (master 2 maintenance industrielle).http://e-learning.univ-tebessa.dz/moodle/pluginfile.php/26523/mod_resource/content/1/Cours%20techniques%20de%20defaillance.pdf

[16] Emax model . <https://emaxmodel.com/products/emax-rs2205-racespec-motor-cooling-series>

Moteur brushless rs2205. <https://www.amazon.com/Readytosky-RS2205-2300KV-Brushless-Multicopter/dp/B088NGCZ64>

[17] Omnibus F4 V3s. <paper7.pdf> (ceur-ws.org) / <30.5x30.5mm> Omnibus F4 V3 F4 V3S LC Betaflight contrôleur de vol baromètre OSD TF BN880 quadrirotor RC Drone FPV - Type 1PC F4 V3S - Cdiscount Jeux - Jouets

[17]Lipo 4s. <https://www.dzduino.com/batterie-lipo-148v2600mah-4s-25c-fr>

[18] Hélices 1045 .
https://fr.aliexpress.com/item/4001012854592.html?spm=a2g0o.productlist.main.5.226169e5sbQr9S&algo_pvid=8218bcff-f133-4278-8e1e-ac4e5ac389ac&algo_exp_id=8218bcff-f133-4278-8e1e-ac4e5ac389ac-2&pdp_ext_f=%7B%22sku_id%22%3A%2210000013511081930%22%7D&pdp_npi=2%40dis%21DZD%21140.63%21105.47%21%21%21302.35%

[21%21%402102176616664631279402049d0770%2110000013511081930%21sea&curPageLogUid=ndyi6VcihJ4h](#)

[19] Module de distribution PDB . <https://binarytech-dz.com/produit/arduino-raspberry/autres-modules/conversion-tension/module-de-distribution-3a-pdb-xt60-avec-double-bec-5v-12v/>

[20] Turnigy 6Xs émetteur et récepteur.

https://hobbyking.com/fr_fr/turnigy-6x-fhss-2-4ghz-transmitter-and-receiver-mode-1.html?__store=fr_fr&gclid=Cj0KCQjwqc6aBhC4ARIsAN06NmNZgfbNifKVGr4J-jJONgCEJuEX-SWYsM4onD5H2_3dLlonvjZbm4aAsv5EALw_wcB&tgsid=Cj0KCQjwqc6aBhC4ARIsAN06NmNZgfbNifKVGr4J-jJONgCEJuEX-SWYsM4onD5H2_3dLlonvjZbm4aAsv5EALw_wcB

ANNEXE :

1. Définition de la maintenance industrielle : (AFNOR NF X 60-010).

« La maintenance industrielle est un ensemble d'actions permettant de maintenir ou de rétablir un bien dans un état spécifié ou en mesure d'assurer un service déterminé ».

- Maintenir : Notion de « prévention » d'un système en fonctionnement.
- Rétablir : Notion de « correction » consécutive à une perte de fonction.
- État spécifié ou service déterminé : implique la prédétermination d'objectif à atteindre, avec quantification des niveaux.

NB : Entretenir, c'est subir alors que maintenir, c'est prévoir et anticiper

2. Concept de la maintenance :

L'analyse des différentes formes de maintenance repose sur 4 concepts :

1. Les événements qui sont à l'origine de l'action : Référence à un échancier, la subordination à un type d'événement (auto diagnostic, information d'un capteur, mesure d'une usure, etc.), l'apparition d'une défaillance.
2. Les méthodes de maintenance qui leur seront respectivement associées : maintenance préventive systématique, maintenance préventive conditionnelle, maintenance corrective.
3. Les opérations de maintenance proprement dites : inspection, contrôle, dépannage, réparation, etc.
4. Les activités connexes : maintenance d'amélioration, rénovation, reconstruction, modernisation, travaux neufs, sécurité, etc.(Mansouri Naima)

3. Définition de la défaillance :

Une défaillance est la cessation de l'aptitude d'un bien à accomplir une fonction requise. Après une défaillance, le bien est en panne, totale ou partielle (NF EN 13306). Il ne suffit pas de s'intéresser aux conséquences d'un défaut de fonctionnement mais aussi à sa cause. Les différents défauts se manifestant de manières variées, les défaillances suivantes ont été définies (norme NF EN 13306, 2001) :

- Défaillance complète : cessation du fonctionnement ;
- Défaillance partielle : altération du fonctionnement ;
- Défaillance progressive : qui pourrait être prévue par une vérification préalable ;
- Défaillance soudaine : qui ne peut être prévue ;
- Défaillance intrinsèque : due à une faiblesse inhérente au matériel concerné ;

- Défaillance extrinsèque : due à des contraintes supérieures aux capacités du matériel ;
- Défaillance mineure : la mission globale du matériel n'est pas affectée ;
- Défaillance majeure : la mission globale du matériel ne peut plus être assurée ;
- Défaillance cataleptique : défaillance soudaine et complète ;
- Défaillances précoces : défaillances dont le taux décroît dans le temps ;
- Défaillances aléatoires : défaillances dont le taux est constant dans le temps

4. Modes de défaillances :

Un mode de défaillance est la manifestation d'un type de défaillance pour un matériel donné. C'est la façon par laquelle est constatée l'incapacité d'un bien à remplir une fonction requise. C'est donc le processus qui, à partir d'une cause intérieure ou extérieure au bien, entraîne la défaillance du bien considéré. Le mode de défaillance est relatif à une fonction. De façon très générale, un mode de défaillance a un des quatre effets suivants sur un système (Cours M2 Univ Tbéssa) :

- Fonctionnement prématuré.
- Ne fonctionne pas au moment prévu.
- Ne s'arrête pas au moment prévu.
- Défaillance en fonctionnement.

5. Améliorations du prototype :

Nous proposerons dans cette partie diverses possibilités d'amélioration et de poursuite du projet.

-La première étape qui s'impose est l'amélioration de la structure mécanique de notre prototype quadri rotor et cela va se faire :

- Par le renforcement du châssis afin d'avoir plus d'espace pour le placement des composants.
- Utiliser des coudes de 45° pour assurer la symétrie et une très bonne structure, les T en PPR pour servir d'assemblage et souder les tubes.
- Échanger le type des tubes utilisés par des tubes carrés de 10mm afin d'avoir une facilité du calibrage, d'assemblage et une plus solide et belle structure.
- Rendre le châssis plus spacieux en augmentant ses dimensions, on propose d'ailleurs un modèle dans la Figure IV.1 afin d'avoir assez d'espace pour transporter du matériau de grande dimension, voir même diminuer ses dimensions afin de transporter du matériau de petite dimension et pouvoir les faire passer dans des endroits exigus.



Figure IV.1 : Structure du châssis proposé

-L'utilisation des moteurs brushless Emax GT2826/04 1090KV, des hélices 10x5, des ESC 80 A et une batterie lipo 4s ou 5s pourrons donner une poussée de 3.1 KG pour chaque moteur, ce qui donnera une poussée maximale de 12.4 KG, avec la structure proposée pourrait s'avérer un concept très intéressant à réaliser, on pourrait par exemple :

- L'équiper d'une pompe d'arrosage Einhell-gc-gp-6538 qui pèse 6.13KG et ses dimensions sont 36.5x20x22 cm, afin d'arroser les endroits d'accès difficile ou impossible, c'était d'ailleurs le concept qu'on souhaitait réaliser, mais malheureusement on a fait selon la disponibilité du marché.
- Le transport du matériau dans les chantiers à une distance de 200 à 600 mètres et une altitude de 20 à 30m, afin d'optimiser les efforts et gagner du temps
- Et plein d'autres concepts qu'on pourrait développer.

-L'utilisation d'un GPS pourrait le rendre intelligent tel qu'il pourrait traquer des objets, détecter des formes spécifiques...etc.

6. Utilités et domaines d'utilisation de notre prototype :

Le prototype que nous avons réalisé pourrait être très utile dans :

- Le domaine industriel : Transporter de petits matériaux qui pèsent au plus 1.5KG à une distance de 700m, et une altitude de 20m.
- La vie quotidienne : Il pourrait par exemple servir à porter des vêtements dans un bâtiment de 5 étages afin d'optimiser les efforts et apporter de l'aide et du confort lorsque la personne est fatiguée ou bien pressée.
- Il pourrait servir des plats à manger.
- Transporter un PC ou bien un Smartphone.
- Et plein d'autres utilités

Résumé :

Les drones quadri-rotor sont des robots volants faisant partie de la famille des multi rotors qui peuvent mener à bien une mission de manière autonome ou téléguidée.

Le travail présenté dans ce mémoire est l'étude et la réalisation d'un drone quadri-rotor personnalisé. Notre quadri-rotor est réalisé à partir de quatre moteurs sans balais BLDC. Ces moteurs sont commandés depuis un circuit appelé contrôleur de vol, son emplacement est au centre du quadri-rotor, ce circuit permet de gérer les BLDC en utilisant des contrôleurs de vitesse électronique (ESC), l'ensemble est alimenté par une carte de distribution PDB qui est alimentée par une batterie Li-PO et piloté par une radiocommande dotée d'un émetteur et d'un récepteur. La stabilisation du drone a été assurée en implémentant une loi de commande de type PID.

La personnalisation de notre drone quadri-rotor s'est effectuée au niveau du châssis qui est conçu de telle sorte qu'il nécessite moins de matériaux et qu'il soit suffisamment solide pour résister à la charge et qu'il soit équipé d'un panier. La solidité et la légèreté ont été notre principal critère lors de la conception du châssis personnalisé du drone quadri-rotor. Par conséquent, le PPR a été sélectionné comme matériau approprié pour la conception.

La réalisation du châssis a été effectuée en suivant le modèle 2D réalisé par nos soins.

La configuration de notre contrôleur de vol s'est effectuée à partir d'un logiciel Cleanflight Configurator.

Mots clé : Drone, Quadri rotor, Moteur BLDC, Contrôleur de vitesse ESC, Module de distribution PDB, Contrôleur de vol, PPR, Clean flight Configurator.

Abstract:

Quad-rotor drones are flying robots belonging to the multi-rotor family that can carry out a mission autonomously or remotely.

The work presented in this thesis is the study and the realization of a personalized quad-rotor drone. Our quad-rotor is made from four BLDC brushless motors. These motors are controlled from a circuit called a flight controller, its location is at the center of the quad-rotor, this circuit makes it possible to manage the BLDCs using electronic speed controllers (ESC), the assembly is powered by a distribution board PDB which is powered by a Li-PO battery and controlled by a radio control equipped with a transmitter and a receiver. The stabilization of the drone was ensured by implementing a PID type control law.

The customization of our quad-rotor drone has been done at the frame level which is designed in such a way that it requires less material and is strong enough to withstand the load and is equipped with a basket. Strength and lightness were our main criteria when designing the custom frame of the quad-rotor drone. Therefore, PPR was selected as the suitable material for the design.

The construction of the chassis was carried out by following the 2D model that we have realised. The configuration of our flight controller was carried out using Cleanflight Configurator software.

Keywords: Drone, Quadcopter, BLDC Motor, ESC Speed Controller, PDB Distribution Module, Flight Controller, Clean Flight Configurator.