

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'enseignement supérieur et de la recherche scientifique
Université 8Mai 1945 – Guelma
Faculté des sciences et de la Technologie
Département d'Electronique et Télécommunications



**Mémoire de fin d'étude
pour l'obtention du diplôme de Master Académique**

Domaine : **Sciences et Technologie**
Filière : **Electronique**
Spécialité : **Instrumentation**

Etude de stabilité d'un drone quadrirotor

Présenté par :

BENMOUHOHB IHAB

DELADJI HOCINE

Sous la direction de :

Dr. BOULSINA FAYÇAL

Juillet 2021

Remerciement

Avant tout nous tenons à remercier ALLAH qui nous a donné la force, patience et le courage pour élaborer, préparer, et présenter ce modeste travail.

Nous tenons sincèrement à remercier les personnes qui grâce à eux, nous n'aurions pas pu être là, nos parents. Qui nous ont encouragés tout au long de ces cinq années, Ainsi que toute ma famille.

Nous tenons à exprimer notre gratitude de notre à notre encadreur *Dr. BOULSINA FAYCAL*, pour l'attention qu'il a porté à la réalisation de ce mémoire, pour ses nombreuses remarques, et corrections, ainsi que pour ses encouragements.

Nos remerciements et nos respects vont également au chef de laboratoire électronique et télécommunication **BOUKHAROUBA SORAYA** et chef de laboratoire Electrotechnique et Automatique **BERKANI FATIHA** pour mettre à disposition tous Les moyens disponibles au niveau du laboratoire pour mener à bien ce projet.

Nous remercions également les membres de jury de ce mémoire, pour accepter d'y participer, d'y contribuer à améliorer cette réflexion et stimuler celle à venir.

Enfin, nous adressons nos plus sincères remerciements à tous nos proches et amis, qui nous ont toujours soutenu et encouragé au cours de la réalisation de ce mémoire.

Merci à tous et à toutes.

Dédicaces

Du fond du cœur Je teins a dédier ce modeste travail a

- ❖ Ma chère mère et mon cher père pour leurs sacrifies
- ❖ à mes sœurs
- ❖ à mon binôme et mon frère *DELLAJI HOCINE*
- ❖ à tous mes amis et le meilleur groupe

*D.FAWZI, G.BORHAN, A.AYMEN, B.CHEMSDDINE, F.HAMZA, S.DOUNIA,
C.CHAIMA, AMEL.*

- ❖ à tous ce qui m'ont aidé de près ou de loin dans la réalisation de ce travail.

B.IHAB

Du fond du cœur je dédie ce travail,

- ❖ à mon père qui m'a encouragé,
- ❖ à ma mère que Dieu la protège,
- ❖ à mes frères
- ❖ à mon binôme, et mon frère **BENMOUHOU B IHAB**
- ❖ à tous mes amis et le meilleur groupe

*D.FAWZI, G.BORHAN, A.AYMEN, B.CHEMSDDINE, F.HAMZA, S.DOUNIA,
C.CHAIMA, AMEL.*

- ❖ à tous ce qui m'ont aidé de près ou de loin dans la réalisation de ce travail.

D.HOCINE

Résumé

Les drones sont des aéronefs qui ne portent pas d'opérateur humain à bord. Le travail présenté dans ce mémoire avait comme objectif l'étude de la stabilité d'un drone quadrirotor. La stabilisation du drone a été assurée en utilisant une loi de commande de type PID. Les coefficients du PID ont été calculés par une méthode expérimentale.

La réalisation du drone quadrirotor a été faite à l'aide de quatre moteurs Brushless DC. Ces moteurs sont commandés depuis une carte Arduino Uno à travers des contrôleurs de vitesse électronique, l'ensemble est alimenté par une batterie et piloté par une radiocommande.

Mots-clés : Drone, Drone quadrirotor, Stabilisation, Régulateur PID.

Abstract

Drones are aircrafts without any human operator on board. The objective of the work presented in this thesis is to study the stability of a quadrotor drone. The stabilization of the drone is ensured by using a PID control law. The coefficients of the PID are calculated by an experimental method.

The quadrotor drone is built by using four Brushless DC motors. These motors are controlled from an Arduino Uno board through electronic speed controllers, the whole is powered by a battery and piloted by a radio remote controller.

Keywords: Drone, Quadrotor Drone, Stabilization, PID controller.

ملخص

الطائرات بدون طيار هي طائرات لا تحمل على متنها مشغل بشري. الهدف من العمل المقدم في هذه الأطروحة هو دراسة استقرار طائرة بدون طيار من نوع Quadrotor. ضمان استقرار هذه الطائرة تم باستخدام قانون التحكم PID. حساب معاملات ال PID تم بطريقة تجريبية.

تصنيع الطائرة بدون طيار تم باستخدام أربعة محركات من نوع Brushless DC. تم التحكم في هذه المحركات بواسطة لوحة Arduino Uno من خلال أجهزة التحكم في السرعة الإلكترونية، وتم تشغيل الكل بواسطة بطارية و قيادته بواسطة جهاز تحكم عن بعد.

الكلمات المفتاحية : الطائرة بدون طيار، طائرة بدون طيار Quadrotor، الاستقرار، المتحكم PID

SOMMAIRE

INTRODUCTION GENERALE	1
I.1. INTRODUCTION.....	2
I.2. DEFINITION D'UN DRONE	2
I.3. HISTORIQUE	2
I.4. LES DIFFERENTS TYPES DE DRONES SELON LEUR USAGE.....	3
I.5. CLASSIFICATION DES DRONES	4
I.5.1. Classification selon l'altitude et la taille	4
I.5.2. Classification selon le mode de propulsion.....	6
I.6. DRONE QUADRIROTOR	8
I.6.1. Description	8
I.6.2. Historique	9
I.7. AVANTAGES DES DRONES QUADRIROTOR.....	10
I.8. APPLICATIONS	10
I.9. CONCLUSION	11
II.1. INTRODUCTION	12
II.2. PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT.....	12
II.3. MOUVEMENTS D'UN QUADRIROTOR	13
II.4. REPERAGE DU QUADRIROTOR DANS L'ESPACE	14
II.4.1. Repères utilisés	14
II.4.2. Matrice de rotation.....	15
II.4.3. Vitesses de rotation.....	18
II.4.4. Vitesses linéaires.....	19
II.5. MODELISATION DYNAMIQUE DU QUADRI-ROTOR	19
II.5.1. Effets physiques agissants sur le quadrirotor.....	19
II.5.1.1. Les forces	19
II.5.1.2. Les moments	20
II.5.1.3. Effets gyroscopiques.....	21
II.5.2. Modèle mathématique selon Newton-Euler.....	21
II.5.2.1. Equations de mouvement de translation	23
II.5.2.2. Equations de mouvement de rotation.....	23
II.5.3. La représentation d'état du système.....	24
II.6. CONTROLE PAR PID	25
II.6.1. Définition	25
II.6.2. Principe	25
II.6.3. Calcul des coefficients	27
II.7. CONCLUSION.....	28
III.1. INTRODUCTION	29
III.2. LISTE DES COMPOSANTS ET MATERIEL.....	29
III.2.1. Châssis	29
III.2.2. Moteurs	30
III.2.3. Contrôleurs de vitesse (ESC).....	31
III.2.4. Hélices	32
III.2.5. Radio-commande (Radiolink)	32
III.2.6. Batterie.....	35
III.2.7. Arduino Uno (contrôleur de vol)	36

III.2.8. Capteurs (Gyroscope et Accéléromètre).....	38
III.3. MONTAGE DU QUADRIROTOR	40
III.3.1. Montage des composants.....	40
III.3.2. Configuration et Calibration.....	41
a) Calibrage de l'MPU.....	41
b) Calibrage du ESC.....	43
III.4. TEST DE VOL	43
III.5. CONCLUSION	44
CONCLUSION GENERALE	43
REFERENCES	44

Liste des tableaux

Tableau III- 1: Caractéristiques techniques de l'Arduino Uno.....	38
Tableau III- 2: Paramètres du régulateur PID	43

Liste des figures

Figure I- 1:Exemple d'un drone de type HALE.	4
Figure I- 2:Exemple d'un drone de type MALE.	5
Figure I- 3: Exemple d'un micro-drone.....	5
Figure I- 4:Exemple d'un mini-drone.....	6
Figure I- 5:Exemple d'un drone mono-Rotor.....	6
Figure I- 6: Exemple d'un drone mono-Rotor.....	7
Figure I- 7: Exemple d'un drone tri-rotor.....	7
Figure I- 8: Exemples de drones multi-rotors.....	8
Figure I- 9: Exemple d'un drone quadrirotor	9
Figure II- 1: Configuration d'un drone quadrirotor.....	12
Figure II- 2: Mouvements du drone quadrirotor.....	14
Figure II- 3 : Repérage d'un quadrirotor	15
Figure II- 4: Rotation autour de l'axe X.....	16
Figure II- 5: Rotation autour de l'axe Y	16
Figure II- 6: Rotation autour de l'axe Z	17
Figure II- 7: Asservissement avec régulateur PID.....	25
Figure III- 1:Châssis F450.	29
Figure III- 2: Moteur Brushless 980 KV.	30
Figure III- 3: ESC 30A.	31
Figure III- 4: Câblage de contrôleur de vitesse	32
Figure III- 5: Hélices.	32
Figure III- 6: Émetteur T8FB.	33
Figure III- 7: Récepteur R8EF.....	33
Figure III- 8 calibrage du radiolink T8FB.	34
Figure III- 9 radiolink en mode calibrage.....	35
Figure III- 10: Batterie shangyi 3S (11.1V).	36
Figure III- 11: Carte Arduino Uno.	37
Figure III- 12: MPU6050.....	39
Figure III- 13: Câblage de MPU avec Arduino Uno	39
Figure III- 14: Montage général du drone	40
Figure III- 15: Prototype du drone.....	41
Figure III- 16: Brochage de L'MPU.....	42
Figure III- 17: Affichage des données de l'accéléromètre et le gyromètre.	42

Notations et abbreviations

UAV	: Unmanned Aerial Vehicles .
HALE	: High-Altitude Long Endurance .
MALE	: Medium Altitude Long Endurance .
PID	: Proportionnelle, Intégrale, Dérivée.
ESC	: variateur de vitesse électronique
R_0	: Le repère terrestre.
R_1	: Le repère lié au corps du quadrirotor.
ϕ	: Angle de rotation crée selon X (angle de roulis).
θ	: Angle de rotation crée selon Y (angle de tangage).
ψ	: Angle de rotation créé selon Z (angle de lacet).
x, y, z	: Coordonnées cartésiennes.
R	: Matrice de rotation.
Ω	: Vitesse angulaire dans le repère fixe.
V	: Vitesse linéaire.
Rot_x, Rot_y, Rot_z	: Matrice de rotation autour de X, Y et Z.
P	: Pesanteur.
F_i	: Force de poussée.
F_f	: Force de portance.
T_h	: Traînée de l'hélice.
d	: Coefficient de drag.
F_t	: Trainée selon les axes.
K_{ft}	: Coefficient de trainée.
ω	: Vitesse angulaire.
M_x, M_y, M_z	: Moment de rotation selon les axes X, Y et Z.
M_a	: Moment de frottement aérodynamique.
M_{gm}	: Moment gyroscopique selon les hélices.
M_{gh}	: Moment gyroscopique selon les mouvements du drone.
Ω	: Vitesse angulaire dans le repère fixe.

J_r	: Inertie des rotors.
\wedge	: Produit vectoriel.
J	: Inertie du système.
X	: Le vecteur d'état.
$\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$: Vitesses de translation.
$\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}$: Accélérations de translation.
K_p	: gain proportionnel
K_i	: gain intégrateur
K_d	: gain proportionnel
ε	: erreur statique

INTRODUCTION GENERALE

Le développement et l'étude des systèmes de vol autonomes ont augmenté récemment en raison du nombre croissant d'applications des drones dans les domaines militaires et civils. L'incitation à l'investigation dans ce domaine est la nécessité de remplacer l'intervention humaine sur des travaux ou des missions à haut risque.

Il existe une très grande variété de drones. Néanmoins, ceux qui ont attiré beaucoup d'attention pour les projets d'investigation sont les drones quadrirotors. Un quadrirotor possède quatre rotors, chacun d'entre eux ayant une vitesse indépendante, ce qui permet une variation équilibrée de la vitesse des rotors et donc de générer la poussée et les accélérations dans les directions souhaitées. Un quadrirotor a six degrés de liberté, ce qui signifie qu'il peut se déplacer le long des trois axes spatiaux X, Y et Z.

Les quadrirotors présentent de nombreux avantages par rapport aux autres drones. Ils ont une structure simple et une grande capacité de vol et de manœuvrabilité, comme le décollage et l'atterrissage verticaux et le vol stationnaire.

L'objectif de ce mémoire est l'étude d'un drone quadrirotor. Il comporte trois chapitres :

- Le premier chapitre présente des généralités sur les drones, et en particulier les drones quadrirotors.
- Le deuxième chapitre est consacré à la modélisation et l'étude de la stabilité d'un quadrirotor.
- Le troisième chapitre est consacré à la réalisation d'un drone quadrirotor à base d'Arduino.

Chapitre I :

Généralité sur les drones

I.1. INTRODUCTION

Un drone, en termes technologiques, est un avion sans pilote. Les drones sont plus officiellement connus sous le nom de véhicules aériens sans pilote (UAV : Unmanned Aerial Vehicle) ou de systèmes d'aéronefs sans pilote. Essentiellement, un drone est un robot volant qui peut être télécommandé où voler de façon autonome grâce à des plans de vol contrôlés par logiciel dans leurs systèmes embarqués [1].

Dans ce premier chapitre, nous allons définir et donner des généralités sur les drones, puis nous donnerons un aperçu général sur les types et les classifications des drones, ainsi que le drone quadrirotor.

I.2. DEFINITION D'UN DRONE

Les drones sont des aéronefs sans pilote c'est-à-dire c'est un avion qui ne porte pas d'opérateur humain à bord. Le terme « drone » est issu de la langue anglaise et signifie « faux bourdon ». Il désigne un système pilotable à distance, capable d'emporter une charge utile. Les drones utilisent des forces aérodynamiques pour fournir un ascenseur de véhicule, ils peuvent voler de façon autonome et être piloté à distance, ils peuvent être récupérables grâce à un système de navigation programmable et effectuer des vols dans des différents environnements, ils sont capables aussi de porter un camera de liaison de données, permettant la transmission direct des vidéos [2].

Le vol des drones peut se fonctionner avec de différents degrés d'autonomie : soit sous contrôle à distance par un opérateur humain, soit par ordinateur embarqué de manière autonome.

I.3. HISTORIQUE

Ce sont les lourdes pertes subies pendant la seconde guerre mondiale par les aviations d'observation de chacun des antagonistes qui suscitèrent l'idée d'un engin d'observation militaire sans équipage (ni pilote, ni observateur).

Les premiers drones apparurent en France dans les années 1960, tel le R20 de Nord-Aviation, dérivé de l'engin cible CT20. Mais les exemples significatifs d'une utilisation opérationnelle des drones sont encore peu nombreux.

Pendant la guerre du Vietnam, les Américains ont utilisé des drones (Firebee) pour localiser les rampes de lancement des missiles sol-air soviétiques «SAM-2» : 3500 missions furent recensées. Plus tard, en 1991, lors de la guerre du Golfe, ils ont fait appel au drone (Pioneer) pour

la surveillance jour/nuit, l'acquisition des objectifs, et les réglages de l'artillerie. Dans ce même conflit, les Britanniques et les Français commencèrent à servir des drones.

D'une façon générale, les spécialistes considèrent que les drones ont pu vraiment démontrer leurs capacités opérationnelles d'observation aérienne (renseignement), sur les trois récents théâtres d'opération qu'ont constituée les conflits en ex-Yougoslavie, en Irak, et en Afghanistan.

C'est encore un drone (Hunter) qui a successivement assuré la surveillance des réunions du G8 à Evian en 2003, ainsi que les cérémonies de célébration des 60 ères anniversaires du débarquement allié en Normandie en 2004 [3].

En 17 décembre 2015, le Bayraktar TB2, un drone tactique turc de fabrication locale, a tiré un missile air-sol lors de son vol d'essai. Il s'agissait du premier vol et tir d'essai d'un drone armé en Turquie. Le Bayraktar TB2, d'une envergure de 12 mètres et d'une *masse* maximale au *décollage* de 450 kg, a une portée de 150 kilomètres.

Les exemples d'utilisation civile, eux, se font plus rares. On peut toutefois citer la surveillance urbaine en Afrique du sud, et le traitement des cultures effectué au Japon par des drones hélicoptères télécommandés [3]. En juin 2014, les États-Unis autorisent le premier vol d'un drone à usage commercial, avec l'envoi d'un appareil en Alaska [4].

Le marché du drone est actuellement en pleine expansion, son chiffre d'affaires étant passé de 62 millions d'euros en 2012 [4] à une estimation de 0.37 Milliards \$ en 2015 et prévoit d'atteindre une taille de marché de 5.35 Milliards \$ en 2025. En 2016, les autorités néerlandaises annoncent avoir dressé des aigles et les avoir postés aux alentours de sites sensibles (installations militaires, centrales nucléaires) pour que ces derniers attrapent des drones voulant voler au-dessus du périmètre interdit et les ramènent au sol [4].

I. 4. LES DIFFERENTS TYPES DE DRONES SELON LEUR USAGE

Les drones peuvent être catégorisés suivant leurs fonctions et leurs rôles. Ainsi donc, on distingue :

- **Le drone militaire :** À usage exclusivement militaire, le drone militaire est souvent utilisé au cours des missions de reconnaissance et d'espionnage d'une zone à risque. Ils permettent d'explorer des zones occupées par un clan ennemi et de repérer des soldats en mission sur ces terres [5].
- **Le drone civil :** Ceux pouvant être utilisés pour de la surveillance ou encore prendre des photos et des vidéos aériennes [5].

- **Le drone ambulancier** : drone à grande vitesse qui distribue des défibrillateurs automatiques (DEA) en cas d'arrêt cardiaque. Le drone suit les appels mobiles d'urgence et utilise le GPS pour se rendre sur le lieu de l'urgence. À l'aide d'une webcam en direct, l'instructeur du drone peut donner des instructions sur l'utilisation des DEA et sur la manière d'apporter une aide d'urgence.

I. 5. CLASSIFICATION DES DRONES

Les drones aériens peuvent être classés en fonction de plusieurs critères : La taille, l'altitude, les systèmes de contrôle, etc...

I .5.1. Classification selon l'altitude et la taille

- **HALE** « High Altitude Long Endurance » : Ce sont des drones de grande taille. Ils peuvent atteindre les dimensions d'un avion civil. Ils sont capables de rester très longtemps en vol et de collecter des informations sur de très longues périodes (entre 12 et 48 heures).



Figure I- 1:Exemple d'un drone de type HALE.

- **MALE** « Medium Altitude Long Endurance » : Ils sont utilisés pour des vols de longue durée à moyenne altitude comprise entre 5000 et 12000 mètres, ce qui permet de parcourir jusqu'à 1000 km, à des vitesses relativement faibles, de 220 à 360 km/. La masse de ce type de drones peut atteindre 3.5 tonnes, et l'envergure est généralement comprise entre 10 et 20 mètres.



Figure I- 2:Exemple d'un drone de type MALE.

Les drones peuvent être aussi classés suivant leur taille ou leur envergure. Ce mode de classification prend uniquement en compte la longueur de l'engin. Dans cette catégorie on trouve :

- **Micro-drone** : Ce sont des drones ayant des tailles variant du centimètre à quelques dizaines de centimètres. Généralement propulsés électriquement. Ils permettent de faire des vols à l'intérieur. Ils emportent des faibles charges.



Figure I- 3: Exemple d'un micro-drone.

- **Mini-drone** : Ils ont légèrement plus d'envergure que les micro-drones. La taille d'un mini-drone varie entre 50 cm et 2 m. Les mini-drones sont très souvent utilisés dans les missions d'enregistrements et de prise de vues aériennes. Ils sont aussi utilisés dans l'audiovisuel et dans la cinématographie [5].



Figure I- 4:Exemple d'un mini-drone.

I .5.2. Classification selon le mode de propulsion

On peut classer les drones, selon leur mode de propulsion, en trois catégories principales:

- **Drones à ailes battantes** : type oiseau ou insecte.
- **Drone à voilure fixe** : Ces drones utilisent des ailes fixes plus lourd que l'air (type avion) ou plus léger que l'air (type dirigeable).
- **Drones à voilure tournante** : Les drones à voilure tournante se subdivisent en plusieurs sous-classes dont notamment : drones mono-rotors, drones birotors, drones tri-rotors, drones multi-rotors.
 - **Drones mono-rotors** : Pour ce type de drones, on trouve un rotor à l'intérieur. Il existe également un rotor de queue qui peut simplement aider à contrôler la direction de l'avion.



Figure I- 5:Exemple d'un drone mono-Rotor.

- **Drones birotors** : se compose de deux rotors coaxiaux contrarotatifs tournant à la même vitesse. Pour éviter que la machine ne démarre toute seule, les deux rotors sont disposés dans des sens opposés.

On distingue différentes configurations de drones birotors :

- Les birotors utilisent des changements périodiques et collectifs de pas pour se positionner.
- Les birotors utilisant d'autres rotors pour se positionner.



Figure I- 6: Exemple d'un drone mono-Rotor.

- **Drones tri-rotors** : Ils se composent de deux rotors à l'avant, qui tournent dans des directions opposées pour changer le pas, et ont un rotor arrière pour régler le roulis. Le fonctionnement est similaire à celui d'une quadrirotor, mais les performances de vol ne sont pas satisfaisantes.



Figure I- 7: Exemple d'un drone tri-rotor.

- **Multi-rotors:** Ils se composent de plusieurs rotors avec des sens de rotation inversés par paires pour compenser le couple de réaction, avec des pales en rotation à pas fixe qui génèrent de la portance. En modifiant la vitesse des rotors de manière à ce que la poussée générée soit supérieure, égale ou inférieure aux forces de gravité et de traînée agissant sur l'aéronef. L'un des avantages de l'utilisation d'un multi-rotor est la capacité d'emporter des poids élevés car il a plus de portance.



Figure I- 8: Exemples de drones multi-rotors.

I. 6. DRONE QUADRIROTOR

I.6.1. Description

Un quadrirotor est un drone à voilure tournante composé de quatre rotors. Le rotor est généralement placé aux deux extrémités de la croix. Afin d'éviter que le dispositif ne s'ouvre sur son axe de lacet, il est nécessaire de faire tourner deux hélices dans un sens tandis que les deux autres tournent dans l'autre sens. Afin de pouvoir guider le dispositif, chaque paire d'hélices tournant dans le même sens doit être placée aux extrémités opposées de la fourche transversale.



Figure I- 9: Exemple d'un drone quadrirotor

1.6.2. Historique

L'apparition des quadrirotors remonte à janvier 1921, suite à un contrat engagé par l'armée américaine. C'est George de Bothezat, l'américain d'origine russe, qui fut le premier à faire voler un appareil quadrirotor. Il réussit son premier vol en octobre 1922 et réalise un vol qui a duré 1 min 42s à 1,8 m du sol, le 18 décembre 1922. Le 19 janvier 1923, l'appareil emporte deux personnes à 1,2 m du sol. De nombreux vols furent effectués en 1923 mais l'appareil ne s'élèvera pas au-dessus de 5 mètres et l'armée mettra fin au contrat [6].

Plus tard en 1956, un quadrirotor appelé, en anglais, "Convertawings Model A" a été conçu à la fois pour l'usage militaire et civil. Le projet a pris fin en raison principalement de l'absence de la demande pour les avions [6].

En début 1999, il y a un projet appelé " Bell Boeing Quad Tilt rotor", développé par Bell et Boeingen tant que candidat au programme de l'armée américaine "Joint Heavy Lift programme", ayant quatre rotors, il devrait être capable d'emporter 25 tonnes à 450 km/h sur une distance de 460km, et atterrir verticalement comme un hélicoptère [6].

En janvier 2016, la société chinoise Ehleng présente un quadrirotor qui peut transporter une personne de 100 kg, à 500 mètres d'altitude.

Dévoilé au Teknof en 2019, le Cezeri est un quadcopter turc monoplace qui devrait pouvoir atteindre un plafond de vol de 2000 mètres et une vitesse maximale de 100 km/h.

I.7. AVANTAGES DES DRONES QUADRIROTOR

- La taille et l'opérabilité réduites permettent le mouvement dans des environnements fermés ou ouverts en évitant les obstacles.
- La machine est simple et facile à entretenir.
- Aucun embrayage n'est exigé entre le moteur et le rotor et aucune exigence sur l'angle d'attaque des rotors.
- Décollage et atterrissage verticaux.
- Contrôlé en modifiant uniquement la vitesse de rotation des quatre moteurs.
- Comme il y a quatre rotors au lieu d'un, il a une capacité de levage.
- La dynamique est plus faible que celle des hélicoptères ce qui ne nécessite pas un temps de réponse rapide.
- Quatre petits rotors remplacent les grands rotors de l'hélicoptère, ce qui réduit considérablement l'énergie cinétique stockée et minimise les dommages en cas d'accident.

I.8. APPLICATIONS

- **Recherche et sauvetage:** En cas d'accident ou de catastrophe naturelle, le drone peut aider l'équipe de secours à retrouver rapidement la victime.
- **Photographie:** Les quadrirotors conviennent à cet emploi à cause de leur nature autonome et de leurs économies considérables.
- **Inspection:** Les drones peuvent inspecter des structures de haute tension, des bâtiments, des routes et des lignes électriques à des sites d'accès distants ou difficiles pour localiser des matières dangereuses.
- **Cartographie:** Par rapport aux avions traditionnels, les drones peuvent construire des cartes topologiques plus précises. Ils peuvent voler près de la terre avec l'appareil Caméra ou sonde pour créer des cartes 3D haute résolution.
- **Journalisme:** Les médias utilisent des drones de broyage pour informer et vérifier les informations sur les événements, tels que les inondations, les manifestations et les guerres.

Les drones peuvent être utilisés dans plusieurs autres domaines, tels que les télécommunications, livraison, publicité, médecine...

I.9. CONCLUSION

Dans ce chapitre, nous avons donné des généralités sur les drones. Nous avons présenté les différents types et les classifications des drones. Nous avons aussi donné une présentation des drones quadrirotors. Le chapitre suivant sera consacré à la modélisation et l'étude de la stabilité d'un quadrirotor.

Chapitre II:
Fonctionnement, modélisation
et stabilisation d'un
quadrirotor

II.1. INTRODUCTION

La modélisation fait référence à l'utilisation de procédures pour obtenir une représentation mathématique d'un système, plus cette représentation est détaillée, plus elle représente fidèlement le comportement réel du système.

Le quadrirotor répond à une dynamique de vol très spécifique. Si sa mobilité dans l'espace est comparable à celle d'un hélicoptère, la manière dont il se déplace est fondamentalement différente. Par conséquent, il est important de comprendre le fonctionnement de ce drone dans l'espoir de le contrôler.

Dans ce chapitre, après la présentation du principe de fonctionnement d'un drone quadrirotor et la description de ses mouvements de vol, nous aborderons son modélisation dynamique. Nous allons ensuite étudier la stabilisation et le contrôle de ce drone par un système de régulation de type PID.

II.2. PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT

Un quadrirotor est composé de quatre rotors. En variant astucieusement la puissance des moteurs, nous sommes capable de le faire monter/descendre, de l'incliner à gauche/droite (roulis) ou en avant/arrière (tangage) ou de le faire pivoter sur son axe vertical (lacet). Le quadrirotor a six degrés de liberté, trois mouvements de rotation et trois mouvements de translation, ces 6 degrés de liberté sont commandés à partir de quatre consignes seulement. Ainsi le drone quadrirotor est un système sous actionné (le nombre des entrées est inférieur au nombre des sorties) [7].

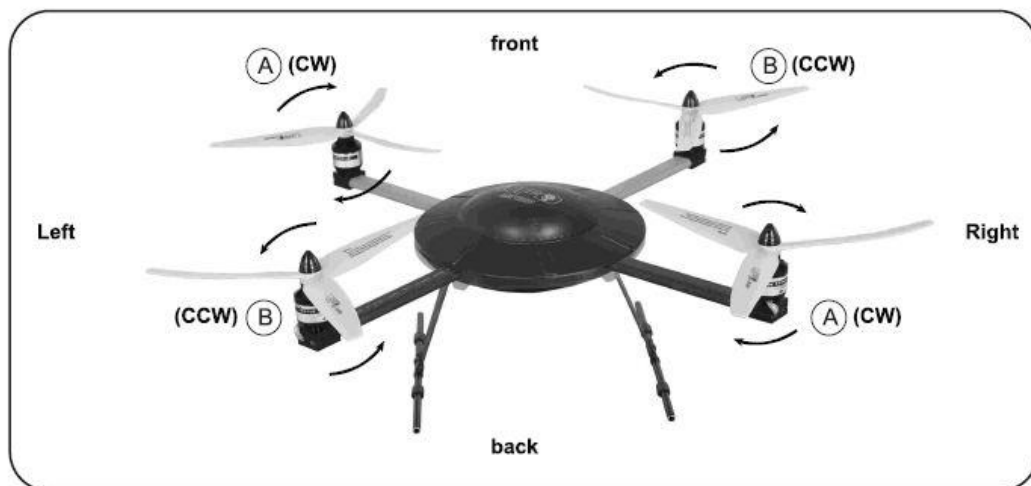


Figure II- 1: Configuration d'un drone quadrirotor.

II.3. MOUVEMENTS D'UN QUADRIROTOR

Il existe quatre mouvements possibles pour un quadrirotor : vertical, le lacet, le tangage et le roulis.

a) Mouvement vertical (sustentation)

Le mouvement vertical correspond tout simplement à la montée/descente du quadrirotor. La montée est obtenue en augmentant la vitesse des quatre moteurs. La descente, s'obtient par la réduction de la vitesse des moteurs.

b) Mouvement de lacet (ψ)

Le mouvement de lacet est utilisé pour faire tourner le quadrirotor sur lui-même. Il est obtenu en augmentant la vitesse des rotors (1 et 3) et en réduisant proportionnellement la vitesse des rotors (2 et 4).

c) Mouvement de roulis (ϕ)

Afin d'obtenir le mouvement de roulement, un couple est appliqué autour de l'axe, qui est la différence de poussée entre le rotor (02) et le rotor (04). Le mouvement (rotation autour de l'axe) est couplé au mouvement de translation le long de l'axe y.

d) Mouvement de tangage (θ)

De la même manière, en appliquant un couple autour de l'axe y, la différence de poussée entre le rotor (01) et le rotor (03) est inclinée. Ce dernier est couplé à un mouvement de translation le long de l'axe x.

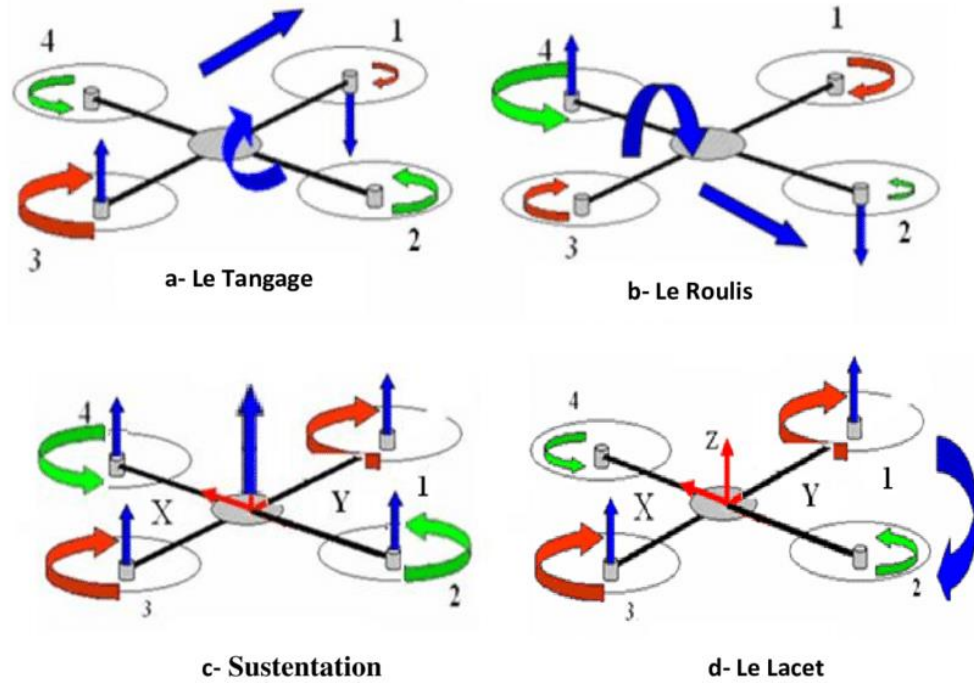


Figure II- 2: Mouvements du drone quadrirotor

II.4. REPERAGE DU QUADRIOTOR DANS L'ESPACE

II.4.1. Repères utilisés

Un quadrirotor à besoin de deux trièdres pour être positionné dans l'espace [8] :

- ✓ **Le repère terrestre** : Il est noté $R_0(O_0, X_0, Y_0, Z_0)$. C'est un repère lié à la terre (figure (II.3)) et supposé immobile.
- ✓ **Le repère lié au corps du quadrirotor** : Le repère lié au corps du quadrirotor est noté $R_1(O_1, X_1, Y_1, Z_1)$. C'est un repère dont l'origine O_1 coïncide avec le centre de gravité G du quadrirotor.

Les paramètres qui permettent donc de décrire le mouvement du quadrirotor sont $(\phi, \psi, \theta, x, y, z, \Omega, V)$ avec :

- ϕ (angle de roulis) : rotation autour de X_1 ($-\pi < \phi < \pi$) .
- θ (angle de tangage) : rotation autour de Y_1 ($-\frac{\pi}{2} < \theta < \frac{\pi}{2}$) .
- ψ (angle de lacet) : rotation autour de Z_1 ($-\pi < \psi < \pi$) .
- x : coordonnée du centre de gravité G du quadrirotor suivant X_0 .
- y : coordonnée du centre de gravité G du quadrirotor suivant Y_0 .
- z : coordonnée du centre de gravité G du quadrirotor suivant Z_0 .

- $V = [u, v, w]^T \in R_0$: La vitesse linéaire liée du quadrirotor par rapport repère inertiel.
- $\Omega = [p, q, r]^T \in R_0$: La vitesse de rotation du quadrirotor par rapport repère inertiel.

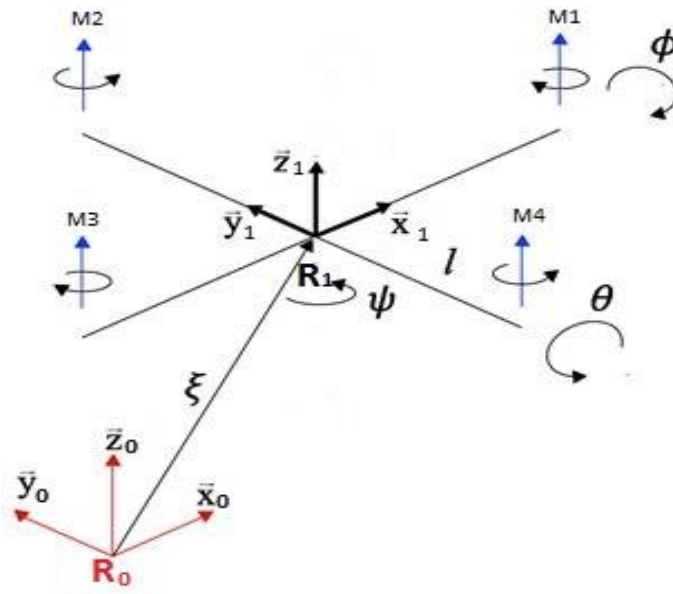


Figure II- 3 : Repérage d'un quadrirotor

II.4.2. Matrice de rotation

On considère que les centres O_0 et O_1 des deux repères sont confondus, ce qui signifie que le repère R_1 ne fait que des rotations par rapport au repère R_0 . Trois paramètres indépendants sont nécessaires pour décrire complètement l'orientation du repère R_1 par rapport à celle de R_0 . Le passage du repère R_1 vers le repère R_0 se fera par trois rotations en utilisant deux repères intermédiaires R_i et R_j [9].

✓ Passage du repère R_0 vers le repère R_i

La rotation se fait autour de l'axe $x_i = x_0$. On passe du repère R_0 vers R_i en faisant une rotation d'angle ϕ appelé angle de roulis. La représentation se fait par des figures planes à partir desquelles nous construisons les matrices de passage. Nous avons ainsi la matrice [9]:

$$R(X_0, \phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \sin(\phi) & \cos(\phi) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \quad (\text{II.1})$$

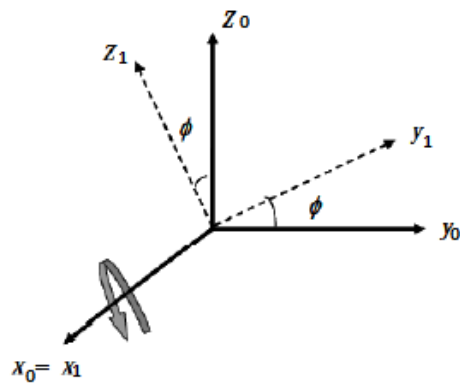


Figure II- 4: Rotation autour de l'axe X

✓ **Passage du repère R_i vers le repère R_j**

La rotation se fait autour de l'axe $y_j = y_i$. On passe du repère R_i vers le repère R_j en faisant une rotation d'angle θ appelé angle de tangage.

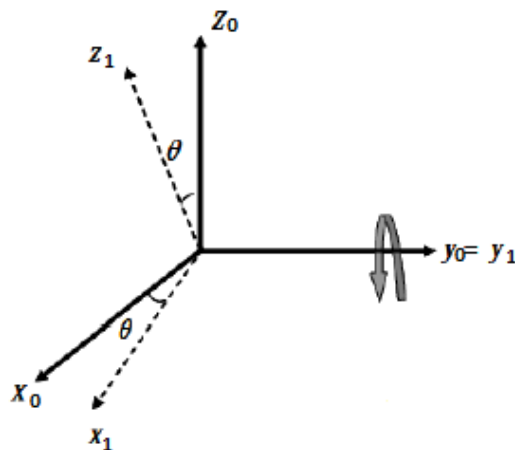


Figure II- 5: Rotation autour de l'axe Y

Nous avons ainsi la matrice [9] :

$$R(Y_0, \theta) = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & \sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (\text{II.2})$$

✓ **Passage du repère R_j vers le repère R_1**

La rotation se fait autour de l'axe $z_1 = z_j$. On passe du repère R_j vers le repère R_1 en faisant une rotation d'angle ψ appelé angle du lacet.

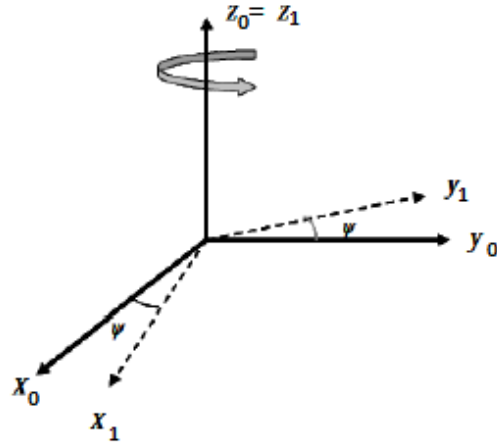


Figure II- 6: Rotation autour de l'axe Z

Nous avons ainsi la matrice [9]:

$$R(Z_0, \psi) = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & -\sin(\psi) & 0 \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (\text{II.3})$$

Donc on a la formule de la matrice de rotation R [7] :

$$R = Rot_z(\psi) \times Rot_y(\theta) \times Rot_x(\phi) = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & -\sin(\psi) & 0 \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & \sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \sin(\phi) & \cos(\phi) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \quad (\text{II.4})$$

$$R = \begin{bmatrix} \cos(\psi) \cos(\theta) & \sin(\phi) \sin(\theta) \cos(\psi) - \sin(\psi) \cos(\phi) & \cos(\phi) \sin(\theta) \cos(\psi) + \sin(\psi) \sin(\phi) \\ \sin(\psi) \cos(\theta) & \sin(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi) + \cos(\psi) \cos(\phi) & \cos(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi) - \sin(\phi) \cos(\psi) \\ -\sin(\theta) & \sin(\phi) \cos(\theta) & \cos(\phi) \cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (\text{II.5})$$

II.4.3. Vitesses de rotation

Nous exprimons les vitesses de rotation $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3$ dans le repère fixe, en fonction des vitesses de rotation $\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$ dans le repère mobile [10]:

$$\Omega = \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + Rot_x(\phi)^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + (Rot_y(\theta)Rot_x(\phi))^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (\text{II.6})$$

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

$$\Omega = \begin{bmatrix} \Omega_x \\ \Omega_y \\ \Omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \cos(\phi) \\ -\dot{\theta} \sin(\phi) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\dot{\psi} \sin(\theta) \\ \dot{\psi} \sin(\phi) \cos(\theta) \\ \dot{\psi} \cos(\phi) \cos(\theta) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin(\theta) \\ \dot{\theta} \cos(\phi) + \dot{\psi} \sin(\phi) \cos(\theta) \\ \dot{\psi} \cos(\phi) \cos(\theta) - \dot{\theta} \sin(\phi) \end{bmatrix} \quad (\text{II.7})$$

$$\Omega = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & \sin(\phi) \cos(\theta) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi) \cos(\theta) \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (\text{II.8})$$

Donc :

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin(\phi) \tan(\theta) & \cos(\phi) \tan(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \frac{\sin(\phi)}{\cos(\theta)} & \frac{\cos(\phi)}{\cos(\theta)} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \Omega_x \\ \Omega_y \\ \Omega_z \end{bmatrix} \quad (\text{II.9})$$

Lorsque le quadrirotor fait des petites rotations, nous pouvons faire les approximations suivantes:

$$\cos(\phi) = \cos(\theta) = \cos(\psi) = 1 \quad , \quad \sin(\phi) = \sin(\theta) = \sin(\psi) = 0$$

On obtient donc :

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = [\Omega_x \Omega_y \Omega_z]^T \quad (\text{II.10})$$

II.4.4. Vitesses linéaires

Les vitesses linéaires v_x^b, v_y^b, v_z^b dans le repère fixe en fonction des vitesses linéaires v_x^m, v_y^m, v_z^m dans le repère mobile sont données par [10]:

$$v = \begin{bmatrix} v_x^b \\ v_y^b \\ v_z^b \end{bmatrix} = R \times \begin{bmatrix} v_x^m \\ v_y^m \\ v_z^m \end{bmatrix} \quad (\text{II.11})$$

II.5. MODELISATION DYNAMIQUE DU QUADRI-ROTOR

La modélisation d'un quadrirotor est une tâche difficile car la dynamique du système est hautement non linéaire et entièrement couplée. Afin de mieux comprendre le modèle dynamique, nous faisons quelques hypothèses [11] :

- ✓ La structure du quadrirotor est supposée rigide et symétrique.
- ✓ Les hélices sont supposées rigides pour pouvoir négliger l'effet de déformation lors de la rotation (battement).
- ✓ La matrice d'inertie J est supposée constante (il n'y a pas de changement de poids).
- ✓ Les forces de portance et de traînée sont supposées proportionnelles au carré de la vitesse de rotation des rotors.
- ✓ Le repère lié au corps du quadrirotor est supposé confondu avec son centre de gravité.

II.5.1. Effets physiques agissants sur le quadrirotor

II.5.1.1. Les forces

Les forces agissantes sur le quadrirotor sont [7] :

- ✓ **Le poids**

Il donnée par :

$$P = m \times g \quad (\text{II.12})$$

m : La masse totale de quadrirotoret g la gravité.

- ✓ **Les forces de poussée**

Ces forces sont provoquées par la rotation des moteurs, elles sont perpendiculaires sur le plan des hélices, et proportionnelles au carrée de la vitesse de rotation des moteurs :

$$F_i = b \cdot \omega_i^2 \quad (\text{II.13})$$

avec : i le nombre des moteurs et b le coefficient de portance.

✓ **Les forces de traînée**

La traînée est la force qui s'oppose au mouvement d'un corps dans un fluide pesant et agit comme un frottement. Nous avons donc deux forces de traînée agissant sur le système :

- **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 :

$$T_h = d\omega_i^2 \quad (\text{II.14})$$

avec : d le coefficient de drag qui dépend de la fabrication de l'hélice.

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

$$F_t = K_{ft}V \quad (\text{II.15})$$

avec : K_{ft} le coefficient de traînée de translation et V la vitesse linéaire.

II.5.1.2. Les moments

Il y a plusieurs moments agissants sur un quadrirotor, qui sont dus aux forces de poussée et de traînée et aux effets gyroscopiques [10].

✓ **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 donnée par la relation suivante :

$$M_x = l(F_4 - F_2) = lb(\omega_4^2 \omega_2^2) \quad (\text{II.16})$$

avec : l est la longueur du bras entre le rotor et le centre de gravité du quadrirotor.

- **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 donnée par la relation suivante :

$$M_y = l(F_3 - F_1) = lb(\omega_3^2 \omega_1^2) \quad (\text{II.17})$$

✓ **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 donnée par la relation suivante :

$$M_z = d(\omega_1^2 - \omega_2^2 - \omega_3^2 - \omega_4^2) \quad (\text{II.18})$$

✓ **Moment résultant des frottements aérodynamiques**

Il est donnée par :

$$M_a = K_{fa}\Omega^2 \quad (\text{II.19})$$

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

II.5.1.3. Effets gyroscopiques [12] [7]

L'effet gyroscopique est défini comme la difficulté de changer la position ou la direction du plan de rotation de la masse en rotation. L'effet gyroscopique est nommé selon le mode de fonctionnement du gyroscope, qui est un dispositif de contrôle de mouvement utilisé dans l'aviation (du grec gyroscope, qui signifie tourner et observer). Dans notre cas, il y a deux moments gyroscopiques, le premier est le moment gyroscopique de l'hélice, et l'autre est le moment gyroscopique dû au mouvement du rotor à quatre axes.

✓ Moment gyroscopique des hélices

Il est donné par la relation suivante :

$$M_{gm} = \sum_1^4 \Omega \wedge J_r \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ (-1)^{i+1} \omega_i \end{bmatrix} \quad (\text{II.20})$$

avec J_r est l'inertie des rotors.

✓ Moment gyroscopique dû aux mouvements de quadrirotor

Il est donné par la relation suivante :

$$M_{gh} = \Omega \wedge J \Omega \quad (\text{II.21})$$

avec J est l'inertie du système.

II.5.2. Modèle mathématique selon Newton-Euler [13][14]

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

$$\begin{cases} \dot{\zeta} = v \\ m\ddot{\zeta} = F_f + F_t + F_g \\ \dot{R} = RS(\Omega) \\ J\dot{\Omega} = -\Omega \wedge j\Omega + M_f M_a M_g \end{cases} \quad (\text{II.22})$$

avec :

ζ : Vecteur de position du quadrirotor.

m : Masse totale du quadrirotor.

Ω : Vitesse angulaire exprimée dans le repère fixe.

R : Matrice de rotation.

\wedge : Produit vectoriel.

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

$$J = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (\text{II.23})$$

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

$$S(\Omega) = \begin{bmatrix} 0 & -\Omega_3 & \Omega_2 \\ \Omega_3 & 0 & -\Omega_1 \\ -\Omega_2 & \Omega_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{II.24})$$

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

$$F_f = R \times [0 \ 0 \ \sum_{i=1}^4 F_i]^T \quad (\text{II.25})$$

$$F_i = b\omega_i^2$$

F_t : est la force de trainée selon les axes, elle est donnée par :

$$F_t = \zeta \begin{bmatrix} -k_{ftx} & 0 & 0 \\ 0 & -k_{fity} & 0 \\ 0 & 0 & -k_{ftz} \end{bmatrix} \quad (\text{II.26})$$

$k_{ftx} \ k_{fity} \ k_{ftz}$: Les coefficients de trainée de translation.

F_g : Force de gravité, elle est donnée par :

$$F_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (\text{II.27})$$

M_f : Moment provoqué par les forces de poussée et de trainée.

$$M_f = \begin{bmatrix} l(F_4 - F_2) \\ l(F_3 - F_1) \\ d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (\text{II.28})$$

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

$$M_a = \begin{bmatrix} k_{fax}\dot{\phi}^2 \\ k_{fay}\dot{\theta}^2 \\ k_{faz}\dot{\psi}^2 \end{bmatrix} \quad (\text{II.29})$$

II.5.2.1. Equations de mouvement de translation [13]

On a :

$$m\ddot{\zeta} = F_f + F_t + F_g \quad (\text{II.30})$$

On remplace chaque force par sa formule, on trouve :

$$m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\phi) \cos(\psi) \sin(\theta) + \sin(\phi) \sin(\psi) \\ \cos(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi) - \sin(\phi) \cos(\psi) \\ \cos(\phi) \cos(\theta) \end{bmatrix} \sum_{i=1}^4 F_i - \begin{bmatrix} k_{ftx} \dot{x} \\ k_{fty} \dot{y} \\ k_{ftz} \dot{z} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (\text{II.31})$$

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

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{1}{m} (\cos(\phi) \cos(\psi) \sin(\theta) + \sin(\phi) \sin(\psi)) (\sum_{i=1}^4 F_i) - \frac{k_{ftx}}{m} \dot{x} \\ \ddot{y} = \frac{1}{m} (\cos(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi) - \sin(\phi) \cos(\psi)) (\sum_{i=1}^4 F_i) - \frac{k_{fty}}{m} \dot{y} \\ \ddot{z} = \frac{1}{m} (\cos(\phi) \cos(\theta)) (\sum_{i=1}^4 F_i) - \frac{k_{ftz}}{m} \dot{z} - g \end{cases} \quad (\text{II.32})$$

II.5.2.2. Equations de mouvement de rotation [13]

On a :

$$J\dot{\Omega} = \Omega \wedge J\Omega - M_f - M_a - M_{gh} \quad (\text{II.33})$$

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

$$\begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \wedge \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} k_{fax} \dot{\phi}^2 \\ k_{fay} \dot{\theta}^2 \\ k_{faz} \dot{\psi}^2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} J_r \Omega_r \dot{\theta} \\ -J_r \Omega_r \dot{\phi} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (\text{II.34})$$

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

$$\begin{cases} I_x \ddot{\phi} = -\dot{\theta} \dot{\psi} (I_z - I_y) - J_r \bar{\Omega}_r \dot{\theta} - k_{fax} \dot{\phi}^2 + lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ I_y \ddot{\theta} = -\dot{\phi} \dot{\psi} (I_z - I_x) - J_r \bar{\Omega}_r \dot{\phi} - k_{fay} \dot{\theta}^2 + lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ I_y \ddot{\theta} = -\dot{\phi} \dot{\theta} (I_y - I_x) - k_{faz} \dot{\psi}^2 + d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{cases} \quad (\text{II.35})$$

Notant que u_1 u_2 u_3 u_4 sont les entrées de commande (de translation selon l'axe « x, y, z » et la rotation selon lacet) du système et qui s'écrivent en fonction des vitesses angulaires des quatre rotors comme suit :

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b & b & b & b \\ 0 & -lb & 0 & lb \\ -lb & 0 & lb & 0 \\ d & -d & d & -d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (\text{II.36})$$

$$\bar{\Omega}_r = \omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4 \quad (\text{II.37})$$

En conséquence le modèle dynamique complet qui régit le quadrirotor est le suivant :

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{\phi} = \frac{(I_y - I_z)}{I_x} \dot{\theta} \dot{\psi} - \frac{J_r}{I_x} \Omega_r \dot{\theta} - \frac{k_{f_{ax}}}{I_x} \dot{\phi}^2 + \frac{1}{I_x} u_2 \\ \ddot{\theta} = \frac{(I_z - I_x)}{I_y} \dot{\phi} \dot{\psi} - \frac{J_r}{I_y} \Omega_r \dot{\phi} - \frac{k_{f_{ay}}}{I_y} \dot{\theta}^2 + \frac{1}{I_y} u_3 \\ \ddot{\psi} = \frac{(I_x - I_y)}{I_z} \dot{\theta} \dot{\phi} - \frac{k_{f_{az}}}{I_z} \dot{\psi}^2 + \frac{1}{I_z} u_4 \\ \ddot{x} = -\frac{k_{f_{tx}}}{m} \dot{x} + \frac{1}{m} u_x u_1 \\ \ddot{y} = -\frac{k_{f_{ty}}}{m} \dot{y} + \frac{1}{m} u_y u_1 \\ \ddot{z} = -\frac{k_{f_{tz}}}{m} \dot{z} - g + \frac{\cos(\phi)\cos(\theta)}{m} u_1 \end{array} \right. \quad (\text{II.38})$$

avec :

$$\begin{cases} u_x = \cos(\phi) \cos(\psi) \sin(\theta) + \sin(\phi) \sin(\psi) \\ u_y = \cos(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi) - \sin(\phi) \cos(\psi) \end{cases} \quad (\text{II.39})$$

II.5.3. La représentation d'état du système [14][13]

Pour un système physique il existe une multitude de représentations d'état, dans notre cas on choisit le vecteur d'état comme suit :

$$X = [\phi \dot{\phi} \theta \dot{\theta} \psi \dot{\psi} x \dot{x} y \dot{y} z \dot{z}]^T = [x_1 x_2 x_3 x_4 x_5 x_6 x_7 x_8 x_9 x_{10} x_{11} x_{12}]^T \quad (\text{II.40})$$

On obtient la représentation d'état suivante :

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = a_1 x_4 x_6 + a_2 x_2^2 + a_3 \bar{\Omega}_r x_4 + b_1 u_2 \\ \dot{x}_3 = x_4 \\ \dot{x}_4 = a_4 x_2 x_6 + a_5 x_4^2 + a_6 \bar{\Omega}_r x_2 + b_2 u_3 \\ \dot{x}_5 = x_6 \\ \dot{x}_6 = a_7 x_2 x_4 + a_8 x_6^2 + b_3 u_4 \\ \dot{x}_7 = x_8 \\ \dot{x}_8 = a_9 x_8 + \frac{1}{m} u_x u_1 \\ \dot{x}_9 = x_{10} \\ \dot{x}_{10} = a_{10} x_{10} + \frac{1}{m} u_y u_1 \\ \dot{x}_{11} = x_{12} \\ \dot{x}_{12} = a_{11} x_{12} + \frac{\cos(\phi)\cos(\theta)}{m} u_1 - g \end{array} \right. \quad (\text{II.41})$$

avec :

$$\begin{cases} a_1 = \frac{(I_y - I_z)}{I_x}, a_2 = -\frac{k_f a_x}{I_x}, a_3 = -\frac{J_r}{I_x}, a_4 = \frac{(I_z - I_x)}{I_y}, a_5 = -\frac{k_f a_y}{I_y}, a_6 = \frac{J_r}{I_y}, \\ a_7 = \frac{(I_x - I_y)}{I_z}, a_8 = -\frac{k_f a_z}{I_z}, a_9 = -\frac{k_f t_x}{m}, a_{10} = -\frac{k_f t_y}{m}, a_{11} = -\frac{k_f t_z}{m}, b_1 = \frac{1}{I_x}, \\ b_2 = \frac{1}{I_y}, b_3 = \frac{1}{I_z} \end{cases} \quad (\text{II.42})$$

II.6. CONTROLE PAR PID

II.6.1. Définition

Le régulateur PID (**P**roportionnel-**I**ntégral-**D**érivée) est un dispositif qui permet d'effectuer le contrôle en boucle fermée d'une grandeur physique dans un système industriel ou «process». C'est le contrôleur le plus utilisé dans l'industrie, et il permet de contrôler un grand nombre de grandeurs physiques [15].

II.6.2. Principe

La régulation du contrôleur PID opère trois actions principales, l'action proportionnelle, l'action intégrale et l'action dérivée. Ces actions ont chacune leurs avantages et leurs inconvénients et leur action combinée permet d'avoir une certaine compensation des inconvénients tout en conservant les avantages et ainsi conduire à des performances intéressantes [16].

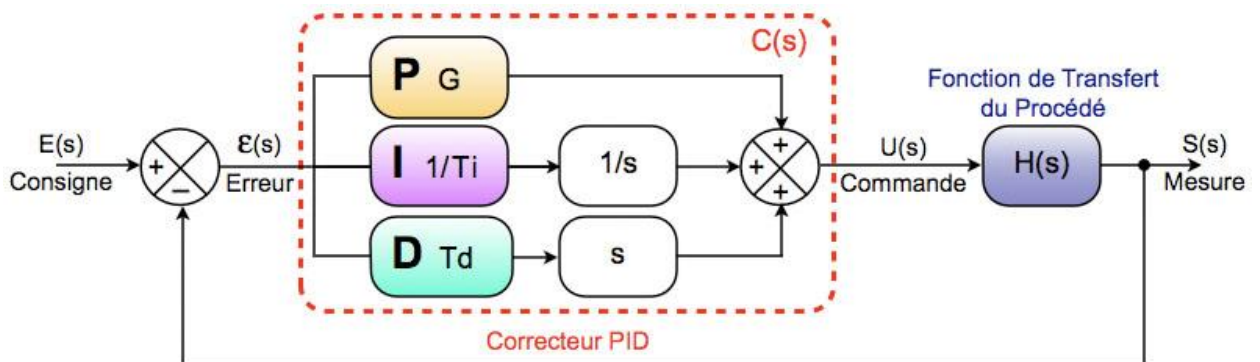


Figure II- 7: Asservissement avec régulateur PID

✓ Proportionnel (P)

Dans le cas d'un contrôle proportionnel, l'erreur est virtuellement amplifiée d'un certain gain constant qu'il conviendra de déterminer en fonction du système [15].

$$\text{commande}(t) = K_p \cdot E(t) \quad (\text{II.43})$$

Ce qui en Laplace donne :

$$\text{commande}(p) = K_p \cdot E(p) \quad (\text{II.44})$$

L'idée étant d'augmenter l'effet de l'erreur sur le système afin que celui-ci réagisse plus rapidement aux changements de consignes. Plus la valeur de K_p est grande, plus la réponse l'est aussi. En revanche, la stabilité du système s'en trouve détériorée et dans le cas d'un K_p démesuré le système peut même diverger.

✓ **Intégral (I)**

Pour obtenir une régulation PI, on ajoute au contrôle proportionnel, l'intégration de l'erreur. L'erreur entre la consigne et la mesure est ici intégrée par rapport au temps et multipliée par une constante qu'il faudra déterminer en fonction du système [15].

$$\text{commande}(t) = K_p \cdot E(t) + K_i \cdot \int_0^t E(\tau) \cdot d\tau \quad (\text{II.45})$$

Ce qui en Laplace donne :

$$\text{commande}(p) = K_p \cdot E(p) + K_i \cdot \frac{E(p)}{p} \quad (\text{II.46})$$

Lors d'un simple contrôle proportionnel, il subsiste une erreur statique. Lorsque le système s'approche de sa consigne, l'erreur n'est plus assez grande pour faire avancer le moteur. Le terme intégral permet ainsi de compenser l'erreur statique et fournit, par conséquent, un système plus stable en régime permanent. Plus K_i est élevé, plus l'erreur statique est corrigée.

✓ **Dérivé (D)**

Pour obtenir une régulation PID, on ajoute la dérivée de l'erreur. Elle consiste à dériver l'erreur entre la consigne et la mesure par rapport au temps et multiplier par une constante [15].

$$\text{commande}(t) = K_p \cdot E(t) + K_i \cdot \int_0^t E(\tau) \cdot d\tau + K_d \cdot \frac{dE(t)}{dt} \quad (\text{II.47})$$

Ce qui en Laplace donne :

$$\text{commande}(p) = K_p \cdot E(p) + K_i \cdot \frac{E(p)}{p} + K_d \cdot p \cdot E(p) = E(p) \cdot [K_p + K_i \cdot \frac{1}{p} + K_d \cdot p] \quad (\text{II.48})$$

On a besoin d'un terme dérivé puisque le contrôle PI peut amener à un dépassement de la consigne, ce qui n'est pas toujours souhaitable. Le terme dérivé permet de limiter cela. Lorsque le système s'approche de la consigne, ce terme freine le système en appliquant une action dans le sens opposé et permet ainsi une stabilisation plus rapide.

II.6.3. Calcul des coefficients

Il existe deux façons de procéder pour trouver les valeurs à attribuer aux trois coefficients Kp , Ki et Kd .

- ✓ Par modélisation : Consiste à déterminer le comportement du système par le calcul et déduire les valeurs plausibles pour les coefficients.
- ✓ Par expérimentation : Consiste à utiliser une réponse réelle du système pour régler d'abord grossièrement puis finement les coefficients.

On complète souvent la première approche à travers la deuxième [15].

✓ Approche expérimentale

Pour un drone quadrirotor, la référence [17] propose de suivre les étapes suivante pour déterminer expérimentalement les coefficients Kp , Ki , et Kd :

1. Initialisation de tous les coefficients à 0 et les coefficients de l'axe Z comme ceci :

$$\begin{cases} Kp = 3 \\ Ki = 0.02 \\ Kd = 0 \end{cases}$$

L'axe Z n'a pas besoin de correction dérivée.

2. Augmentation de la valeur de Kd (roll & pitch). Démarrage du drone jusqu'à ce qu'il commence tout juste s'élever. Augmentation de Kd jusqu'à ce que le drone commence à osciller. Diminution alors de sa valeur jusqu'à ce que le drone redevienne stable. Diminution de cette valeur de 25% ce qui donne la valeur finale.
3. Augmentation de Kp par pas de 0.2 jusqu'à ce que le drone commence à osciller. Diminution de la valeur trouvée de 25% pour obtenir la valeur finale de Kp .
4. Augmentation de Ki par pas de 0.01. Le drone est censé devenir de plus en plus stable. Augmentation de Ki jusqu'à ce que le drone commence à osciller lentement. Diminution ensuite de Ki de 25% ce qui donne sa valeur finale.
5. Augmentation à nouveau de Kp jusqu'à ce que le drone oscille rapidement. Diminution légère ensuite de cette valeur.

On continue à ajuster les coefficients jusqu'à trouver la configuration qui convient le mieux.

II.7. CONCLUSION

Dans ce chapitre, nous avons décrit les mouvements de base du quadrirotor, puis nous avons présenté la modélisation d'un drone quadrirotor en tenant compte de toutes les forces et moments agissant sur le drone. Sa modélisation a été établie par l'usage du formalisme de Newton-Euler. Enfin, nous avons présenté le régulateur PID. Ce dernier est très largement utilisé dans le domaine des drones. Dans le chapitre suivant, nous allons construire un drone quadrirotor à base d'Arduino et lui appliquer une commande PID.

Chapitre III :

Réalisation d'un drone

Quadrirotor

III.1. INTRODUCTION

Dans ce chapitre, nous allons présenter les étapes de réalisation d'un drone quadrirotor. Nous avons choisi de construire un drone piloté par Arduino car il est simple et peu coûteux. Comme son nom l'indique, le drone quadrirotor se compose de quatre moteurs typiques BLDC, ces actionneurs sont contrôlés par un contrôleur de vol basé sur Arduino, avec 4 contrôleurs de vitesse électronique (ESC), l'ensemble est alimenté par une batterie et commandé avec une télécommande radio.

III.2. LISTE DES COMPOSANTS ET MATERIEL

III.2.1. Châssis

Le châssis va déterminer beaucoup de composants, en effet si on prend un châssis de grande taille il faudra tout adapter à celui-ci. Il est par conséquent le premier élément à choisir. Le quadrirotor est doté de quatre bras, en forme de « + », « X », ou en « H ». La seule différence entre ces modèles est le fait que celui en croix a une vue plus dégagée à l'avant et l'arrière. Ce qui le rend meilleur pour les prises de vue embarquées. Les caractéristiques à prendre en compte pour le châssis sont le poids, qui sera lié aux matériaux utilisés et sa résistance au choc, plus le châssis est léger plus on conserve de la puissance et on gagne en temps de vol [12]. Le châssis que nous avons utilisé est un F450 de forme « X » et de 450 mm d'envergure.

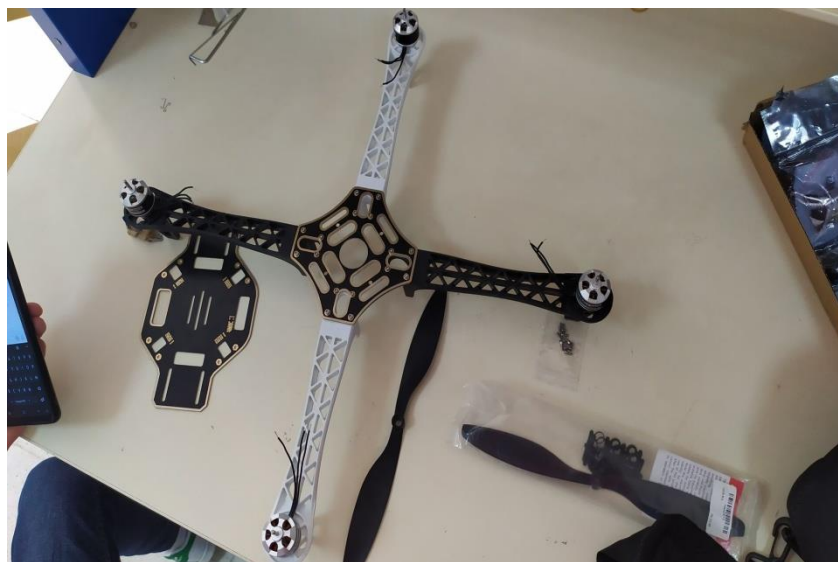


Figure III- 1:Châssis F450.

III.2.2.Moteurs

Un quadrirotor nécessite quatre moteurs. Dans notre cas nous avons choisi d'utiliser des moteurs de type Brushless. Ces moteurs ont des tailles et des pouvoirs différents. Ils se caractérisent par le diamètre de leur cage tournante et le nombre de tours/volt ou KV. Si 12V est fourni, un moteur avec un KV de 1000 tours/min fonctionnera à une vitesse de 12000 tours/min. Dans le moteur Brushless utilisé en modélisme, contrairement au moteur traditionnel, l'enroulement en cuivre est installé sur le stator et l'aimant est installé sur le rotor [18].

✓ **Caractéristique des moteurs Brushless utilisés**

- Modèle : X2212-980KV
- KV : 980
- Poids: 56g
- Diamètre : 28mm
- Longueur : 30mm
- Puissance Max : 190w
- Traction Max : 900gr
- Diamètre axe hélice : 5mm
- Controleur conseillé : 30 A
- Accus conseillé : 3s Lipo
- Hélice conseillée : 9x4,7 /10x4,7



Figure III- 2: Moteur Brushless 980 KV.

III.2.3. Contrôleurs de vitesse (ESC)

Le contrôleur de vitesse ESC (Electronic Speed Controller) est un variateur de vitesse des moteurs à courant continu. Le module est compatible avec les moteurs Brushless de type BLDC (Moteurs DC Brushless : **BrushLess DC** motor) à 3 pôles (ou phases) avec un courant maximal au borne des pôles du moteurs de 30A. Le module dispose aussi d'une sortie tension régulée 5V/3A. La partie puissance du contrôleur est basée sur les transistors MOSFETs. La tension d'alimentation du modèle peut varier entre 7.4 et 14.8 V. Soit par 2-4 batteries lithium Polymer ou 5-12 batteries de type NiMH/NiCd [19].

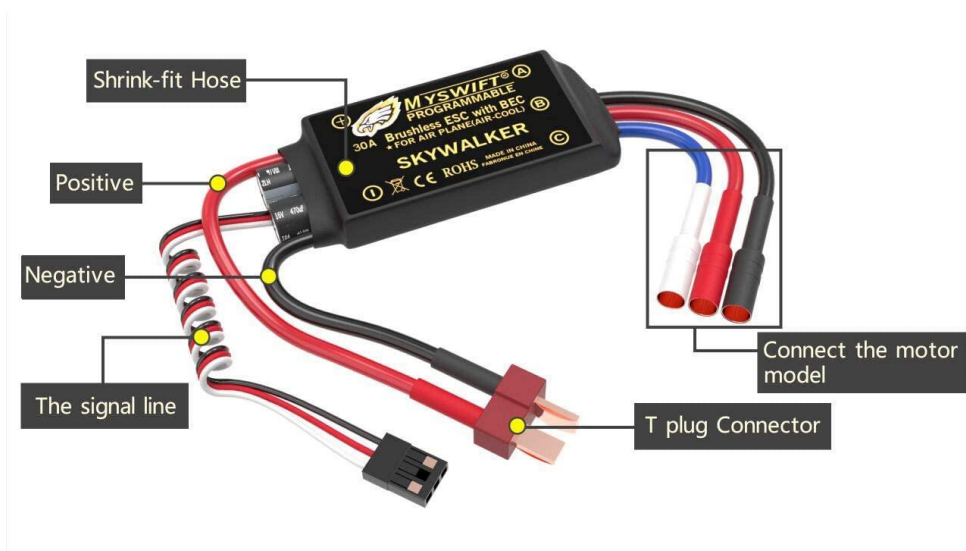


Figure III- 3: ESC 30A.

Câblage :

L'ESC a une interface de servocommande à 3 fils. Les deux cordons d'alimentation (noir/marron et rouge) doivent être utilisés pour alimenter d'autres composants connectés au même système, généralement au même récepteur de la télécommande. Si la tension fournie par l'ESC est compatible avec ce dernier, le connecteur rouge de l'ESC ne peut être connecté qu'au 5V de l'Arduino (Habituellement, l'ESC ne fournit que 3,3 V : L'Arduino Uno a donc besoin de sa propre alimentation) [20].

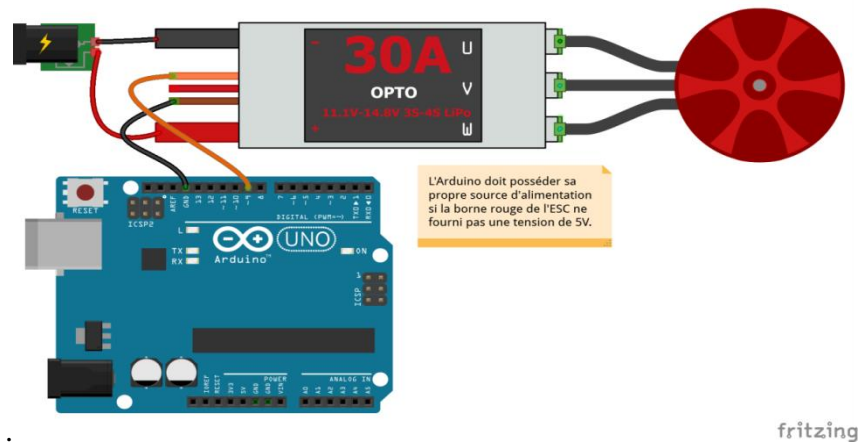


Figure III- 4: Câblage de contrôleur de vitesse

III.2.4.Hélices

Ils sont généralement en plastique, mais parfois aussi en matériaux composites. Ils sont identifiés par le diamètre et le pas en pouces (par exemple, 9x4,5). Sur un drone à quatre axes, on a besoin de 2 hélices dans le sens des aiguilles d'une montre et de 2 hélices dans le sens inverse des aiguilles d'une montre [18].



Figure III- 5: Hélices.

III.2.5. Radio-commande (Radiolink)

✓ Émetteur

Il est équipé d'un interrupteur à 2 positions, d'un interrupteur à 3 positions, de deux potentiomètres et de deux manches. Par défaut, l'émetteur est livré en mode 2, l'interrupteur SwB commande la voie 5, le potentiomètre VrB commande la voie 6, l'interrupteur SwA commande la voie 8 et le potentiomètre VrA commande la voie 8. Par défaut, l'alarme de tension faible des piles est réglée à 11,1 V. Ce paramètre peut être modifié dans le programme de configuration de la T8FB [21].



MODE 2 (LEFT THROTTLE)

Figure III- 6: Émetteur T8FB.

✓ Récepteur

Le récepteur R8EF est un récepteur à 8 voies qui supporte les modes S-BUS, PPM et PWM en même temps [21].

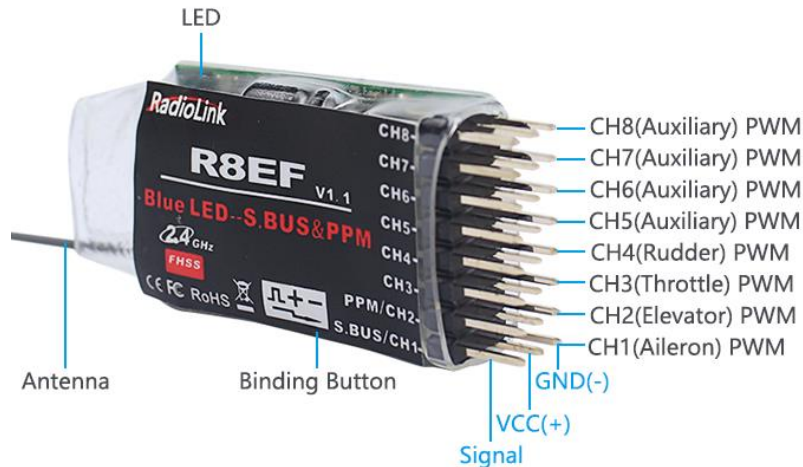


Figure III- 7: Récepteur R8EF.

✓ Caractéristiques du récepteur R8EH

- S-BUS/PPM/PWM: Sortie compatible avec le Futaba S-BUS. Il est possible d'utiliser simultanément des signaux S-BUS, PPM et PWM.
- Mode signal PWM: LED Verte, 8 sorties de voies PWM.

- Mode SBUS/PPM: LEDs verte et rouge allumées. Le connecteur CH1 sort le signal SBUS, le connecteur CH2 sort le signal PWM, les connecteurs CH3 à CH8 sortent les signaux PWM des voies 3 à 8.
- Tension d'alimentation: 4,8 V à 10 V
- Consommation: 19 à 25 mAh (Sous 5 V)
- Dimensions: 48,5 x 21 x 11 mm
- Poids: 7 g
- Résolution: 4096 pas

✓ **Calibrage :**

1) On allume tout d'abord le transmetteur T8FB.

2) On Connecte le câble USB au téléphone après avoir installé l'APP, il nous indiquera si on ouvre « Radiolink T8FB » lors de la connexion.

Le T8FB est livré avec un câble OTG, on doit assurer que le port le plus petit du câble OTG est connecté au Smartphone Android.

On connecte le T8FB et le Smartphone Android comme suivant :



Figure III- 8 calibrage du radiolink T8FB.

- 3) Lorsque l'application est installée et que les câbles entre la T8FB et le téléphone androïde sont correctement connectés, un message s'affiche pour demander si l'on peut ouvrir l'application.
- 4) s'affiche pour demander si on est d'accord pour ouvrir l'application. On clique sur « oui » et L'interface de l'APP apparaîtra et s'affichera comme ci-dessous :

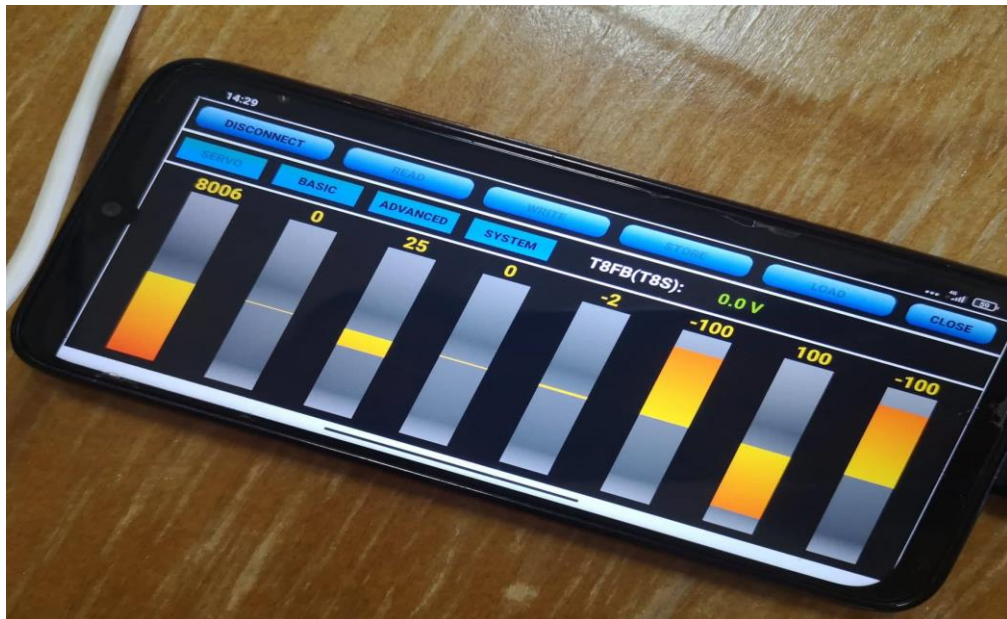


Figure III- 9 radiolink en mode calibrage.

- 5) Il y a quatre interfaces au total, « SERVO » « BACIS » « ADVANCED » « SYSTEM »
- 6) Chaque interface indique la tension du T8FB.
- 7) On passe à l'interface de fonction dont on a besoin en cliquant sur le bouton correspondant.
- 8) On clique sur le bouton « CONNECT » pour régler les paramètres et sur le bouton « DISCONNECT » ou « CLOSE » pour quitter le réglage.

III.2.6. Batterie

Les batteries utilisées sur un drone quadrirotor sont essentiellement des « Lithium Polymère ». On utilise en général des batteries à 3 ou 4 éléments c-à-d 3S ou 4S (Chaque cellule en polymère de lithium a une tension nominale de 3,7 V. Cette tension est multipliée par 3 puisque nous avons 3 cellules dans la batterie. Cela nous donne la tension nominale de 11.1V [22]).

Une batterie de 3300 mAH aura une meilleure autonomie parce que l'intensité est aussi un critère de choix.



Figure III- 10: Batterie shangyi 3S (11.1V).

✓ **Caractéristiques**

- Capacité: 3300 mAh
- Voltage: 11.1 V
- Configuration: 3 S
- Dimension: 44x19x136 mm
- Poids (1 batterie): environ 192 g

III.2.7. Arduino Uno (contrôleur de vol)

La carte Arduino Uno est basée sur un microcontrôleur ATmega328 cadencé à 16 MHz. Des connecteurs situés sur les bords extérieurs du circuit imprimé permettent d'enficher une série de modules complémentaires. Elle peut se programmer avec le logiciel Arduino « IDE ». Le contrôleur ATmega328 contient un bootloader qui permet de modifier le programme sans passer par un programmeur. La carte Uno est dotée de:

- 14 entrées/sorties numériques (dont 6 fournissent la sortie PWM).
- 6 entrées analogiques.
- un cristal à 16 MHz.
- une connexion USB.

- une prise jack d'alimentation.
- un en-tête ICSP.
- une fonction reset.

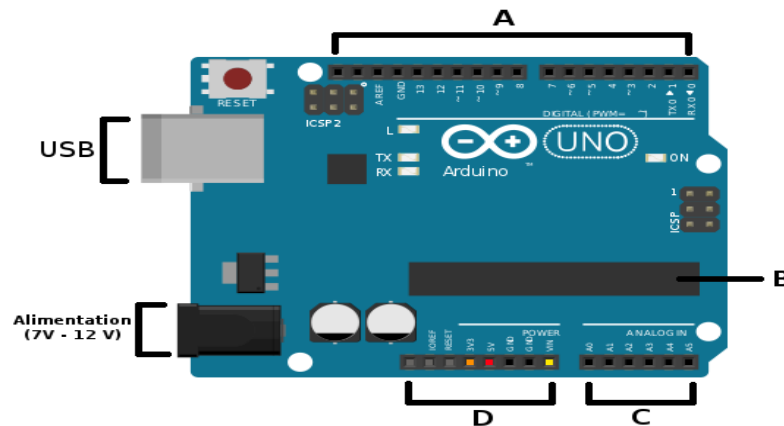


Figure III- 11: Carte Arduino Uno.

- **A:** ce sont les pattes (pin) dites digitales (0,1) ou "tout ou rien"; elles offrent en sortie du 5V et acceptent en entrée du 5V sur le même principe. La patte 13 est équipée d'une résistance.
- **B:** le microcontrôleur.
- **C:** ce sont les pattes dites analogiques, valeur entre 0V et 5V.
- **D:** les différentes pattes d'alimentation :
 - *Rouge* : sortie 5 V(+)
 - *Orange* : sortie 3.3 V(+)
 - *Noire* : les masses (-)
 - *Jaune* : entrée reliée à l'alimentation (7 V-12 V)
- L'USB sert pour l'alimentation de la carte et le transfert des programmes qu'on souhaite charger dans le microcontrôleur.
- L'alimentation 7V-12V servira à alimenter la carte lorsqu'elle est en production (non reliée à l'ordinateur)

Microcontrôleur	ATmega328P
-----------------	------------

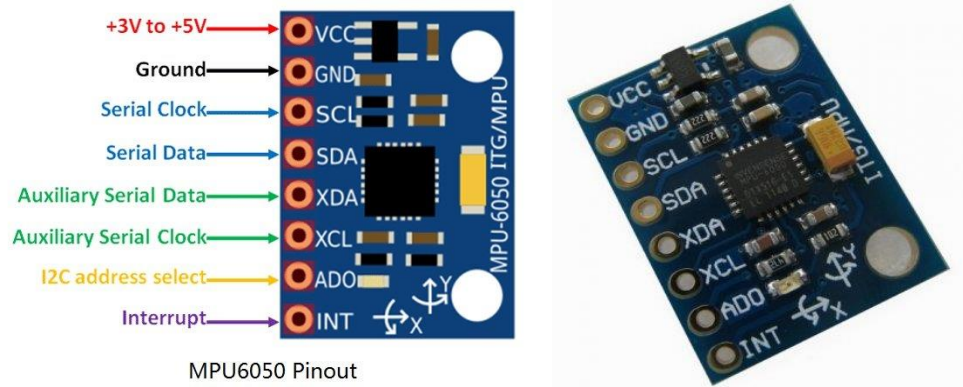
Tension de fonctionnement	5V
Tension d'entrée (recommandé)	7-12V
Tension d'entrée (limite)	6-20V
E / S numériques Pins	14 (dont 6 fournissent la sortie PWM)
PWM numérique E / S Pins	6
Pins d'entrée analogique	6
DC Courant par I O Pin /	20 mA
Courant DC pour 3.3V Pin	50 mA
Mémoire Flash	32 KB dont 0.5 KB utilisée par le <i>bootloader</i>
Mémoire SRAM	2 KB
Mémoire EEPROM	1 KB
Vitesse de l'horloge	16 MHz
Longueur :	68,6 mm
Largeur	53,4 mm
Poids	25 g

Tableau III- 1: Caractéristiques techniques de l'Arduino Uno

III.2.8. Capteurs (Gyroscope et Accéléromètre)

Le module GY-521 est une carte de développement pour le système micro-électromécanique MPU6050 (MEMS : Microelectromechanical systems). Le module MPU6050 est une centrale inertielle utilisée pour mesurer l'évolution des objets spatiaux. Il mesure l'accélération linéaire et angulaire sur trois axes spatiaux. Ce composant peut être utilisé dans une variété d'applications, y compris les contrôleurs de jeux vidéo ou les téléphones intelligents. Il peut être utilisé pour affiner le contrôle du drone ou équilibrer le robot sur deux roues.

Le module MPU6050 se compose d'un capteur de température et de deux capteurs micromécaniques : un gyroscope qui mesure la rotation et un accéléromètre qui mesure l'accélération spatiale. Ces capteurs sont généralement constitués d'une partie mécanique et d'une partie piézoélectrique. Lorsqu'un objet est en mouvement, la partie mécanique se déplacera avec la partie piézoélectrique et la partie piézoélectrique enverra des signaux électriques [23].



MPU6050 Pinout

Figure III- 12: MPU6050.

Câblage :

Le module peut être alimenté directement via la broche 5 V de la carte Arduino. Le Module GY-521 utilise la communication I2C pour s'interfacer avec le microcontrôleur.

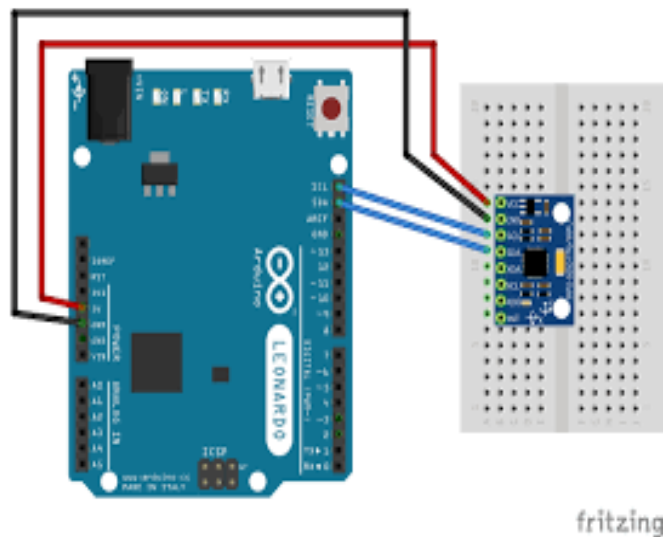


Figure III- 13: Câblage de MPU avec Arduino Uno

III.3. MONTAGE DU QUADRIROTOR

III.3.1. Montage des composants

Pour réaliser notre drone on a poursuivi le schéma ci-dessous :

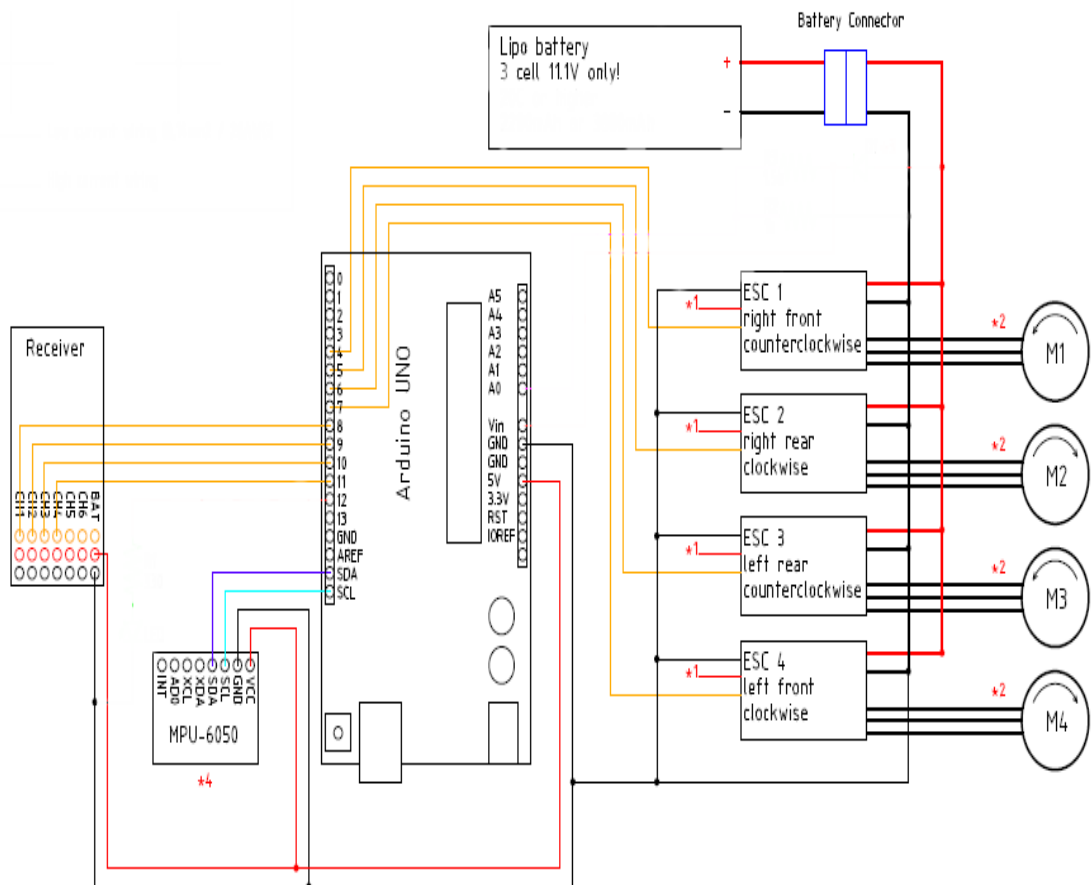


Figure III- 14: Montage général du drone

En suivant le schéma de la figure (III-15) on a réalisé le prototype suivant :



Figure III- 15: Prototype du drone

III.3.2. Configuration et Calibration

a) Calibrage de l'MPU

Pour tester le bon fonctionnement de L'MPU, le logiciel Arduino est utilisé en suivant les étapes suivantes :

- Le montage est réalisé en branchant MPU avec la carte Arduino Uno c'est-à-dire le VCC, GND, SCL et SDA. On connecte la carte avec l'ordinateur via un câble USB et on lance l'application Arduino.
- Après avoir écrit le programme et l'insérer dans le logiciel, on doit choisir le type de la carte et le port connexion (COM 3).
- On flashe le programme dans la carte Uno, et on lance le moniteur série.

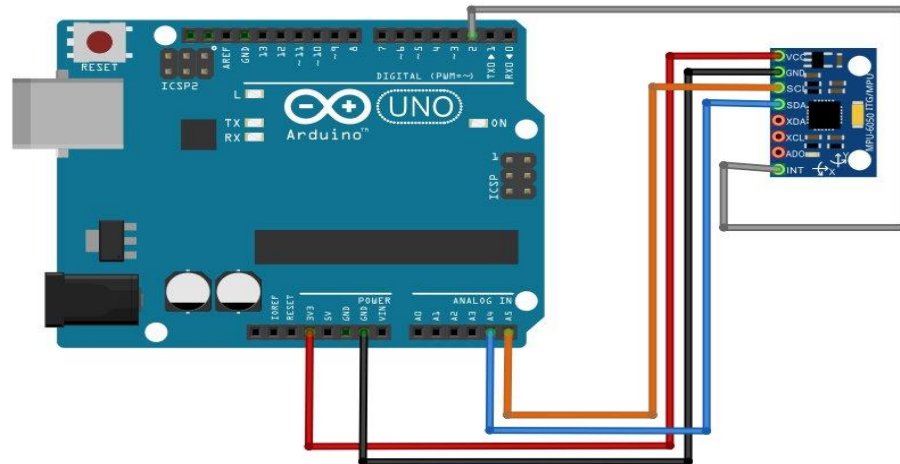


Figure III- 16: Brochage de L'MPU

Après avoir terminé toutes ces étapes, le moniteur série affichera les données de l'accéléromètre et le gyromètre. Lorsqu'on fait bouger le capteur, le changement des données, se fait immédiatement ce qui indique le bon fonctionnement de L'MPU [12].

```
Send any character to start sketch.
Send any character to start sketch.

MPU6050 Calibration Sketch

Your MPU6050 should be placed in horizontal position, with package letters facing up.
Don't touch it until you see a finish message.

MPU6050 connection successful

Reading sensors for first time...

Calculating offsets...
...
...
...
...
...
...
...

FINISHED!

Sensor readings with offsets:  -6      -6      16387   2       0       0
Your offsets:                -2116   389     860     4       6      -16

Data is printed as: accelX accelY accelZ giroX giroY giroZ
Check that your sensor readings are close to 0 0 16384 0 0 0
If calibration was succesful write down your offsets so you can set them in your projects using something similar to mpu.setXAccelOffset(youroffset)
```

Figure III- 17: Affichage des données de l'accéléromètre et le gyromètre.

b) Calibrage du ESC

On commence d'abord par uploader le sketch sur l'Arduino. Ensuite et sans que les ESC ne soient encore alimentés:

1. On connecte l'Arduino au PC grâce à son câble USB, on ouvre un terminal depuis Arduino Software et tape 1. Cela va faire entrer les ESC en mode de programmation.
2. C'est le moment d'alimenter les ESC. On doit entendre 3 bips "bip1 bip2 bip3" signifiant que l'alimentation est OK.
3. Après 2 secondes, on doit entendre "bip bip" signifiant que la position "plein gaz" (valeur 180) à bien été enregistrée par les ESC.
4. On tape maintenant 0 dans le terminal pour envoyer la commande "arrêt moteur" (valeur 0) aux ESC.
5. Plusieurs bips sont émis correspondant au nombre de cellules de la batterie (et donc à son voltage). Par exemple, 3 bips pour une LiPo 3S.
6. Un bip long est émis signifiant que la position "arrêt moteur" a bien été enregistrée par les ESC.
7. Les ESC sont maintenant calibrés. On tape 2 dans le terminal pour démarrer la fonction de test. Cette fonction va envoyer une commande de gaz partant de 0 pour progressivement arriver à 180.

On doit voir les moteurs commencer à tourner de plus en plus vite jusqu'à atteindre leur vitesse de rotation maximale [17].

III.4. TEST DE VOL

Après plusieurs essais on a obtenu les paramètres suivants pour le régulateur PID. Cependant, le drone reste un peu instable.

Paramètre	ϕ	θ	ψ
Kp	1	1	3
Ki	0.5	0.5	0.02
Kd	10	10	0

Tableau III- 2: Paramètres du régulateur PID

III.5. CONCLUSION

Dans ce chapitre nous avons présenté les différents composants utilisés dans la réalisation de notre drone quadrirotor. Ensuite, nous avons expliqué la manière de commande des quatre moteurs et la façon de calibrage des capteurs et contrôleurs de vitesse électronique. La stabilisation du drone a été assurée par l'implémentation d'une loi de type PID sur une carte Arduino Uno.

CONCLUSION GENERALE

Les drones quadrirotors ont connues une très grande popularité, durant ces dernières années. Par conséquent, ils ont attirés l'attention et sont devenus le sujet de recherche de plusieurs équipes et laboratoires. Ces drones ont un système complexe, non linéaire, multivariables, instable ce qui a fait de leur commande un grand défi.

L'objectif principal du travail présenté dans ce mémoire était l'étude de la stabilité d'un quadrirotor. Nous avons tout d'abord donné un aperçu général sur les drones, en particulier les quadrirotors. Par la suite, nous avons décrit les mouvements de base et le principe de fonctionnement du quadrirotor, donné son modèle dynamique par le formalisme de Newton-Euler et étudié une commande de type PID. Pour la partie pratique de ce mémoire, nous avons donné une description détaillée sur tous les composants nécessaires à la réalisation d'un drone quadrirotor et présenté le schéma de branchement. Les opérations d'assemblage des composants et de calibrage des capteurs et contrôleurs de vitesse électronique sont expliquées. La stabilisation du drone a été assurée en implémentant une loi de commande de type PID sur une carte Arduino Uno. Les coefficients du régulateur PID ont été calculés par une méthode expérimentale.

Comme perspectives à ce travail, il serait utile :

- D'ajouter des capteurs pour la prévention des obstacles.
- De remplacer la carte Arduino par Raspberry pi.
- D'ajouter un caméra et GPS.

REFERENCES

- [1] <https://internetofthingsagenda.techtarget.com/definition/drone>. Consulté le 25 avril 2021.
- [2] <https://wikimemoires.net/2021/02/drones-historique-differentes-categories/>. Consulté le 28 avril 2021.
- [3] https://www.onera.fr/sites/default/files/ressources_documentaires/cours-exposesconf/mieux-connaître-les-drones.pdf. Consulté le 29 avril 2021.
- [4] Boulanouar Khadidja et Chenna Radhia. "Dynamique et contrôle d'un drone (aile volante)". Mémoire de Master. Université de Saad Dahlab Blida. 2015/2016.
- [5] <https://htpratique.com/types-drones/>. Consulté le 2 mai 2021.
- [6] AMMARI Sara. "Simulation et commande d'un drone (Quadrirotor) en utilisant Simulink". Mémoire de Master. Université Larbi Ben M'hidi D'oum el Bouaghi. 2017.
- [7] Sedini Chahrazed et Cherigui Nasre-Eddine "Conception et commande d'un quadrirotor UAV à base d'Arduino". Mémoire de Master. Université Abou Bekr Belkaïd de Tlemcen. 2018/2019.
- [8] L. Laïb and D.E. Maamria, "Commande d'un Quadrirotor". Mémoire d'ingénieur. École Nationale Polytechnique, Alger. 2011.
- [9] A. Kadi. "Mécanique Rationnelle Cours et exercices résolus". (Pages 222-225). Université M'hamed Bougara, Boumerdès.
- [10] Boughrara Samira Kawther et Boutrigue Sarah "Synthèse de régulateur PID pour un quadrirotor et génération de carte en fonction de l'indice de végétation". Mémoire de Master. Université Abou Bekr Belkaid de Tlemcen. 2019/2020.
- [11] S. Bouabdallah. "Design and Control of Quadrirotors with Application to Autonomous Flying". Thèse de Doctorat. Ecole Polytechnique Fédérale de Lausanne, Suisse. 2007.
- [12] Mohammedi Feriel et Irbah Nouria "Conception d'un autopilote pour drone léger type quadrirotor". Mémoire de Master. Université Saad Dahleb de Blida 1. 2018/2019.
- [13] H.Khebbache. "Tolérance aux défauts via la méthode backstepping des systèmes non linéaires Application : Systeme UAV de type Quadrirotor". Mémoire de Magister. Université Ferhat Abbas de Setif. 2012
- [14] H. Bouadi, M. Bouchoucha, and M. Tadjine "Modelling and Stabilizing Control Laws Design Based on Sliding Mode for an UAV Type-Quadrirotor". Engineering Letters, London, England, Vol. 15, No. 2, pp. 15-24. 2007.

- [15] <https://rose.telecom-paristech.fr/2010/wp-content/uploads/2010/03/pid.pdf>. Consulté le 20 juin 2021.
- [16] Azouz Mustapha "Modélisation et commande d'un quadrirotor: Etude comparative de la commande floue et PID". Mémoire de Master. Université Mouloud Mammeri de Tizi-Ouzou. 2016.
- [17] <https://www.firediy.fr/article/asservissement-pid-drone-ch-8>. Consulté le 5 juin 2021. [18] http://www.afcadillac.net/_serveurs/drone/composition_dun_drone.html. Consulté le 20 juin 2021.
- [19] <https://www.electronique-mixte.fr/drone-arduino-controleur-de-vitesse-esc-du-moteurbrushless>. Consulté le 20 juin 2021.
- [20] <https://arduino.blaise-pascal.fr/controler-un-moteur-brushless/>. Consulté le 23 juin 2021.
- [21] https://www.beez2b.com/en/index.php?controller=attachment&id_attachment=116. Consulté le 25 juin 2021.
- [22] <https://www.mini-meca-rc.com/content/16-abc-du-lipo>. Consulté le 20 juin 2021.
- [23] <https://www.aranacorp.com/fr/utilisation-dun-module-mpu6050-avec-arduino/>. Consulté le 25 juin 2021.