

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique
Université 8 Mai 1945 – Guelma
Faculté des Sciences et de la Technologie
Département d'Electronique et Télécommunications



Mémoire de Fin d'Etudes
pour l'obtention du diplôme de Master Académique
Domaine : **Sciences et Technologie**
Filière : **Electronique**
Spécialité : **Instrumentation**

Etude et réalisation d'un drone quadrirotor

Présenté par :

Amrani Mohamed

Ounissi Nasreddine

Sous la direction de :

Dr. Boulsina Fayçal

Septembre 2020

Remerciement

En préambule à ce mémoire nous remercions ALLAH de nous avoir aidé et donné la patience et le courage d'accomplir ce modeste travail.

Nous tenons à exprimer nos sincères remerciements et notre profonde gratitude à notre encadreur le *Dr. BOULSINA FAYCAL*, pour sa disponibilité, ses conseils, ses encouragements, ses multiples interventions bénéfiques et pour son aide précieuse qui nous a permis d'aboutir à l'achèvement de ce travail.

Nos remerciements et nos respects vont également au chef de laboratoire électronique et télécommunication **BOUKHAROUBA SORAYA** pour avoir mis à notre disposition tous les moyens disponibles au niveau du laboratoire pour l'accomplissement de ce projet.

Nous remercions le président et les membres de jury de nous avoir honorés en acceptant de juger et d'évaluer notre travail.

Nous tenons à exprimer aussi notre profonde gratitude et notre plus grand respect au **HAMIDI IMED** pour leur précieuse aide.

Enfin, que tous ceux qui ont participé de près ou de loin à la réalisation de ce travail, en particulier l'ensemble de nos enseignants qui sont à l'origine de tout notre savoir, soient remerciés.

Dédicace

Je dédie ce modeste travail à :

Mon cher père et ma chère mère à qui je voue mon respect et tous mes vœux de bonheur, prospérité et de bonne santé.

Mes chers frères : khaled et houssam

Mes chères sœurs : zineb et selma

Mes chères grands mères : ghida et rebiha

Mon binôme ounissi nasredinne et sa famille

Mes amis : yahia , frisks , nidhal , weal , haithem, nedjmadinne , oussama , aziz.....

Je dédie ce travail à mon grand-père, qui nous a quittés de la vie ce mois-ci, et je demande à Dieu d'avoir pitié de lui et d'habiter au paradis

et à toute la promo 2019-2020.

AMRANI .M

Résumé

Les drones sont des aéronefs sans pilote capables de faire des missions d'une façon plus ou moins autonome et automatique. Le travail présenté dans ce mémoire avait comme objectif l'étude et la réalisation d'un drone quadrirotor. Notre drone est réalisé à l'aide de 4 moteurs BLDC. Ces moteurs sont commandés depuis un contrôleur de vol à base d'Arduino à travers des contrôleurs de vitesse électronique (ESC), l'ensemble est alimenté par une batterie et piloté par une radiocommande. La stabilisation du drone a été assurée en implémentant une loi de commande de type PID.

Mots-clés : Drone quadrirotor, Arduino, moteur BLDC, contrôleurs de vitesse électronique (ESC), PID.

Abstract:

Drones are unmanned aircraft capable of performing missions in a more or less autonomous and automatic manner. The objective of the work presented here is to study and produce a quadrirotor drone. Our drone is made by using 4 BLDC motors. These motors are controlled by flight controller based on Arduino through electronic speed controllers (ESC). This device is powered by a battery and piloted by a radio remote control. The stabilization of the drone is ensured by implementing PID control law.

Keywords:

Quadrirotor drone, Arduino, BLDC motor, electronic speed controllers (ESC), PID.

ملخص:

الطائرات بدون طيار هي طائرات قادرة على أداء مهامها بطريقة مستقلة وتلقائية إلى حد ما. الهدف من العمل المقدم في هذه الأطروحة هو دراسة وإنتاج طائرة بدون طيار كوادري روتر. تم تصنيع طائراتنا باستخدام 4 محركات BLDC. يتم التحكم في هذه المحركات من وحدة التحكم في الطيران القائمة على اردوينو من خلال وحدات التحكم في السرعة الإلكترونية ESC ، ويتم تشغيل الكل بواسطة بطارية ويتم التحكم فيه بواسطة جهاز تحكم لاسلكي. تم ضمان استقرار الطائرة بدون طيار من خلال تطبيق قانون التحكم PID

SOMMAIRE

SOMMAIRE

INTRODUCTION GENERALE	1
-----------------------	---

Chapitre 1: Généralités sur les drones

1. INTRODUCTION	3
2. DEFINITION D'UN DRONE	3
3. QUELQUES CONFIGURATIONS DES DRONES	3
3.1. Classification selon la taille	4
3.2. Classification selon le mode de propulsion	5
4. QUADRIROTOR	8
4.1. Description	8
4.2. Historique	9
4.3. Avantages du quadrirotor	11
4.4. Applications	11
5. CONCLUSION	12

Chapitre 2: Modélisation du drone quadrirotor

1. INTRODUCTION	14
2. FONCTIONNEMENT DU QUADRIROTOR	14
3. MOUVEMENTS DU QUADRIROTOR	15
3.1. Mouvement vertical	15
3.2. Mouvement de roulis	15
3.3. Mouvement de tangage	16
3.4. Mouvement de lacet	17
3.5. Mouvement de translation	17
4. MECANIQUE DU VOL DU QUADRIROTOR	18
4.1. Équations de mouvement de translation	22
4.2. Équations de mouvement de rotation	22
4.3. Dynamique des rotors	23
4.4. Représentation d'état du système	24
5. COMMANDE PID	26
6. CONCLUSION	28

Chapitre 3: Réalisation Et Pratique

1. INTRODUCTION	29
2. Matériels Utilisés	29
2.1. Châssis	29
2.2. Moteurs Brushless	31
2.3. Contrôleur de vitesse électronique (ESC)	32
2.4. Hélices	33
2.5. Contrôleur De Vol (ARDUINO)	34
2.6. Capteur (Gyroscope Et Accéléromètre)	36
2.7. Radio-Commande	37
2.8. Batterie	39
2.9. Composant Supplémentaire	40
3. LOGICIEL UTILISE	41
3.1. Arduino IDE	41
4. MONTAGE DU QUADRIROTOR	42
4.1 Montage du Composant	42
4.2 Configuration et Calibration	45
4.3 Implémentation d'un Correcteur PID sur la carte Arduino	46
5. TEST de Vol	47
6. CONCLUSION	48
CONCLUSION GENERALE	50
REFERENCES	52

Liste des figures

Figure (1-1) : Micro-drone (black widow)	3
Figure (1-2) : Mini drone (Bai AeroSystems, DO-MAV (EADS-Dornier)	3
Figure (1-3) : Drone avec ailes fixe	4
Figure (1-4) : Libellule artificielle	5
Figure (1-5) : Avion 3D	6
Figure (1-6) : (a) L'hélicoptère Yamaha air max, (b) Hovereye de bertrin technologieet (c) Auryon	6
Figure (1-7) : (a) Trirotor (b)Vectron et (c) Hélicoptère auto stable.	7
Figure (1-8): Drone multirotors	7
Figure (1-11) : Quad-coptère de Bothezat	8
Figure (1-10) : Gyroplane Breguet-Richet	9
Figure (1-12) : Appareille n°2d'Oehmichen	9
Figure (1-13) : Prototype volant du Parrot AR.Drone (à gauche).Décollage de Parrot AR.Drone 2.0, Nevada, 2012 (à droite)	10
Figure (2-1) : Structure générale du quadrirotor	12
Figure (2-2) : Mouvement vertical	13
Figure (2-3) : Mouvement de roulis	14
Figure (2-4) : Mouvement de tangage	14
Figure (2-5) : Mouvement de lacet	15
Figure (2-6) : Mouvement de translation	16
Figure (2-7) : Définition des repères pour le quadrirotor	17
Figure (2-8) : Angles d'Euler	18
Figure (2-9) : Architecture parallèle d'un correcteur PID	25
Figure (3-1) : prototype de châssis en bois	26
Figure (3-2) : Châssis DJI F450	27
Figure (3-3) : Moteur Brushless	28
Figure (3-4) : ECS FLYCOLOR 30A	29
Figure (3-5) : Hélices 1045	30
Figure (3-6) : Carte Arduino Uno	32
Figure (3-7) : Capteur MPU 6050	33
Figure (3-8): Radio-commande T8FB	34
Figure (3-9) : Batterie	35

Figure (3-10) : LED et Résistances	36
Figure (3-11) : Diode	36
Figure (3-12) : L'environnement de développement (IDE) Arduino	37
Figure (3-13) : Montage du moteur avec le châssis	38
Figure (3-14) : Montage du moteur avec ESC	38
Figure (3-15) : Circuit électronique du drone.	39
Figure (3-16) : Prototype du drone	40
Figure (3-17) : Partie du PID programme	43

Liste des tableaux

Tableau (3-1) : Paramètre du MPU-6050	33
Tableau (3-2) : tableaux des gains PID	43

INTRODUCTION GENERALE

INTRODUCTION GENERALE

Les drones ou U.A.V (Unmanned aerial Vehicle) sont des aéronefs sans pilote capables de faire des missions d'une façon plus ou moins autonome et automatique. Depuis quelques années, le développement des drones ne cesse de croître grâce aux remarquables progrès dans le domaine des systèmes embarqués tel que la miniaturisation des capteurs, des actionneurs et l'évolution des calculateurs numériques.

Parmi les drones, le quadrirotor se détache comme étant l'un des systèmes les plus prometteurs de par la diversité des applications pour lequel il peut être utilisé. Parmi ces applications nous pouvons citer : les missions de surveillance et d'observation, prises de vue aériennes, la poursuite, l'espionnage, contrôle de l'état d'un édifice difficilement accessible ou même le transport de marchandise.

L'objectif de ce mémoire est l'étude et la réalisation d'un drone quadrirotor piloté via une radiocommande. Il est structuré comme suit :

Le premier chapitre donne des généralités sur les drones, et en particulier les drones quadrirotors.

Le deuxième chapitre est consacré à *la* modélisation du quadrirotor.

Le troisième chapitre est consacré à la réalisation d'un drone quadrirotor à base d'Arduino.

Chapitre 1

Généralités sur les drones

1.1.INTRODUCTION

Les drones ou encore U.A.V (UnmannedAerialVehicle : Véhicule aérien sans pilote) sont des aéronefs sans pilote capables de faire des missions d'une façon plus ou moins autonome et automatique. Ils ont été conçus au début pour des missions purement militaires. Ils sont utilisés ensuite dans beaucoup d'applications civiles, telles que la photographie, l'exploration des endroits, la prospection et les missions de sauvetage.

Ce premier chapitre donne des généralités sur les drones. Il présente la définition d'un drone, quelques configurations des drones, ainsi que le drone quadrirotor.

1.2.DEFINITION D'UN DRONE

Un drone est un aéronef sans pilote humain à bord qui utilise les forces aérodynamiques pour produire un vol vertical. Il peut être piloté à distance, autonome ou semi autonome [1]. 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 à d'abord été connue dans les applications militaires, comme la surveillance et la reconnaissance et comme plateforme de désignation de cible ou comme arme. Puis, plusieurs applications civiles sont devenues concurrentes, notamment dans l'observation des phénomènes naturels (Avalanches, volcans...), la pulvérisation des pesticides sur les surfaces agricoles, la surveillance de l'environnement (exemple : mesures de la pollution) et des réseaux routiers, la maintenance des infrastructures...etc [2].

Aujourd'hui, plusieurs modèles des drones sont disponibles suivant leurs domaines d'application et la mission accordée. Parmi ces modèles, il y a les drones à ailes fixes, les drones à ailes battantes et les aéronefs à décollage et atterrissage vertical (à voilures tournantes) 'VTOL': Vertical Take off and Landing.

1.3.QUELQUES CONFIGURATIONS DES DRONES

Il n'existe pas une seule façon de classer les drones, car ils peuvent être répartis selon plusieurs critères : autonomie, portée, altitude, mission, systèmes de contrôles, dimension, mode de propulsion, etc.... Les australiens, par exemple, les classent selon leurs masses, lourdes ou légères, et les américains les classent selon leurs tailles [3].

1.3.1. Classification selon la taille

- **Micro-drones**

Les micro-drones ne signifient pas qu'ils ont une taille micrométrique, mais ce sont des drones ayant des tailles variant du centimètre à quelques dizaines de centimètres (Figure 1-1). Ils se caractérisent par une faible charge et dégradation de performances de vol en présence du vent.



Figure (1-1): Micro-drone (black widow).

- **Mini-drones**

Ce sont des drones légers et de petite taille, leur poids est de quelques kilogrammes et d'envergure allant jusqu'à 1, 2 mètres (Figure 1-2).

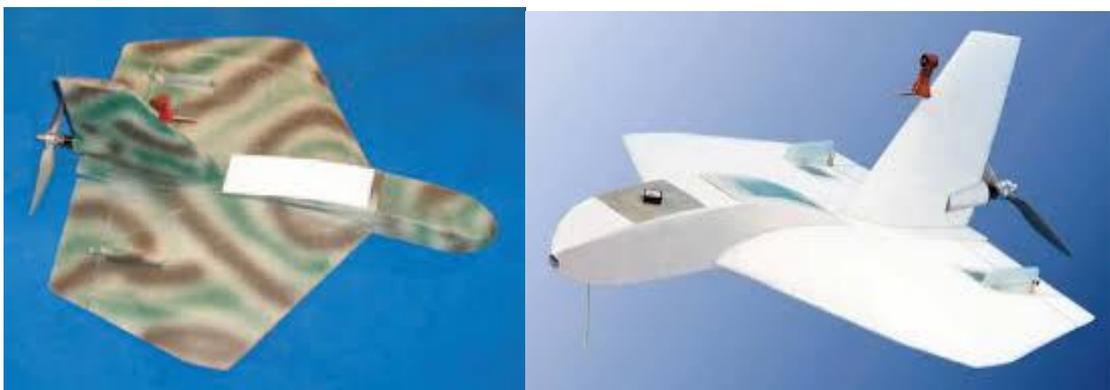


Figure (1-2) : Mini drone (Bai AeroSystems, DO-MAV (EADS-Dornier)).

- **Male (Medium Altitude Long Endurance)**

Ce sont des drones volants à moyenne altitude et de grande autonomie. Ils peuvent embarquer des armes, et de ce fait leur taille est comparable aux avions traditionnels.

- **Hale (High Altitude Long Endurance)**

Ce sont des drones volants à haute altitude et de grande autonomie et envergure. Ils sont très utilisés dans le domaine de communication.

1.3.2. Classification selon le mode de propulsion

- **Voilures fixes**

Ces drones utilisent des ailes fixes dans leur mode de déplacement (Figure 1-3).



Figure (1-3) : Drone avec ailes fixe.

- **Ailes battantes**

Les ailes battantes constituent un système de propulsion alternatif pour les mini et micro aéronefs. Les battements d'ailes reproduisent le vol des oiseaux ou des insectes de plus en plus fidèlement (Figure 1-4). [3].



Figure (1-4) : Libellule artificielle.

- **Voilures tournantes VTOL**

Ces drones font un décollage et atterrissage vertical. Ils ont plusieurs avantages par rapport aux aéronefs à ailes fixes. Ils sont capables d'effectuer un vol stationnaire à basse vitesse et à faible altitude, ce qui est très utile dans les applications de surveillance et de poursuite et permet de fournir des informations détaillées sur les secteurs surveillés. De même, la possibilité du décollage et l'atterrissage vertical de ces drones permet leur utilisation dans n'importe quel terrain, à l'opposition des aéronefs à ailes fixes, qui nécessitent des pistes préparées pour leur décollage et leur atterrissage. En plus, ils peuvent effectuer des mouvements dans n'importe quelle direction dans leur plan latéral [3]. Il existe plusieurs configurations pour les VTOL.

- a) **Monorotors**

Les drones monorotors sont caractérisés par l'utilisation d'un seul rotor comme actionneur principal. Dans cette catégorie on trouve l'avion appelé 3D (Figure 1-5). Ces avions ont un moteur puissant qui permet un décollage vertical et des ailerons d'une grande surface pour assurer la maniabilité de l'appareil. Les monorotors se développent de plus en plus car ils offrent l'avantage de pouvoir voler comme un avion normal, ce qui donne la possibilité de se déplacer rapidement de manière très économique en termes d'énergie [3]

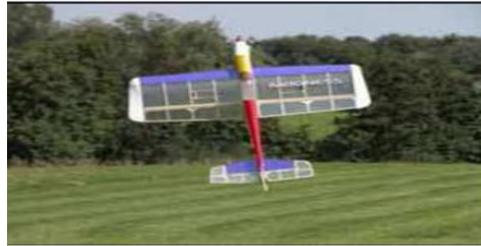


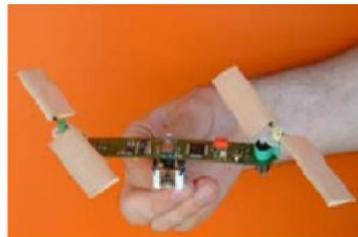
Figure (1-5) : Avion 3D.

b) Birotors

Il existe plusieurs types de configurations à deux rotors tels que l'hélicoptère classique composé d'un rotor principal et d'un rotor en queue (Figure 1-6 (a)). Il existe aussi les appareils possédant deux rotors sur le même axe tournant dans des sens opposés comme l'Hover-Eye réalisé et commercialisé par Bertrin technologie (Figure 1-6 (b)), et le drone d'une mécanique birotor coaxial contrarotatif à pas variable développé par l'équipe AURYON (Figure 1-6 (c)) [3].



(a)



(b)



(c)

Figure (1-6) : (a) L'hélicoptère Yamaha air max, (b) Hovereye de bertrin technologie et (c) Auryon.

c) Trirotors

Il existe trois catégories de drones à trois rotors à savoir, le trirotor, le vectron et l'hélicoptère auto-stable.

Le tri-rotor est constitué de deux rotors à l'avant qui tournent dans des sens opposés et un rotor à l'arrière avec orientation réglable. Le fonctionnement est similaire à celui d'un quadrirotor mais la performance en vol n'est pas aussi satisfaisante (Figure 1-7(a)).

Le vectron est constitué de trois rotors qui tournent dans le même sens et qui fait ainsi tourner l'appareil dans le sens contraire. Il possède des moteurs à vitesses variables très précises de manière à obtenir des couples de tangage et de roulis (Figure 1-7(b)).

L'hélicoptère auto-stable appelé « blade-runner » est constitué de deux rotors à pas fixe montés sur le même axe et tournant dans des sens opposés (Figure 1-7(c)). Le tangage est obtenu grâce au rotor situé sur la queue de l'appareil. Cet appareil peut être utilisé uniquement en intérieur [3].

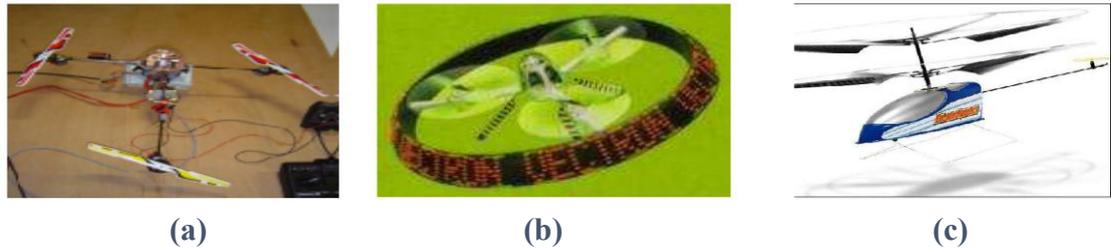


Figure (1-7) : (a) Trirotor (b) Vectron et (c) Hélicoptère auto stable.

d) Multirotors :

Ce type de véhicules aériens se compose de plusieurs rotors avec un sens de rotation inversé deux à deux pour compenser le couple de réaction, le changement des vitesses des moteurs convenablement assure le déplacement du véhicule.



Figure (1-8) : Drone Multirotors

1.4. QUADRIROTOR

1.4.1 Description

Un quadrirotor est un drone à voilure tournante composé de quatre rotors. Il est constitué de quatre pales à pas fixe accouplées à des moteurs à courant continu.

Les quadrirotors utilisent deux paires d'hélices à pas fixe identiques, deux dans le sens des aiguilles d'une montre (CW) et deux dans le sens inverse (CCW). Pour diriger l'appareil, les rotors tournant dans le même sens doivent être placés l'un en face de l'autre (figure 1-9).

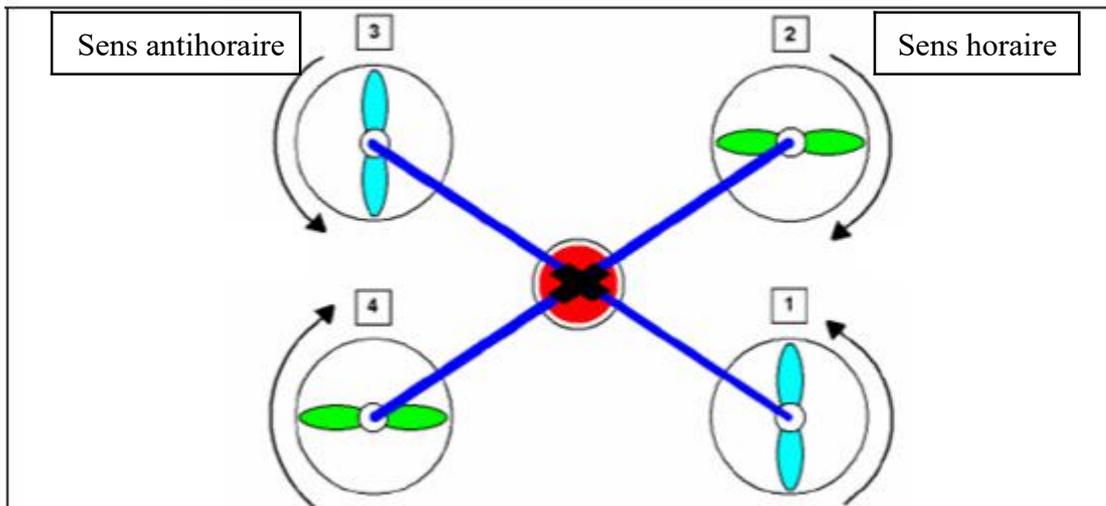


Figure (1-9) : Sens de rotation des rotors

1.4.2. Historique

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



Figure (1-10) : Gyroplane Breguet-Richet.

En janvier 1921, George de Bothezat, l'Américain d'origine russe, est la première personne qui a réussi à faire voler un quadrirotor. En décembre 1922, il exécute avec succès un

vol de 1 min 42 s à 1,8 m du sol. Le 19 janvier 1923, l'appareil emporte deux personnes à 1,2 m du sol.[4]

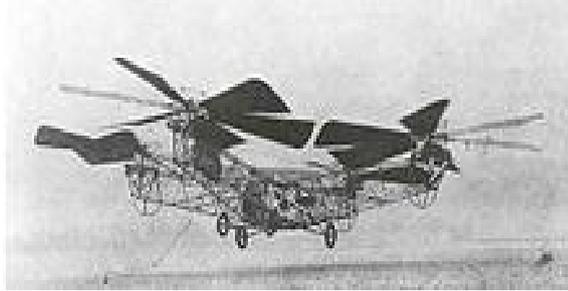


Figure (1-11) : Quad-coptère de Bothezat.

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

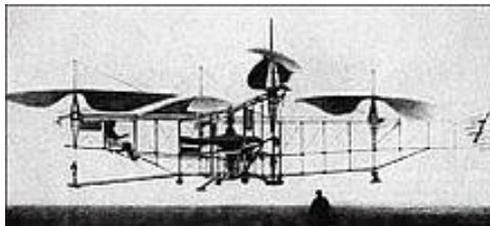


Figure (1-12) : Appareille n°2 d'Oehmichen.

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

Aujourd'hui, les recherches sur les quadrirotors se poursuivent. Certains programmes actuels incluent :

concept Bell Boeing Quad TiltRotor de Bell va plus loin dans le concept du quadricoptère fixe en le combinant avec le concept du rotor pendulaire pour un transport militaire de taille C-130 proposé.

AeroQuad et ArduCopter sont des projets de logiciel et de matériel open-source basés sur Arduino pour la construction de quadricoptères.

Parrot AR.Drone est un petit quadricoptère radiocommandé, équipé de caméras, construit par Parrot SA, conçu pour être contrôlé par un smartphone ou une tablette.



Figure (1-13) : Prototype volant du Parrot AR.Drone (à gauche). Décollage de Parrot AR.Drone 2.0, Nevada, 2012 (à droite) [4].

1.4.3. Avantages du quadrirotor

Le quadrirotor offre de réels avantages par rapport à d'autres configurations :

- Taille réduite et manœuvrabilité permettent de se déplacer dans des environnements fermés ou ouverts en évitant les obstacles.
- Simplicité de la mécanique ce qui facilite la maintenance.
- 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.
- Commandé en variant seulement la vitesse de rotation des quatre moteurs.
- Capacité de portance à cause de la présence de quatre rotors au lieu d'un.
- Dynamique plus faible que celle de l'hélicoptère ce qui ne nécessite pas un temps de réaction rapide.
- Quatre petits rotors remplacent le grand rotor de l'hélicoptère ce qui réduit énormément l'énergie cinétique stockée et minimise les dégâts en cas d'accidents.

1.4.4. Applications

Recherche : Les quadrirotors sont très utiles pour tester et évaluer de nouvelles idées dans différents domaines.

Militaire et maintien de l'ordre : Les quadrirotors sont utilisés pour les missions de surveillance et de reconnaissance par les forces armées et les forces de l'ordre, ainsi que pour les missions de recherche et de sauvetage dans les endroits urbains.

Photographie : Les quadrirotors sont favorisés à cet emploi à cause de leur nature autonome et de leurs économies considérables.

Journalisme : Les drones quadrirotors sont utilisés par les médias afin de rapporter et de vérifier des informations sur des événements tels que les inondations, les manifestations et les guerres.

Livraison: Les drones quadrirotors sont employés pour acheminer des colis à leur destinataire .

1.5. CONCLUSION

Dans ce chapitre, nous avons donné des généralités sur les drones. Nous avons présenté quelques configurations des drones. Nous avons décrit également le drone quadrirotor, le type qui nous intéresse dans ce travail. Le chapitre suivant sera consacré à la modélisation du quadrirotor.

Chapitre2

Modélisation du drone quadrirotor

2.1. INTRODUCTION

Le contrôle d'un système nécessite en premier lieu l'établissement de son modèle mathématique. Ce dernier doit être le plus fidèle possible à la dynamique du système à commander. Le système que l'on cherche à commander ici est un drone quadrirotor.. Il est classé parmi les systèmes complexes vu le nombre d'effets physiques qui l'affectent. Dans ce chapitre, nous nous intéressons à la modélisation des drones quadrateurs.

2.2. FONCTIONNEMENT DU QUADRIROTOR

Le quadrirotor comporte quatre (04) rotors définis dans l'espace par six (06) Degrés De Liberté (DDL), trois mouvements de rotation et trois mouvements de translation . Les quatre rotors sont généralement placés aux extrémités d'une croix, et l'électronique de commande est habituellement placée au centre de la croix. Les hélices opposées tournent dans un sens, et les deux autres tournent dans le sens inverse afin d'éviter à l'appareil de tourner sur lui-même [7]. Le quadrirotor est un système sous actionné (le nombre des actionneurs est inférieur au nombre des DDL à pouvoir réaliser) et son fonctionnement est assez particulier. En faisant varier astucieusement les vitesses de rotation des moteurs, il est possible de le faire monter/descendre, de l'incliner à gauche/droite (roulis) ou en avant/arrière (tangage) ou encore de le faire pivoter sur lui-même (lacet) [8]



Figure (2-1) : Structure générale du quadrirotor

2.3. MOUVEMENTS DU QUADRIROTOR

Les mouvements de base du quadrirotor sont réalisés en variant la vitesse de chaque rotor changeant ainsi la poussée produite. Ces mouvements sont couplés, ce qui signifie que le quadrirotor ne peut pas faire de translation sans réaliser un mouvement de roulis (ϕ) ou de tangage(θ). Le quadrirotor a cinq mouvements principaux : Mouvement vertical, mouvement de roulis, mouvement de tangage, mouvement de lacet et mouvement de translation.

✓ **Mouvement vertical**

Le mouvement vertical correspond tout simplement à la montée/descente du quadrirotor. La montée est obtenue en augmentant à valeur égale la vitesse des quatre moteurs ce qui a pour effet d'annuler les couples de rotation générés. La descente, s'obtient par la réduction de la vitesse des moteurs.

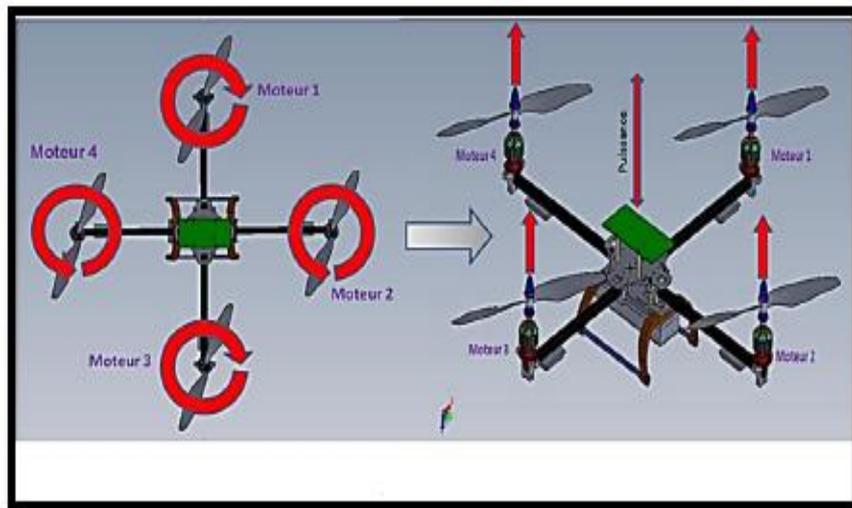


Figure (2-2): Mouvement vertical

✓ **Mouvement de roulis**

Pour obtenir un mouvement de roulis, on applique un couple autour de l'axe, c'est-à-dire une différence de poussée entre le rotor (02) et le rotor (04). Ce mouvement (rotation autour de l'axe x) est couplé avec un mouvement de translation selon l'axe y .

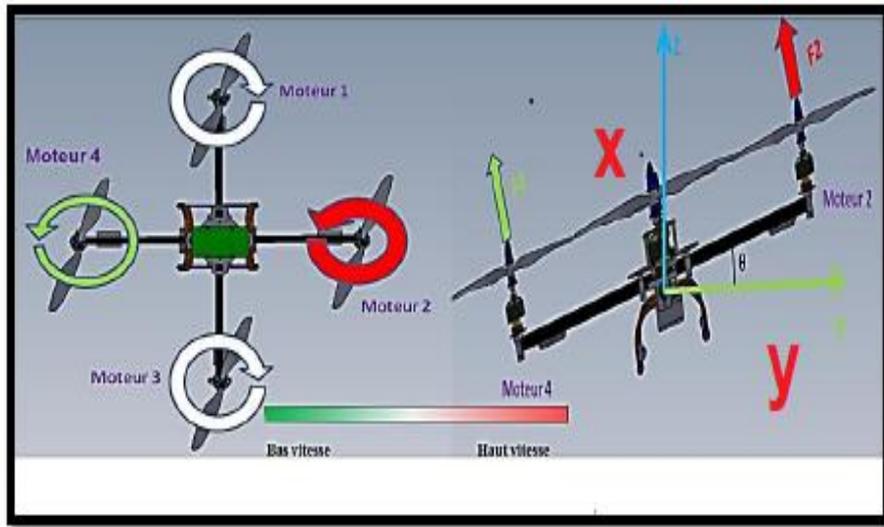


Figure (2-3): Mouvement de roulis.

✓ **Mouvement de tangage**

De la même façon en appliquant un couple autour de l'axe y, donc une différence de poussée entre le rotor (01) et le rotor (03) on obtient un mouvement de tangage. Ce dernier est couplé avec un mouvement de translation selon l'axe x.

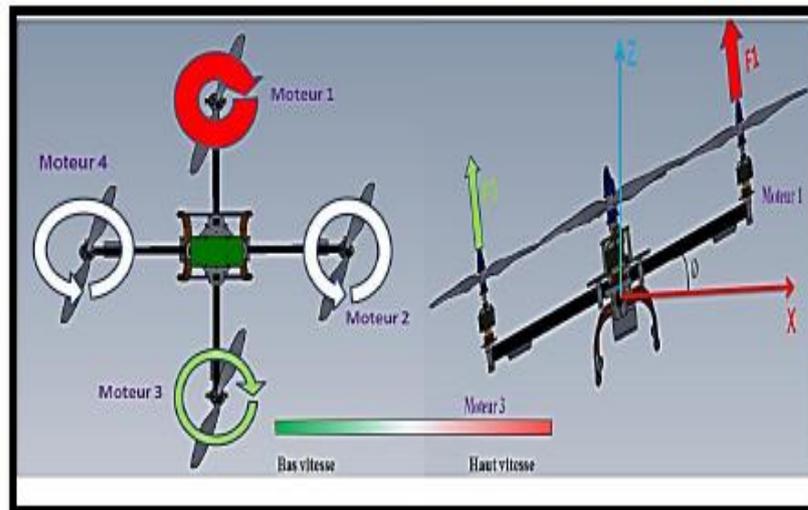


Figure (2-4): Mouvement de tangage

✓ Mouvement de lacet

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

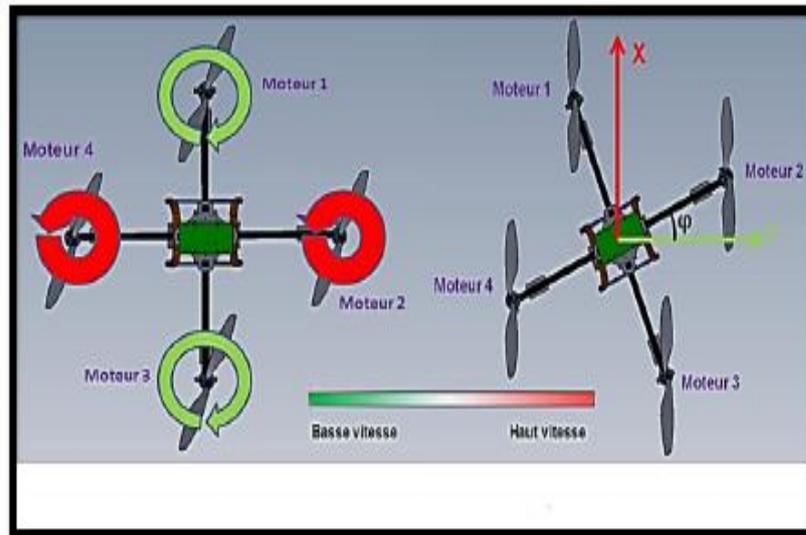


Figure (2-5): Mouvement de lacet

✓ Mouvement de translation

Pour obtenir un mouvement de translation selon l'axe (X) ou (Y), il suffit de réaliser un roulis ou un tangage, en effet ces mouvements dépendent directement de la dynamique d'attitude.

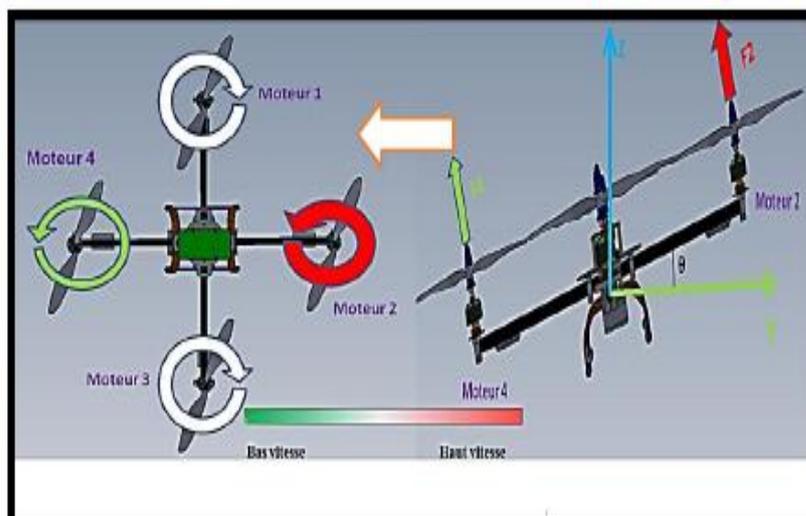


Figure (2-6): Mouvement de translation

2.4. MECANIQUE DU VOL DU QUADRIROTOR

La modélisation des structures volantes est une tâche délicate puisque la dynamique de ces dernières est généralement fortement non linéaire et couplée. Afin de pouvoir comprendre au mieux le modèle dynamique développé dans [7], voici les différentes hypothèses de travail :

- La structure du quadrirotor est supposée rigide et symétrique, ce qui induit une matrice d'inertie diagonale,
- Les hélices sont supposées rigides dans l'objectif de négliger l'effet de leur déformation lors de la rotation,
- Le centre de masse et l'origine du repère lié à la structure coïncident,
- Les forces de portance et de traînée sont proportionnelles aux carrés de la vitesse de rotation des rotors.

Pour évaluer le modèle mathématique du quadrirotor, on utilise deux repères, le repère terrestre local supposé inertiel $\{R_E\}$ et le repère lié à la structure $\{R_B\}$ (Figure (2-7)). Le passage entre le repère lié à la structure et le repère terrestre local supposé inertiel est donné par une matrice dite matrice de transformation homogène R (décrit l'orientation de l'objet mobile).

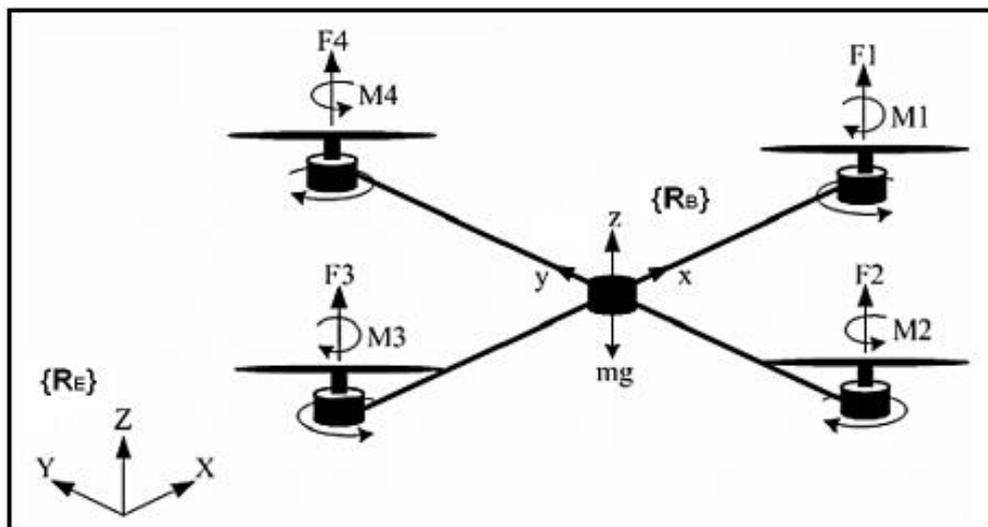


Figure (2-7) : Définition des repères pour le quadrirotor

Sous ces hypothèses, il est possible de décrire la dynamique du fuselage comme celle d'un corps rigide dans l'espace à laquelle viennent s'ajouter les forces aérodynamiques provoquées par la rotation des rotors, en utilisant le formalisme de Newton-Euler, les équations de la dynamique s'écrivent sous la forme suivante [9] :

$$\begin{cases} \dot{\xi} = v \\ m\ddot{\xi} = F_f + F_t + F_g \\ \dot{R} = R S(\Omega) \\ J\dot{\Omega} = -\Omega \wedge J\Omega + M_f - M_a - M_g \end{cases} \quad (\text{II-1})$$

Avec :

ξ : le vecteur de position du centre de gravité du quadrirotor.

m : la masse totale du quadrirotor.

Ω : la vitesse angulaire exprimée dans le repère lié au quadrirotor.

R : la matrice de transformation homogène.

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

F_f : est la force totale générée par les quatre rotors

F_t : la force de traînée selon les axes (x, y, z)

F_g : force de gravité,

$$J = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (\text{II-2})$$

La formule de la matrice de transformation homogène est exprimée comme suit :

$$R = Rot_z(\psi) \times Rot_y(\theta) \times Rot_x(\phi) = \begin{bmatrix} c\psi & -s\psi & 0 \\ s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\theta & 0 & c\theta \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi & c\phi \end{bmatrix} \quad (\text{II-3})$$

$$R = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & s\phi s\theta c\psi - s\psi c\phi & c\phi s\theta c\psi + s\psi s\phi \\ s\psi c\theta & s\phi s\theta s\psi + s\psi c\phi & c\phi s\theta s\psi - c\psi s\phi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (\text{II-4})$$

Où c et s représentent les fonctions trigonométriques Cos et Sin respectivement

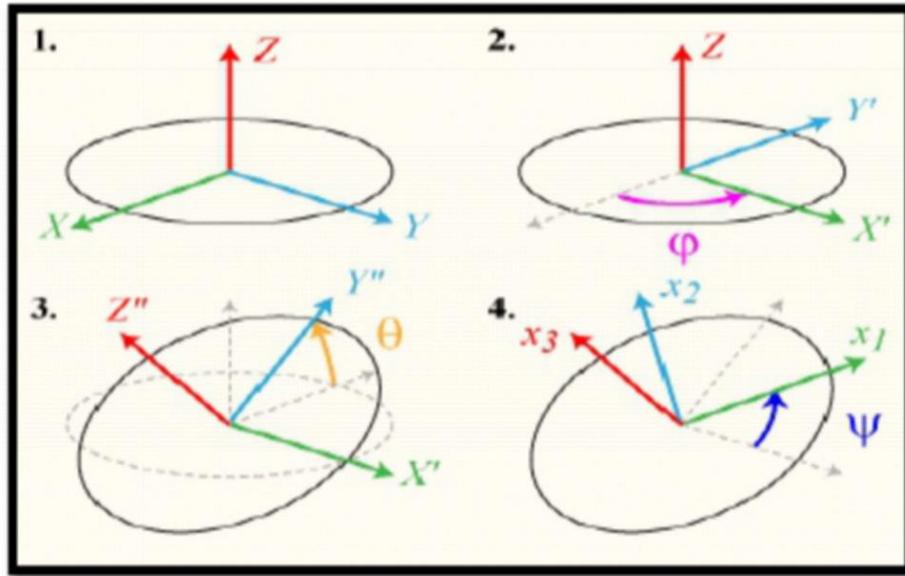


Figure (2-8) : Angles d'Euler

Dans le repère terrestre $\{R_E\}$, le mouvement de rotation du quadrirotor est décrit par les variables $(\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi})$. Cependant, dans le repère lié au solide $\{R_B\}$, la vitesse de rotation est décrite par les ratios de roulis, tangage et lacet (p, q, r) , respectivement. La relation entre ces deux ensembles de variables peut être montrée comme suit :

$$\Omega = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + (\phi) \cdot 1 \times \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + ((\theta) \times + \text{Rot}_x(\phi)) \cdot 1 \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (\text{II-5})$$

d'où :

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \sin \theta \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (\text{II-6})$$

et inversement :

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\sin \theta} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (\text{II-7})$$

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

$$F_f = R \times \begin{bmatrix} 0 & 0 & \sum_{i=1}^4 F_i \end{bmatrix} \quad (\text{II-8})$$

avec :

$$F_i = C_p \cdot \omega_i^2 \quad (\text{II-9})$$

Où C_p désigne le coefficient de portance et ω_i la vitesse du rotor i .

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

$$F_t = \begin{bmatrix} -K_{ftx} & 0 & 0 \\ 0 & -K_{fty} & 0 \\ 0 & 0 & -K_{ftz} \end{bmatrix} \dot{\xi} \quad (\text{II-10})$$

K_{ftx} , K_{fty} , K_{ftz} sont les coefficients de traînée de translation.

F_g : force de gravité, elle est donnée par :

$$F_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (\text{II-11})$$

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

$$M_f = \begin{bmatrix} d(F_3 - F_1) \\ d(F_4 - F_2) \\ C_d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (\text{II-12})$$

Où C_d est le coefficient de traînée et d la distance entre le centre de masse du quadrirotor et l'axe de rotation du rotor.

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

$$M_a = \begin{bmatrix} K_{fax} & 0 & 0 \\ 0 & K_{fay} & 0 \\ 0 & 0 & K_{faz} \end{bmatrix} \quad (\text{II-13})$$

K_{fax} , K_{fay} , K_{faz} sont les coefficients des frottements aérodynamiques. M_g : représente l'ensemble des couples dus aux effets gyroscopiques.

$$M_g = \sum_{i=1}^4 \Omega \wedge J_r \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ (-1)^{i+1} \omega_i \end{bmatrix} \quad (\text{II-14})$$

Où J_r représente l'inertie des rotors et ω_i la vitesse du rotor i

✓ Équations de mouvement de translation

On a:

$$m\ddot{\xi} = F_f + F_t + F_g \quad (\text{II-15})$$

En remplaçant chaque force par sa formule, on obtient alors les équations différentielles qui définissent le mouvement de translation :

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{1}{m} (c\phi s\theta c\psi + s\psi s\phi) (\sum_{i=1}^4 F_i) - \frac{K_{ftx}\dot{x}}{m} \\ \ddot{y} = \frac{1}{m} (c\phi s\theta s\psi - c\psi s\phi) (\sum_{i=1}^4 F_i) - \frac{K_{fty}\dot{y}}{m} \\ \ddot{z} = \frac{1}{m} (c\phi c\theta) (\sum_{i=1}^4 F_i) - \frac{K_{ftz}\dot{z}}{m} \end{cases} \quad (\text{II-16})$$

✓ Équations de mouvement de rotation

On a :

$$J\dot{\Omega} = -\Omega \wedge J\Omega + M_f - M_a - M_g \quad (\text{II-17})$$

En remplaçant chaque moment par sa formule, on obtient alors les équations différentielles définissant le mouvement de rotation :

$$\begin{cases} \dot{p} = \frac{1}{I_x} [qr(I_y - I_z) + dCp(\omega_3^2 - \omega_1^2) - K_{fax}p^2 - J_r\bar{\Omega}q \\ \dot{q} = \frac{1}{I_y} [pr(I_z - I_x) + dCp(\omega_4^2 - \omega_2^2) - K_{fay}q^2 - J_r\bar{\Omega}p \\ \dot{r} = \frac{1}{I_z} [pq(I_x - I_y) + Cd(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) - K_{faz}r^2 \end{cases} \quad (\text{II-18})$$

avec :

$$\bar{\Omega} = \omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4 \quad (\text{II-19})$$

Suite aux systèmes d'équations développées dans (II.16), (II.7) et (II.18), on aboutit à ce modèle de simulation qui représente au mieux la dynamique réelle du quadrirotor :

$$\begin{aligned} \dot{p} &= \frac{1}{I_x} [qr(I_y - I_z) + dU_\phi - K_{fax}p^2 - J_r\bar{\Omega}q \\ \dot{q} &= \frac{1}{I_y} [pr(I_z - I_x) + dU_\theta - K_{fay}q^2 - J_r\bar{\Omega}p \\ \dot{r} &= \frac{1}{I_z} [pq(I_x - I_y) + U_\psi - K_{faz}r^2 \\ \dot{\phi} &= p + tg \theta (qs\phi + rc\phi) \\ \dot{\theta} &= qc\phi - rs\phi \\ \dot{\psi} &= \frac{1}{c\phi} (qs\phi + rs\phi) \\ \ddot{x} &= \frac{1}{m} (c\phi s\theta c\psi + s\psi s\phi) U_1 - \frac{K_{ftx}\dot{x}}{m} \\ \ddot{y} &= \frac{1}{m} (c\phi s\theta s\psi - c\psi s\phi) U_1 - \frac{K_{fty}\dot{y}}{m} \\ \ddot{z} &= \frac{1}{m} (c\phi c\theta) U_1 - \frac{K_{ftz}\dot{z}}{m} - g \end{aligned} \quad (\text{II-20})$$

avec :

$$\begin{bmatrix} U_1 \\ U_\phi \\ U_\theta \\ U_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_p & c_p & c_p c_p & \\ -c_p & 0 & c & 0 \\ 0 & -c_p & 0 & c_p \\ c_d & -c_d & c_d & -c_d \end{bmatrix} \quad (\text{II-21})$$

✓ **Dynamique des rotors**

Les moteurs utilisés dans les quadrirotors sont généralement des moteurs à courant continu avec réducteur qui entraînent des hélices. La dynamique du rotor est approximée à celle d'un moteur à courant continu, elle est donnée par les équations dynamiques suivantes :

$$\begin{cases} V = r_i + L \frac{di}{dt} + k_e \omega \\ k_m = J_r \frac{d\omega}{dt} + C_s + k_r \omega^2 \end{cases} \quad (\text{II-22})$$

tels que :

V : est la tension d'entrée du moteur.

ω : est la vitesse angulaire du rotor.

km : représentent les constantes des couples électrique et mécanique respectivement.

kr : est la constante du couple de charge.

r : désigne la résistance du moteur.

Jr : désigne l'inertie du rotor.

Cs : représente le frottement sec.

Le résultat de calcul du modèle choisis pour chaque rotor est comme suit :

$$\omega = bV - \beta_0 - \beta_1 \omega - \beta_2 \omega^2 \quad (\text{II-23})$$

avec :

$$b = \frac{k_m}{r J_r}, \beta_0 = \frac{C_s}{J_r}, \beta_1 = \frac{k_e k_m}{r J_r}, \beta_2 = \frac{k_r}{J_r} \quad (\text{II-24})$$

2.5. REPRÉSENTATION D'ÉTAT DU SYSTÈME

Dans le cas où le quadrirotor réalise des mouvements angulaires de faibles amplitudes, la vitesse angulaire Ω peut être ramenée a :

$$\Omega = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (\text{II-25})$$

Le modèle à utiliser pour la synthèse des lois de commande est issu du modèle de simulation, on obtient :

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{\phi} = \frac{1}{I_x} [(I_y - I_z) + dU\phi - K_{fax}p^2 - J_r\bar{\Omega}q] \\ \ddot{\theta} = \frac{1}{I_y} [(I_z - I_x) + dU\theta - K_{fay}q^2 - J_r\bar{\Omega}p] \\ \ddot{\psi} = \frac{1}{I_z} [(I_x - I_y) + U_\psi - K_{faz}r^2] \\ \ddot{x} = \frac{1}{m} (c\phi s\theta c\psi + s\psi s\phi)U_1 - \frac{K_{ftx}\dot{x}}{m} \\ \ddot{y} = \frac{1}{m} (c\phi s\theta s\psi - c\psi s\phi)U_1 - \frac{K_{fty}\dot{y}}{m} \end{array} \right. \quad (\text{II-26})$$

ou sous la forme d'état $\underline{\dot{x}} = F(x) + G(x, U)$. Le vecteur d'état choisit est le suivant :

$$\underline{x} = [\phi \theta \psi \dot{\phi} \dot{\theta} \dot{\psi} \dot{x} \dot{y} \dot{z}]^T = [x_1 x_2 x_3 x_4 x_5 x_6 x_7 x_8 x_9 x_{10} x_{11} x_{12}]^T \quad (\text{II-27})$$

On obtient la représentation d'état suivante :

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= a_1 x_4 x_6 + a_2 x_2^2 + a_3 x_4 \bar{\Omega} + b_1 U_\phi \\ \dot{x}_3 &= x_4 \\ \dot{x}_4 &= a_4 x_2 x_6 + a_5 x_4^2 + a_6 x_2 \bar{\Omega} + b_2 U_\theta \\ \dot{x}_5 &= x_6 \\ \dot{x}_6 &= a_7 x_2 x_4 + a_8 x_6^2 + b_3 U_\psi \\ \dot{x}_7 &= x_8 \\ \dot{x}_8 &= a_{10} x_{10} + \frac{U_1}{m} U_x \\ \dot{x}_9 &= x_{10} \\ \dot{x}_{10} &= a_{10} x_{10} + \frac{U_1}{m} U_y \\ \dot{x}_{11} &= x_{12} \\ \dot{x}_{12} &= a_{11} x_{12} + \frac{\cos x_1 \cos x_3}{m} U_1 - g \end{aligned} \quad (\text{II-28})$$

avec :

$$U_x = \cos x_1 \sin x_3 \cos x_5 + \sin x_1 \sin x_5 \quad (\text{II-29})$$

$$U_y = \cos x_1 \sin x_3 \sin x_5 - \sin x_1 \cos x_5$$

$$\begin{aligned} a_1 &= \frac{I_y - I_z}{I_x}, a_2 = \frac{-K_{fax}}{I_x}, a_3 = \frac{-J_r}{I_x}, a_4 = \frac{I_z - I_x}{I_y}, a_5 = \frac{-K_{fay}}{I_y}, a_6 = \frac{J_r}{I_y}, a_7 = \frac{I_x - I_y}{I_z}, a_8 = \frac{-K_{faz}}{I_z}, a_9 = \frac{-K_{ftx}}{m}, \\ a_{10} &= \frac{-K_{fty}}{m}, a_{11} = \frac{-K_{ftz}}{m}, b_1 = \frac{d}{I_x}, b_2 = \frac{d}{I_y}, b_3 = \frac{1}{I_z} \end{aligned} \quad (\text{II-30})$$

2.6. COMMANDE PID

Le régulateur PID (proportionnel-Intégral-Dérivé) est très utilisé dans le domaine industriel. Dans le domaine des drones, ce contrôleur est largement utilisé et sa mise en œuvre est maîtrisable.

Un régulateur PID est un organe de commande permettant d'effectuer une régulation ou une poursuite d'une grandeur physique d'un processus. Le choix du PID est justifié, d'une part par sa simplicité algorithmique, d'autre part, la disponibilité du modèle mathématique du système à commander n'est pas nécessaire. Ils existent plusieurs architectures pour combiner les trois actions d'un régulateur PID (série, parallèle ou mixte). Pour l'architecture parallèle, l'équation de commande d'un PID est la suivante :

$$\text{Commande} = K_p \text{ Erreur} + K_i \int \text{Erreur} + K_d \frac{dP}{dT} \quad (\text{II-31})$$

Le réglage d'un PID consiste à déterminer les coefficients K_p , K_i et K_d , afin de répondre au cahier des charges préétabli des performances (stabilité, rapidité et précision).

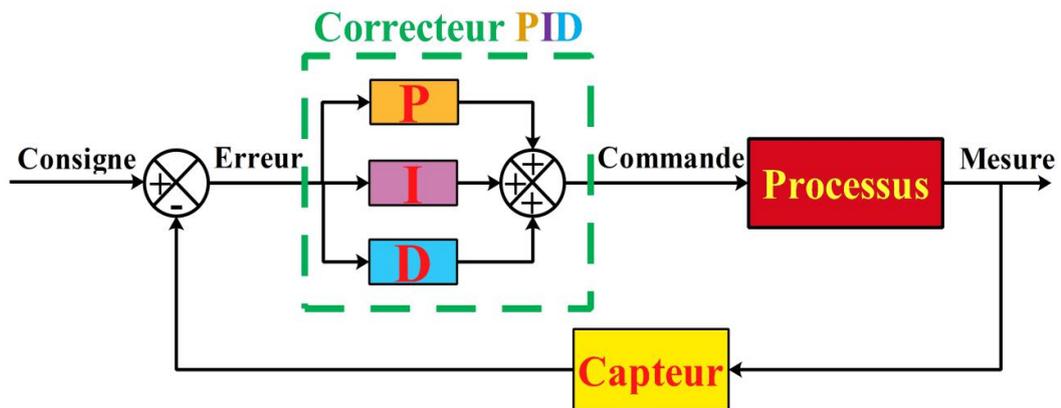


Figure (2-8) : Architecture parallèle d'un correcteur PID

2.7. CONCLUSION

Dans ce chapitre, nous avons présenté, dans un premier temps, le principe de fonctionnement du quadrirotor. Ce type de drone 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 quadrirotor peut faire des mouvements différents aussi bien en translation qu'en rotation. Nous avons présenté ensuite les mouvements ainsi que la mécanique de vol du quadrirotor selon le formalisme de Newton-Euler. Le chapitre suivant sera consacré à la réalisation d'un drone quadrirotor.

Chapitre3

Réalisation Et Pratique

3.1. INTRODUCTION

Dans ce chapitre on va présenter les différentes étapes de réalisation de notre drone quadrirotor. Nous avons choisi de construire notre montage à base d'un Arduino pour sa simplicité et son coût réduit. Notre drone est réalisé à l'aide de 4 moteurs. Ces moteurs sont commandés depuis un contrôleur de vol à base d'Arduino à travers des contrôleurs de vitesse électronique (ESC), l'ensemble est alimenté par une batterie et piloté à l'aide d'une radiocommande.

3.2. MATERIELS UTILISES

3.2.1.Châssis

Le châssis est le corps principal du quadrirotor comprenant quatre bras de forme '+'ou bien 'X'. 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.

Nous avons utilisé un châssis de bois composé de deux planchettes, de même longueur l'une emboîtée dans l'autre et formant une structure en croix. Ces planchettes se croisent à leur centre respectivement. **Figure (3-1).**

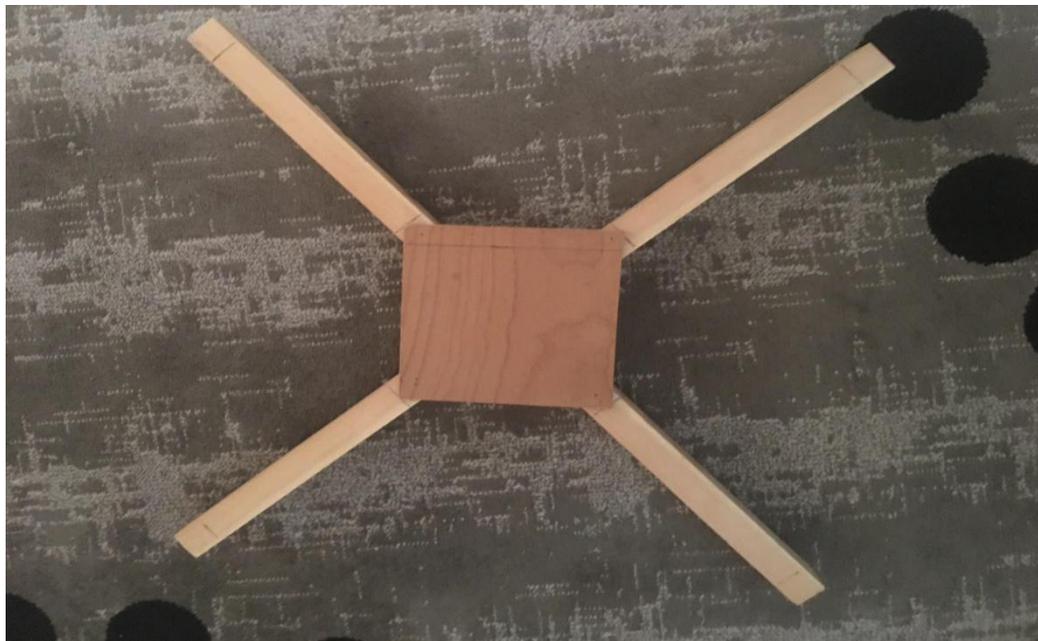


Figure (3-1) : prototype de châssis en bois.

Pour éliminer les vibrations du moteur et pour obtenir les meilleures performances sur le côté aérodynamique nous avons choisis d'utiliser un châssis professionnel le DJI F450, qui est représenté sur la figure ci-dessous :

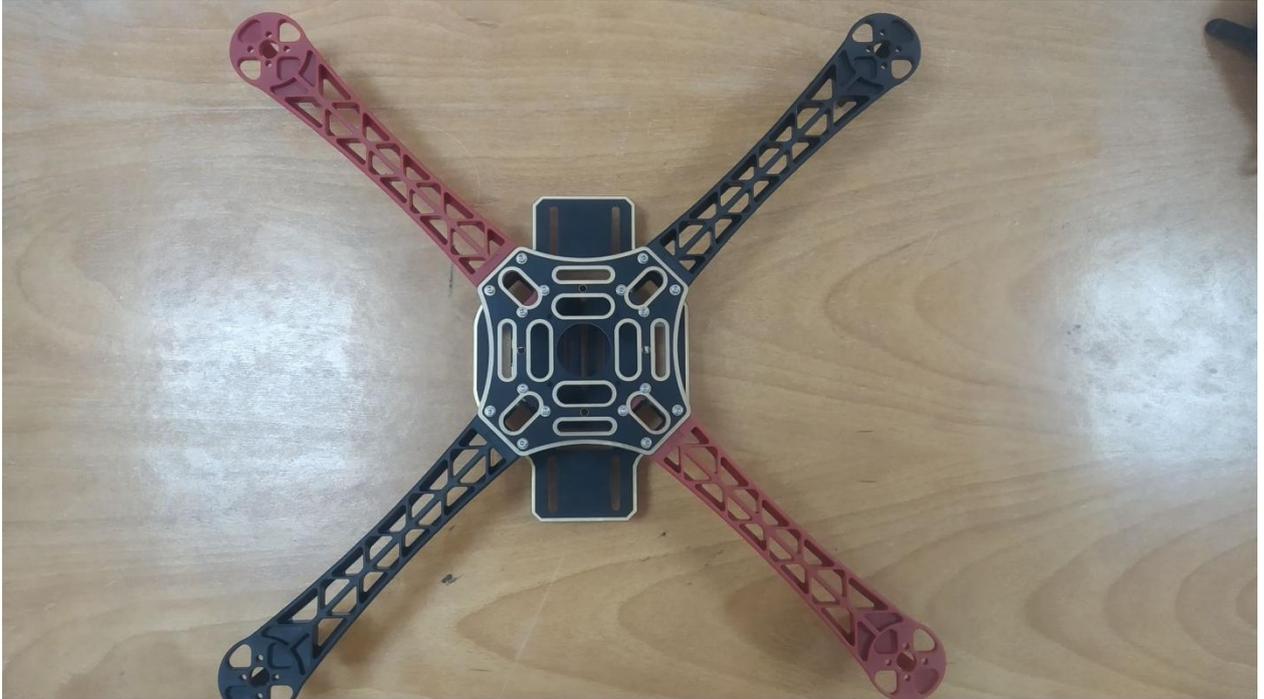


Figure (3-2): Châssis DJI F450

3.2.2.Moteurs Brushless

Le moteur brushless est un moteur synchrone sans balais, c.-à-d. sa tourne à la même vitesse que le système de tensions qui l'alimentent. Le stator du brushless comporte les bobines du moteur, tandis que le rotor comporte des aimants permanents. Le fonctionnement de ce type de moteur est semblable à celui d'un moteur à courant alternatif : les bobines créent un champ magnétique tournant qui va être suivi par le rotor. On retrouve dans ces moteurs trois ensembles des bobines, comme pour le moteur alternatif. Qui sont reliées en étoile ou en triangle. La caractéristique la plus importante pour ce type de moteurs est sa constante de vitesse KV. Elle correspond au nombre de tours par minute pour un volt. Le KV est la division du nombre de tours par minute par volt $KV = RPM / U$. Par exemple un moteur ayant un KV de 1000 tr/V fonctionnera à 12000 tr/min s'il est alimenté en 12 V. Plus le KV sera élevé plus le moteur sera agressif, donc dur à contrôler. Pour un vol stationnaire il ne faut pas dépasser les 1000kV. Dans notre cas, on a utilisé le A2212/13T qui produise 1000RPM/V.



Figure (3-3): Moteur Brushless

Spécification du moteur :

- KV : 1000
- Max Efficacies Courant: 4-10A (>75)
- Courant Capacité: 12A/60s
- No. du Cellules: 2-3 Li-Poly
- Dimensions Motors : 27.5 x 30mm
- Diameter d'arbre: 3.17mm
- Max efficacité : 80%
- Poids : 57g

3.2.3. Contrôleur de vitesse électronique (ESC)

Pour l'étage de puissance, nous avons choisi un ESC (Electronique Speed Controller) variateur de vitesse. C'est un dispositif miniature, généralement conçu pour les équipements relatifs aux modèles utilisés en aéromodélisme. Ces derniers sont radio commandés et à propulsion électrique. Ces équipements reçoivent des signaux PWM (Pulse Modulation Width) ou PPM (Pulse Position Modulation) provenant d'un récepteur RC utilisé dans les radiocommandes du pilotage à distance. Le courant maximal que le moteur peut supporter est de

13,7A. Le variateur de vitesse doit avoir un courant maximal (30A dans notre cas) supérieur à celui du moteur. Les moteurs brushless fournissant essentiellement une source d'énergie électrique triphasée à basse tension générée électroniquement pour le moteur.



Figure (3-4): ECS FLYCOLOR 30A

3.2.4.Hélices

Lors de la conception d'un quadrirotor, le choix du type des moteurs et des hélices est important et influe sur sa dynamique. Les hélices sont de différents types (grand pas, petit pas), de différentes matières (plastique, carbon, fibre de verre), et différentes tailles. La combinaison moteur hélice doit être choisie en tenant compte de la taille, du poids de l'engin, de la puissance et de l'agilité que l'on souhaite. L'hélice est un dispositif rotatif formé d'un certain nombre de pales ayant un profile d'aile, qui crée une *dépression* et une surpression de part et d'autre de l'hélice. Les hélices utilisées ont deux pales, de dimensions 10 x 4.5 cm. Plus l'hélice est grande plus il faudra de puissance pour la faire tourner. Mais plus elle est grande plus elle va générer de la portance et donc un vol plus stationnaire. Au contraire, pour des petites hélices il faudra moins de puissance et on aura donc moins de portance, mais un vol plus agressif.



Figure (3-5): Hélices 1045

3.2.5. Contrôleur de Vol (ARDUINO)

Le contrôleur de vol utilisé dans notre montage est la carte Arduino Uno, C'est une carte à microcontrôleur open-source basée sur le microcontrôleur Microchip ATmega328P et développée par Arduino : cc. Cette carte est équipée de multiples broches d'entrée / sortie numériques et analogiques qui peuvent être interfacées avec diverses cartes d'extension et d'autres circuits.

L'Arduino Uno peut être alimentée via la connexion USB ou avec une alimentation externe. La source d'alimentation est sélectionnée automatiquement. L'alimentation externe peut provenir d'un adaptateur CA-CC ou d'une batterie. Les fils d'une batterie peuvent être insérés dans les connecteurs à broches Gnd et Vin du connecteur POWER.

La carte peut fonctionner avec une alimentation externe de 6 à 20 volts. Avec une plage recommandée de 7 à 12 volts. Les broches d'alimentation sont les suivantes :

- VIN : La tension d'entrée sur la carte Arduino lorsqu'elle utilise une source d'alimentation externe.
- 5V : Cette broche génère un 5V régulé du régulateur sur la carte.
- 3.3V : Une alimentation de 3 ; 3 volts générée par le régulateur embarqué. Le courant maximal consommé est de 50 mA.
- GND : Broches de terre.

Quelque spécification de la carte :

- Microcontrôleur : Microchip ATmega328P.
- Tension de fonctionnement : 5 volts.
- Tension d'entrée : 7 à 20 volts.
- Broches d'E / S numériques : 14 (dont 6 fournissent une sortie PWM).
- Broches d'entrée analogiques : 6.
- Courant CC par broche d'E / S : 20 mA.
- Courant CC pour broche 3,3 V : 50 mA.
- Mémoire Flash : 32 Ko, dont 0,5 Ko utilisés par le chargeur de démarrage.
- SRAM : 2 KB.
- EEPROM : 1 KB.
- Vitesse d'horloge : 16 MHz.
- Longueur : 68,6 mm.
- Largeur : 53,4 mm.
- Poids: 25 g.

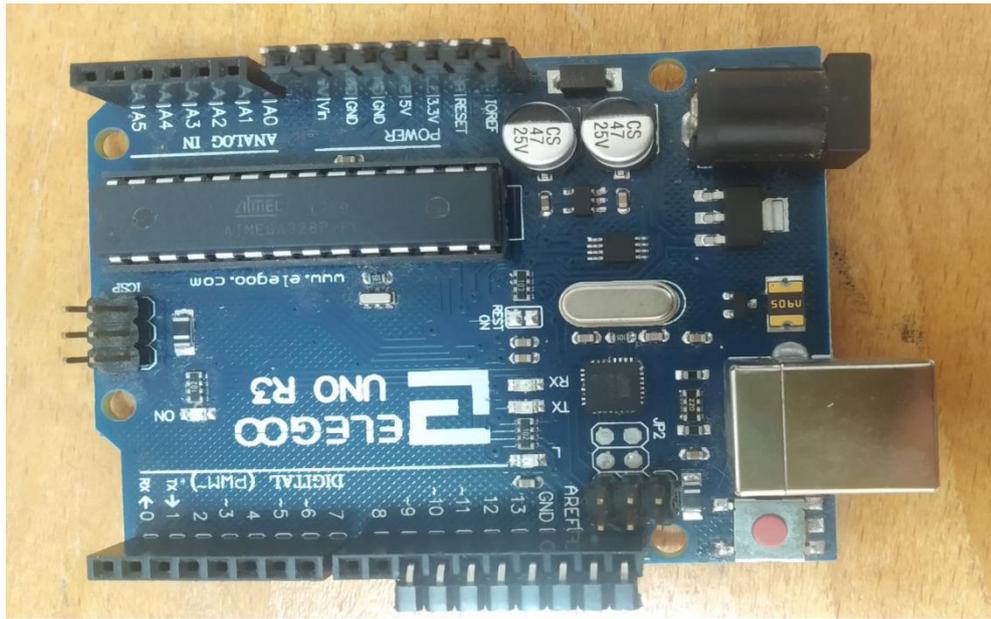


Figure (3-6): Carte Arduino Uno.

3.2.6. Capteurs (Gyroscope et Accéléromètre)

La qualité et la précision des capteurs sont très importantes pour assurer une bonne connaissance des paramètres du drone dans l'espace. Dans notre montage, nous avons utilisé une unité de mesure inertielle. L'IMU (Inertial measurement unit) est un dispositif électronique qui mesure et signale la force spécifique d'un corps, la vitesse angulaire en utilisant une combinaison des accéléromètres de l'axe et des gyroscopes à trois axes ou les valeurs retournées sont analogique. Pour déterminer l'orientation de quadrirotor, nous lisons les données de l'IMU. L'accéléromètre mesure les forces d'accélération telles que la gravité appliquée à chaque axe. Le gyroscope mesure le taux de rotation angulaire pour chaque axe. Le MPU 6050 a été utilisé pour mesurer l'angle et l'accélération. Le MPU 6050 support le I2C serial interface qui fonctionne à 400 KHz. Ceci permet une communication très rapide avec le microcontrôleur et le bus des données[10].

PARAMETRE	MPU-6050
VDD	2.375V-3.46V
VLOGIC	1.71V vers VDD
INTERFACE SERIAL SUPPORTEE	I ² C
PIN 8	VLOGIC
PIN 9	AD0
PIN 23	SCL
PIN 24	SDA

Tableau (3.1) : Paramètre du MPU-6050

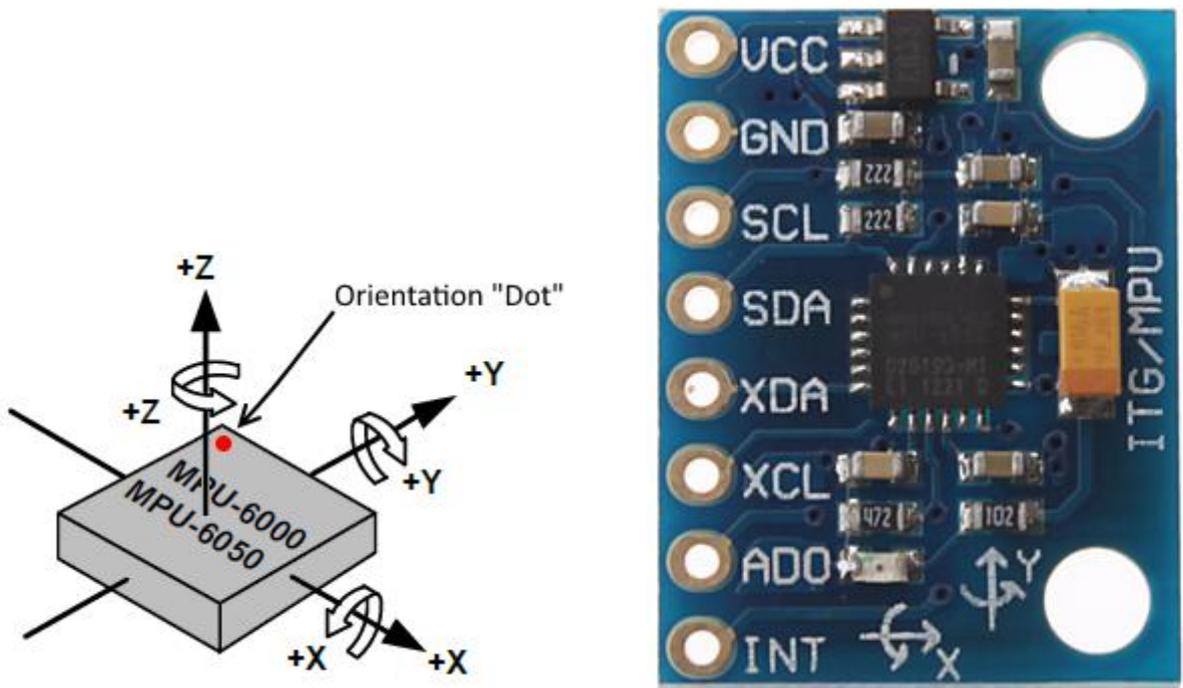


Figure (3-7): Capteur MPU 6050

3.2.7. Radio-Commande

La radiocommande RadioLink est un type de radiocommande qui permet le contrôle à distance. Elle est compatible avec les avions RC, drones et hélicoptères RC et même les robots mobiles RC. Pour piloter notre drone \ on a utilisé une commande qui travaille sur les fréquences \ Radio FM. Il faut un émetteur radio pour le pilote et un récepteur sur le drone. On a utilisé RadioLink T8FB qui a les caractéristiques suivantes :

- Tailles : T8FB - 173*102*206mm, R8EF - 48.5*21*11mm.

- Poids: 0.47 kg (inclusion R8EH)
- Fréquence: 2.4 GHz ISM band (2400MHz~2483.5MHz)
- Modulation : GFSK
- Bande Passante par voie : 400 KHz
- Largeur de Bande : 1200 KHz
- Sortie PWM : 1.0ms~2.0ms
- Distance de contrôle : plus de 1000m dans les airs, la distance peut varier selon l'environnement.
- Chaines : 8.

Une radio-commande doit au minimum comporter 4 voies pour piloter un drone, ces voies sont généralement associées avec :

- Roulis (mouvement latéral à gauche et à droite).
- Tangage (qui se traduit par un mouvement d'avant en arrière).
- L'élévation (se rapprocher ou s'éloigner du sol).
- Lacet (rotation dans le sens normal ou inverse des aiguilles d'une montre).

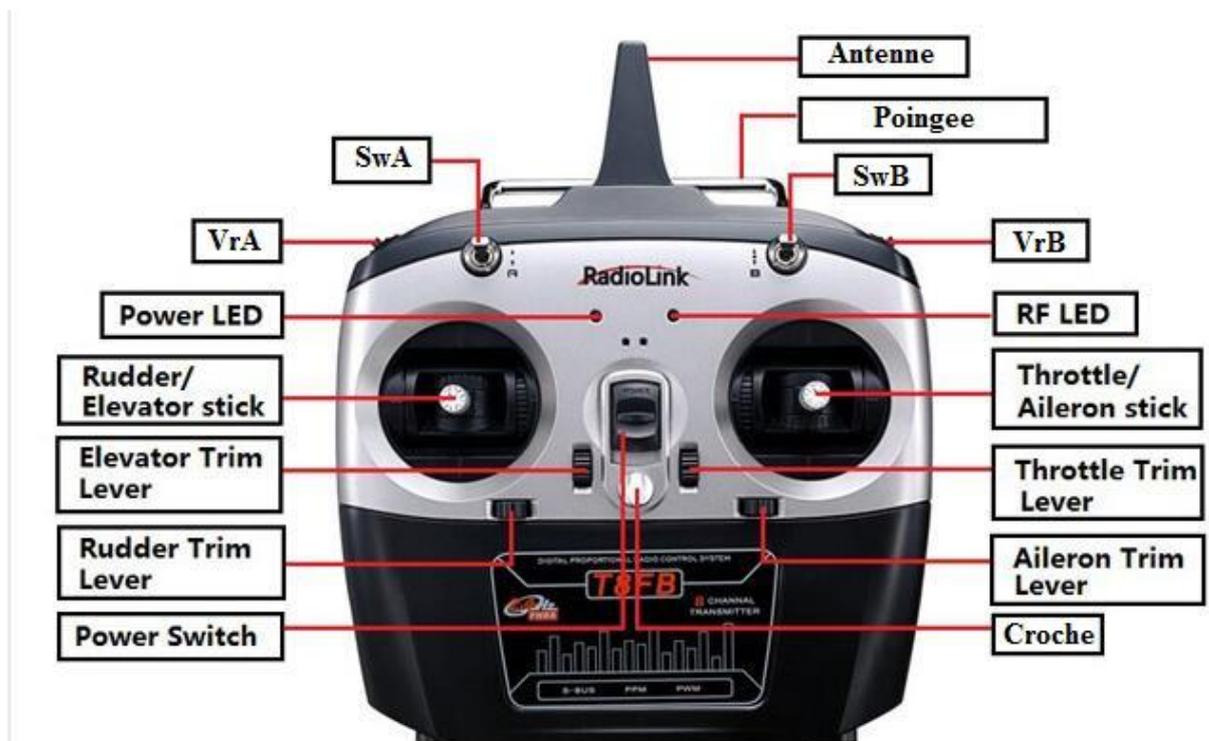


Figure (3-8): Radiocommande T8FB

3.2.8. Batterie

L'autonomie de tout engin est directement liée à l'énergie qu'il peut avoir, donc à la qualité de batterie. Les batteries les plus utilisées sont généralement de type LiPo (Lithium Polymère). Elles permettent d'avoir une puissance suffisante pour une faible masse. Elles sont issues d'une technologie qui permet d'avoir un très bon rapport poids/puissance. Un élément LiPo (1S) fournit une tension de 3,7 V. Pour un drone, on utilise généralement des batteries de 3 ou 4 éléments (3S ou 4S). Une batterie LiPo a une capacité exprimée en mA/h, par exemple une LiPo de 3000 mA/h veut dire qu'elle peut fournir un courant de 3000 mA pendant une heure. Le taux de décharge d'une batterie est signifié par C : 1C représente un courant égal à 1 fois la capacité de la batterie. Notre batterie est une ENGPOW 3S ($3 \times 3.7 = 11,1V$).

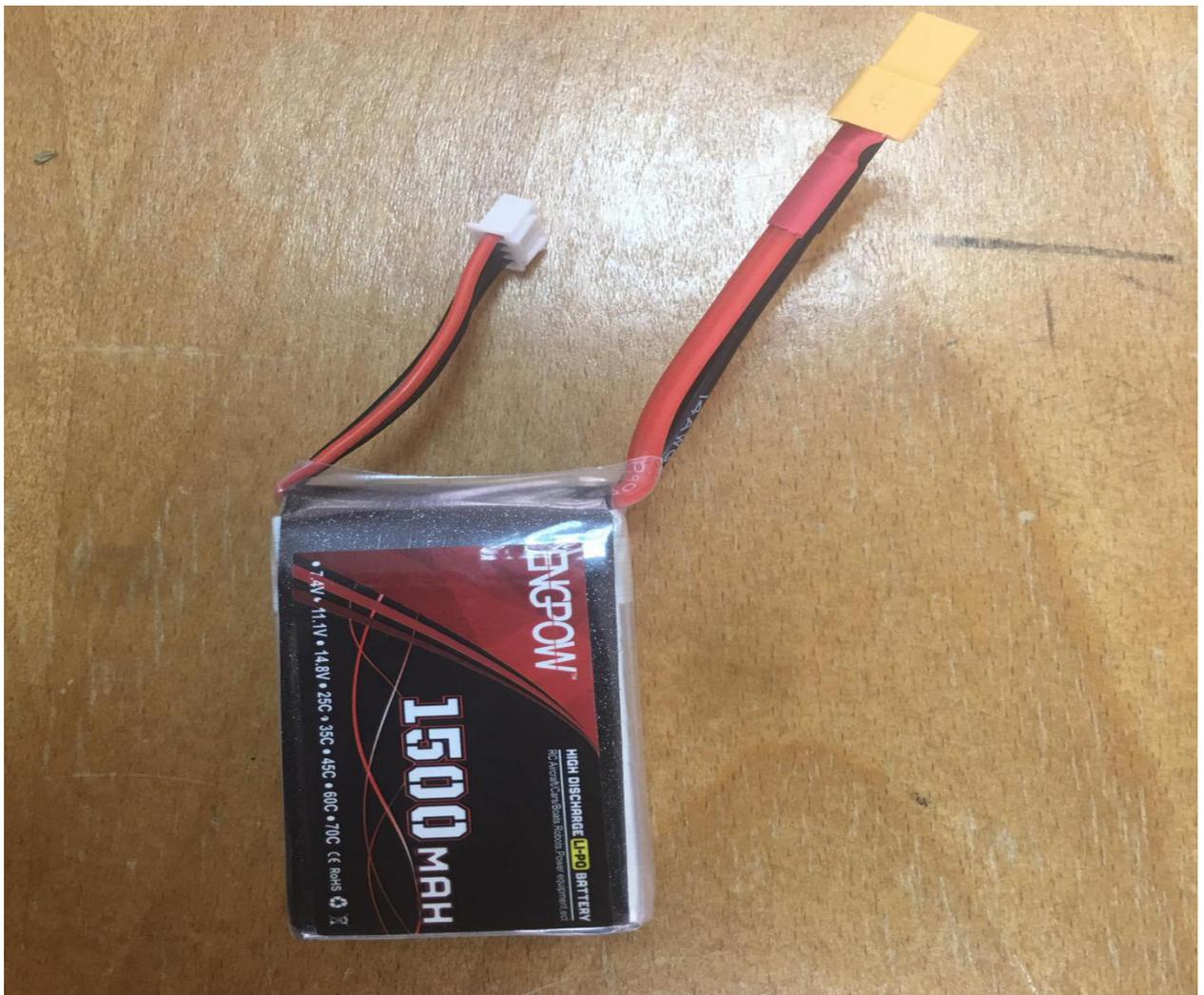


Figure (3-9): Batterie

3.2.9.Composants supplémentaires

On a ajouté des composants pour la protection : Une diode, des résistances et une LED.



Figure (3-10): LED et Ressistances.

Les résistances divisent la tension de la batterie de vol par 2,5. De cette façon, il est possible de mesurer la tension de la batterie pendant le vol. La LED s'allume lorsque la tension de la batterie devient trop basse et le régime du moteur augmente automatiquement pour compenser la baisse de tension de la batterie pendant le vol.



Figure (3-11) : Diode.

La diode protège le port USB de l'ordinateur lorsque l'Arduino est connecté à l'ordinateur. Cette diode a une fonction importante qui ne peut être exclue.

3.3. LOGICIEL UTILISE (Arduino IDE)

Le logiciel de programmation des cartes Arduino est une application Java libre et multiplateformes. Il sert d'éditeur de code et de compilateur qui peut transférer le firmware et le programme à travers la liaison série. Le langage de programmation utilisé est le C++ compilé avec `avr-g++3`, lié à des bibliothèques de développement Arduino et autres et permettant l'utilisation de la carte et de ses entrées/sorties. Le logiciel Arduino intègre également un terminal série (fenêtre séparée) qui permet d'afficher des messages textes reçus de la carte Arduino et d'envoyer des caractères vers la carte Arduino. Cette fonctionnalité permet une mise au point très facile des programmes, permettant d'afficher sur l'ordinateur l'état des variables, des résultats de calculs : un élément essentiel pour améliorer, tester et corriger les programmes[12].

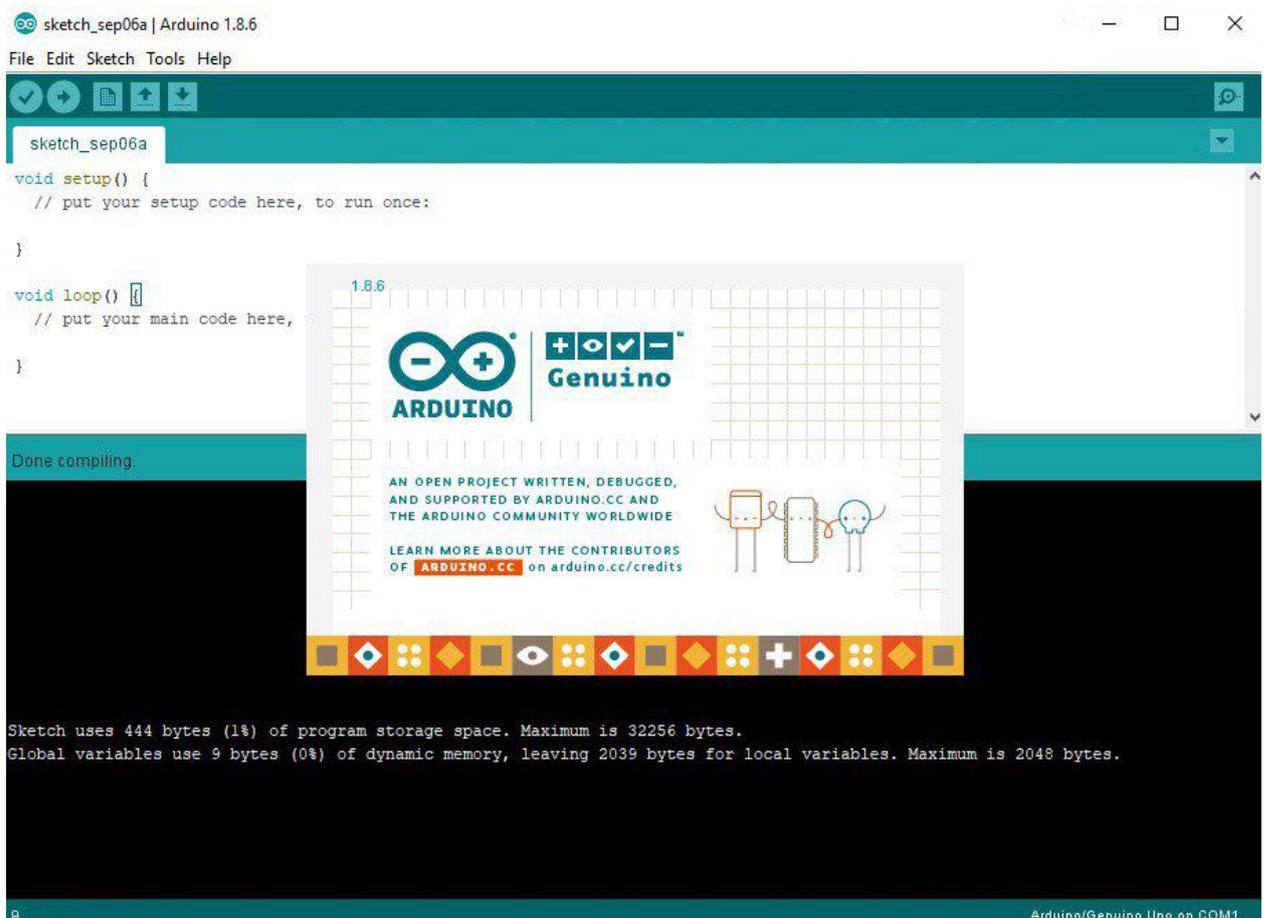


Figure (3-12): L'environnement de développement (IDE) Arduino.

3.4. MONTAGE DU QUADRIROTOR

3.4.1 Montage des composants

Après assemblage du châssis, les moteurs qui sont déjà relié au variateur de vitesse (ESC) doivent être fixés sur les extrémités de châssis comme suit :



Figure (3-13): Montage du moteur sur le châssis

Pour notre drone en forme X, il faut mettre 2 moteur dans le sens horaire (CW) et 2 dans le sens inverse (CCW). Pour réaliser ceci, il faut juste inverser les 2 fils de connexion entre l'ESC et les moteurs 1 et 3.

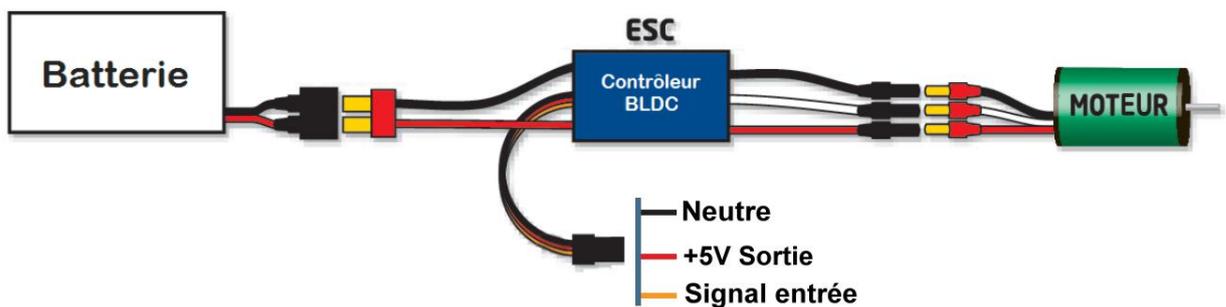


Figure (3-14): Montage du moteur avec ESC

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

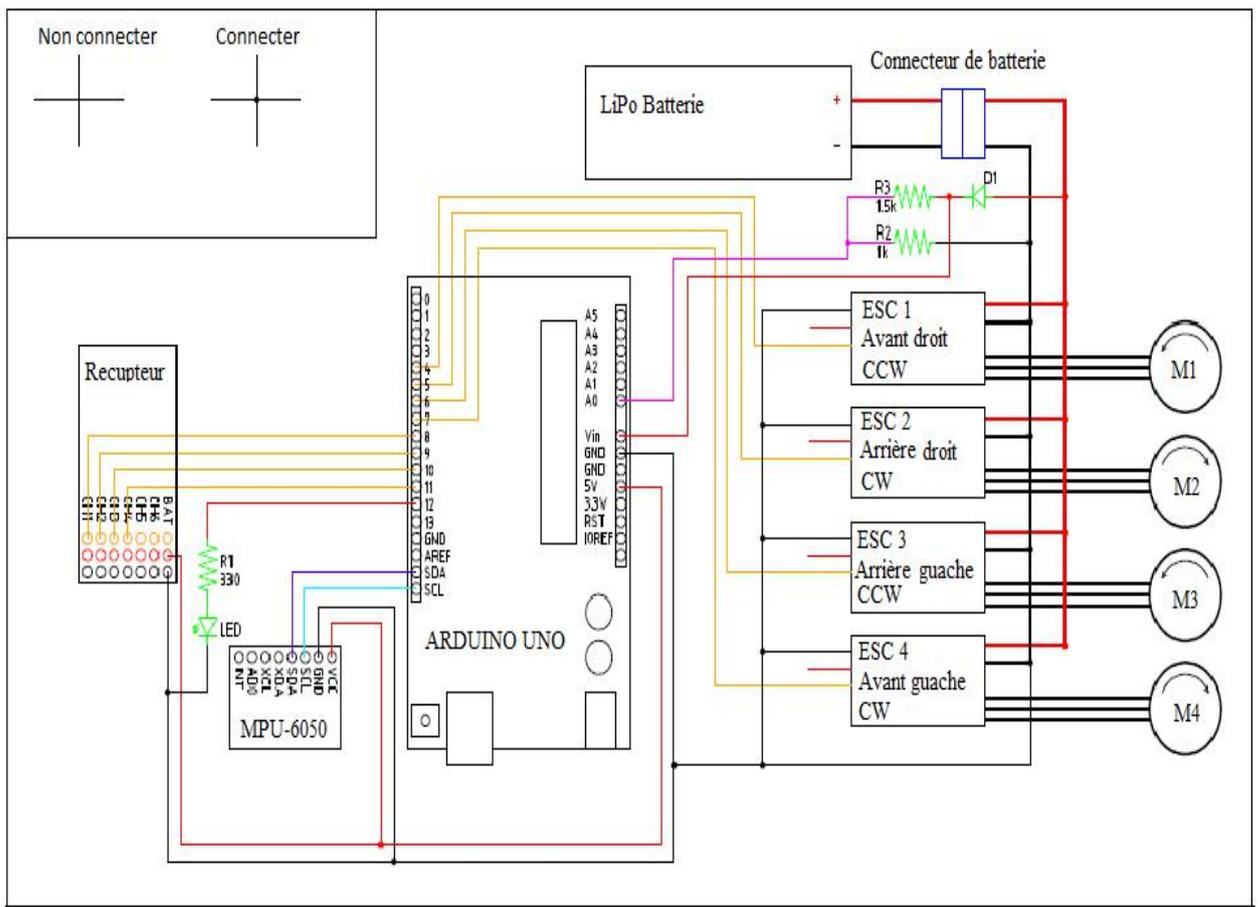


Figure (3-15) : Circuit général du drone

Durant l'assemblage du drone il faut prendre en considération les points :

- mettre les moteurs 1 et 3 dans le sens horaire inverse en inversant les 2 fils entre le BLC et l'ESC.
- Le point d'orientation du MPU-6050 dirige au moteur 3 pour connaître les directions \ du drone.

En suivant le schéma électrique de la figure (3-14) on a réalisé le prototype suivant :



Figure (3-16): Prototype du drone

Après la soudure de quelque composant on a arrivé à cette dernière montage :



Figure (3-16): le quadrirotor réaliser.

3.4.2 Configuration et Calibration

Après la réalisation du montage il faut effectuer la calibration des capteurs et des ESC, et la configuration du récepteur pour que le contrôleur de vol puisse lire les signaux entrants.

a) Calibrage de l'IMU

Le gyromètre disponible dans notre capteur MPU-6050 ne donne pas des données directement utilisables. Ces données sont toujours biaisées c'est pour cela que nous avons effectué un calibrage au démarrage de notre système. Nous avons effectué plusieurs lectures des différents axes du gyromètre et fait la moyenne des 2000 lectures effectuées pour former un biais qui sera soustrait de chaque mesure. Une fois la procédure est terminée tous les paramètres sont stockés dans la mémoire EEPROM de l'Arduino.

b) Calibrage du ESC

A la sortie des usines la plupart des ESC sont configurés pour fonctionner entre [1000us-2000us] tandis que ce n'est pas toujours le cas. Il faut donc effectuer un calibrage pour s'assurer que les 4 moteurs *démarrent* au même temps. Pour ceci, la procédure suivante est utilisée :

- Télécharger le programme Arduino de Calibrage du ESC;
- Mettre l'accéléromètre à fond sur la RC, un signal de 2000us est envoyé au moteur puis les moteurs sont alimentés;
- Les ESC émettent 3 bips puis 2 autres bips après 2 secondes qui veulent dire que le point max a été détecté avec succès ;
- Mettre l'accéléromètre au point bas, un signal de 1000us est envoyé, après quelques secondes une sonnerie est émise pour confirmer le calibrage avec succès.

3.4.3. Implémentation d'un Correcteur PID sur la carte Arduino

Dans notre montage nous avons utilisé un seul capteur (MPU6050) qui contient à la fois un accéléromètre et un gyroscope. Il est capable de calculer les angles de rotation selon les trois axes x, y, z. Donc nous utilisons 3 régulateurs PID pour la boucle interne (φ, θ, ψ). Les positions X, Y, Z doivent être régulées manuellement à l'aide de la radiocommande.

Une loi de commande est plus que nécessaire pour les vols de notre quadrirotor, car ce dernier est de nature instable. Le rôle du contrôleur PID est de fournir la commande adéquate aux différents moteurs, en fonction d'attitude du quadrirotor (calculée par les retours capteurs) et les consignes exigées. Pour le quadrirotor, voici comment les effets de chaque paramètre :

- **Action proportionnelle P** : C'est le facteur le plus important, il va définir le niveau de correction. Pour le régler, on augmente la valeur de P en prenant un I faible jusqu'à obtenir des vibrations. Finalement on retient la valeur de P avant apparition de vibration.
- **Action intégral I** : Le quadrirotor glisse naturellement sur ses axes selon la dernière consigne, c'est là qu'intervient le terme intégral. C'est à dire quand on a une erreur qui est faible et qui dure dans le temps. Pour régler ce paramètre on augmente la valeur de I jusqu'à avoir un comportement glissé agréable du quadrirotor. Plus le terme I est grand plus on a un comportement lent du robot volant, donc il sera moins réactif. [10]
- **Action dérivée** : Ce terme est diminué pour adoucir les réactions du quadrirotor, si par contre on veut avoir un comportement nerveux du robot on augmente sa valeur. Dans le

cas où on augmente trop le D, on peut avoir le même effet que d'augmenter P, on retrouve des vibrations.

```

sketch_sep26a | Arduino 1.8.14 Hourly Build 2020/09/14 03:33
File Edit Sketch Tools Help
sketch_sep26a §
#include <Wire.h> //Include the Wire.h library so we can communicate with the gyro.
#include <EEPROM.h> //Include the EEPROM.h library so we can store information onto the EEPROM

////////////////////////////////////
//PID gain and limit settings
////////////////////////////////////
float pid_p_gain_roll = 1.5; //Gain setting for the roll P-controller
float pid_i_gain_roll = 0.02; //Gain setting for the roll I-controller
float pid_d_gain_roll = 16.0; //Gain setting for the roll D-controller
int pid_max_roll = 400; //Maximum output of the PID-controller (+/-)

float pid_p_gain_pitch = pid_p_gain_roll; //Gain setting for the pitch P-controller.
float pid_i_gain_pitch = pid_i_gain_roll; //Gain setting for the pitch I-controller.
float pid_d_gain_pitch = pid_d_gain_roll; //Gain setting for the pitch D-controller.
int pid_max_pitch = pid_max_roll; //Maximum output of the PID-controller (+/-)

float pid_p_gain_yaw = 4.0; //Gain setting for the pitch P-controller. //4.0
float pid_i_gain_yaw = 0.02; //Gain setting for the pitch I-controller. //0.02
float pid_d_gain_yaw = 0.0; //Gain setting for the pitch D-controller.
int pid_max_yaw = 400; //Maximum output of the PID-controller (+/-)
    
```

Figure (3-17) : Partie du PID programme

3.5 TEST de Vol :

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

Paramètre	Φ	Θ	Ψ
K_p	1.3	4.0	1.3
K_i	0.04	0.02	0.04
K_d	18.0	0.01	18.0

Tableau (3-2) : Tableau des gain PID

3.6. CONCLUSION

Dans ce chapitre, une description détaillée des composants utilisés dans le montage de notre drone quadrirotor est présentée. Ensuite, les opérations d'assemblage des composants et de calibrage des capteurs et contrôleurs de vitesse électronique ESC sont expliqués. La stabilisation

du drone a été assurée en implémentant une loi de commande classique type PID sur une carte Arduino Uno.

Conclusion générale

CONCLUSION GENERALE

Le développement technologique que connaît cette décennie dans le domaine de l'électronique numérique et l'électronique de puissance ainsi que la grande évolution des calculateurs et de la miniaturisation des composants électroniques ont beaucoup facilité la production des drones.

Le travail présenté dans ce mémoire était consacré à l'étude et la réalisation d'un drone de type quadrirotor. Notre travail a débuté par des généralités sur les drones. Par la suite, nous avons présenté le modèle mathématique des quadrirotors. Notre étude s'est poursuivie par la réalisation de notre propre drone quadrirotor. Une description détaillée des composants utilisés dans le montage est présentée. 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. Cette implémentation a été faite sur une carte Arduino Uno.

Perspectives

Le travail présenté dans ce mémoire peut être étendu comme suit :

- Remplacer la carte Arduino par Raspberry pi.
- Ajouter un caméra et GPS.
- Ajouter un module Bluetooth pour l'acquisition des données.

Références

- [1] C.A. Patel, «Building a Test Bed for mini Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle with protective Shroud », a thesis submitted to the department of Mechanical Engineering and the faculty of the Graduate School of Wichita State University in partial fulfilment of the requirements for the degree of Master of science, July 2006.
- [2] K.M. Zemalache, "Commande d'un système sous-actionné : Application à un drone à Quatre Hélices " Thèse de Doctorat, Université d'Evry Val d'Essonne, France, 2005.
- [3] R. Lozano, P. Castillo, S. Salazar, D. Lara, "Stabilisation de véhicules aériens à décollage vertical : Théorie et application ", Rapport Heudiasyc, UMR CNRS 6599-UTC Compiègne, 2005.
- [4] M. A. Redouane, Conception et réalisation d'un drone quadrirotor, Oran, 2010.
- [5] A. Tayebi et S. McGilvray, Attitude Stabilization of a Four-Rotor Aerial Robot, Proceedings of the 43rd IEEE Conference on Decision and Control, Nassau, The Bahamas, vol. 2, p. 1216_1221, 2004.
- [6] A. Tayebi, and S McGilvray "Attitude stabilisation of a VTOL Quadrotor Aircraft", IEEE Transactions on Control Systems Technology, Vol. 14, No. 3, pp. 562-571, May 2006.
- [7] H. Khebbache, Tolérance aux défauts via la méthode backstepping des systèmes non linéaires, Thèse de magister, Université de sétif, 2012
- [8] L. Gautier, B. Hamilton, J. Hazebrouck, and T. Tournette "Pilotage d'un quadrirotor via un FPGA", Tuteur ESIEE engineering, Journées pédagogiques, 2008.
- [9] L. Derafa, T. Madani, and A. Benallegue, "Dynamic modelling and experimental identification of four rotors helicopter parameters," 2006.
- [10] Mohammed Rida BENAÏSSA and Youcef BELKHIRI. Étude & implémentation d'une loi de commande pour le pilotage d'un drone quadri-rotor. PhD thesis, 13-02-2018, 2017. Université de msila
- [11] Feriel MOHAMMEDI and Nouria IRBAH. Conception d'un autopilote pour un drone léger type quadri-rotor. PhD thesis, université blida, 2019.
- [12] Eskimon and Olyte, Arduino pour bien commencer en électronique et en programmation, IEEE-ICIT Mumbai, India, 2012.
- [13] [Online]. Available: <https://store.arduino.cc/arduino-uno-wifi-rev2> , Arduino education, consulté le 14-08-2020