

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

**UNIVERSITE MOHAMED BOUDIAF - M'SILA**

**UNIVERSITE DE M'SILA  
FACULTE DE TECHNOLOGIE  
DEPARTEMENT GENIE ELECTRIQUE**



**DOMAINE : SCIENCES ET TECHNOLOGIE  
FILIERE: GENIE ELECTRIQUE  
OPTION: ROBOTIQUE**

**Mémoire présenté pour l'obtention  
Du diplôme de Master Professionnel**

**Par:**

**DJILAT Hamza**

**BENKHELIL Abou bakr**

**Intitulé**

**Mise en œuvre d'une plateforme de  
développement volante « UAV »  
type Hexarotor**

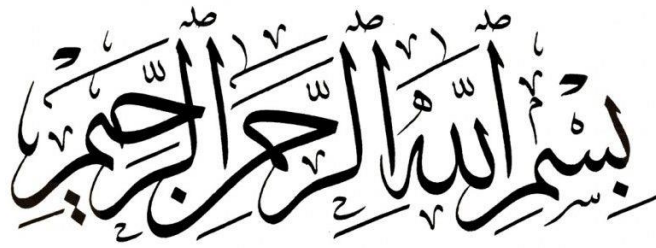
**Soutenu devant le jury composé de:**

**BENYATTOU Loutfi**      Université Mohamed Boudiaf - M'sila Président

**GHALEB Mohamed**      Université Mohamed Boudiaf - M'sila Encadreur

**BOUDIA Assam**      Université Mohamed Boudiaf - M'sila Examineur

**Année universitaire : 2021 /2022**



## *Dédicaces*

*Du fond du cœur je dédie ce travail:*

- + A mes parents en signe d'amour de reconnaissance et de gratitude pour les sacrifices qu'ils ont fait.*
- + A mes chères frères , à qui je dois tout l'amour.*
- + A ma grande famille.*
- + A tout ceux qui me sont chers.*
- + À tous ce qui m'ont aidé de près ou de loin dans la réalisation du projet.*
- + Tous ceux qui m'aiment et ceux qu'on aime.*
- + A toutes ces personnes (enseignants et professeurs) qui m'ont enseigné ou encadré du primaire jusqu'à l'université, et grâce à qui, j'ai pu gravir les échelons, jusqu'à ce niveau.*
- + Je dédie en fin, ce présent mémoire, à chaque personne, dont l'aide, les conseils et le concours, m'a/ m'ont permis de franchir tous les obstacles qui se sont dressés sur mon chemin.*

**DJILAT Hamza**

## *Dédicaces*

*Du fond du cœur je dédie ce travail:*

- + A mes parents en signe d'amour de reconnaissance et de gratitude pour les sacrifices qu'ils ont fait.*
- + A mes chères frères , à qui je dois tout l'amour.*
- + A ma grande famille.*
- + A tout ceux qui me sont chers.*
- + À tous ce qui m'ont aidé de près ou de loin dans la réalisation du projet.*
- + Tous ceux qui m'aiment et ceux qu'on aime.*
- + A toutes ces personnes (enseignants et professeurs) qui m'ont enseigné ou encadré du primaire jusqu'à l'université, et grâce à qui, j'ai pu gravir les échelons, jusqu'à ce niveau.*
- + Je dédie en fin, ce présent mémoire, à chaque personne, dont l'aide, les conseils et le concours, m'a/ m'ont permis de franchir tous les obstacles qui se sont dressés sur mon chemin.*

***BENKHELIL Aboubakr***

## *Remerciements*

*Au nom d'Allah, le Tout miséricordieux, le Très miséricordieux.*

*Ce n'est pas parce que la tradition exige que cette page se trouve dans ce travail, mais parce que les gens à qui s'adressent nos remerciements les méritent vraiment.*

*Tout d'abord nous souhaitons avant tout remercier LE PROF Mr. BOUZIDI RIAD de nous avoir donné des idées très importantes pour améliorer notre projet.,*

*Aussi, nous nous remercions le binôme Mr. Hamza DILAT et Mr. BENKHELIL Abou bakr d'avoir terminé le travail dans des circonstances et des obstacles difficiles, et nous remercions nos familles de nous avoir supportés*

*Enfin, nous tenons à présenter nos remerciements au Mr. Ghellab mohamed et Mr. Zeglache Samir De privilège d'encadrer nos travaux et au cadre administratif.*

*Merci à vous tous*

# Table des Matières

<b>Introduction Générale</b> .....	1
<b>Chapitre I : Etat de L'art</b>	
<b>I.1. Introduction</b> .....	2
<b>I.2 Définition d'un drone</b> .....	2
<b>I.3 Historique</b> .....	3
<b>I.4. Classification des drones</b> .....	7
<b>I.4.1.Selon la taille</b> .....	7
<b>I.4.2.Selon le mode de propulsion</b> .....	9
<b>I.4.2.1.drones à voilures fixes</b> .....	9
<b>I.4.2.2.drones à ailes battantes</b> .....	10
<b>I.4.2.3.drones à voilures tournantes</b> .....	10
<b>a)Les Mono-rotor</b> .....	10
<b>b)Les birotors</b> .....	11
<b>c)Les trirotors</b> .....	11
<b>d)Les Quadrotors</b> .....	12
<b>e)Les Hexarotor</b> .....	12
<b>f)Octocoptère</b> .....	13
<b>I.5. Les domaines d'applications de drones</b> .....	14
<b>I.5.1.Dans le domaine militaire</b> .....	14
<b>I.5.2.Dans le domaine civiles</b> .....	14
<b>I.6.Commande des multi-rotors</b> .....	16
<b>I.6.1.Les contrôleurs linéaires</b> .....	16
<b>I.6.1.1.La commande par PID (pour Proportionnel - Intégral - Dérivé)</b> .....	16
<b>I.6.1.2.La commande par placement de pôles</b> .....	16
<b>I.6.1.3.La commande linéaire quadratique</b> .....	16
<b>I.6.1.4.La commande H inf</b> .....	17
<b>I.6.2.Les techniques de commande non linéaires</b> .....	17
<b>I.6.2.1.Commande basée sur la linéarisation par retour d'état</b> .....	17
<b>I.6.2.2.Commande par Backstepping</b> .....	17
<b>I.6.2.3.Commande par mode glissant</b> .....	17
<b>I.6.2.4.Commande prédictive</b> .....	17
<b>I.6.2.5.La commande par logique floue</b> .....	18
<b>I.7.Conclusion</b> .....	18

## Chapitre II : Conception et modélisation

<b>II.1. Introduction:</b> .....	19
<b>II.2. Description générale du système étudié</b> .....	19
<b>II.2.1. Principe de vol</b> .....	19
<b>II.2.2. les mouvements possible</b> .....	20
<b>II.2.2.1. Mouvement vertical</b> .....	20
<b>II.2.2.2.Le tangage</b> .....	21
<b>II.2.2.3.Le roulis</b> .....	22
<b>II.2.2.4. Le lacet</b> .....	22
<b>II.2.2.5. vol stationnaire</b> .....	23
<b>II.3. Etude et conception des différentes parties du système</b> .....	24
<b>II.3.1. Cahier de charge</b> .....	24
<b>II.3.2. Architecture du projet</b> .....	24
<b>II.3.3. Choix du matériel</b> .....	25
<b>II.3.3.1. Le châssis</b> .....	25
<b>II.3.3.2. Les Hélices</b> .....	25
<b>II.3.3.3. Les Moteurs Brushless(BLDC)</b> .....	26
<b>II.3.3.4. Les Contrôleurs électroniques de vitesse (ESC : Electronic speed control)</b> . .....	28
<b>II.3.3.5. Alimentation</b> .....	29
<b>II.3.3.6. Capteurs IMU-MPU 9250/6050</b> .....	30
<b>II.3.3.7.La communication I2C</b> .....	31
<b>II.3.3.8.Système de pilotage stm32F407</b> .....	31
a) Le STM32F4DISCOVERY offre les caractéristiques suivantes .....	32
b).Exigences du système .....	33
c). Matériel et disposition .....	33
<b>II.3.4.Programmation du STM32F407</b> .....	35
<b>II.3.4.1. Blockset Simulink</b> .....	35
<b>II.3.4.2. Blockset Waijung</b> .....	35
<b>II.3.5.La commande MLI (PWM)</b> .....	36
<b>II.4. Modèle du système aérodynamique</b> .....	37
<b>II.4.1. la matrice de rotation</b> .....	37
<b>II.4.2. Effet physique agissant sur l'hexarotor</b> .....	39
<b>II.4.2.1. Forces agissants sur le drone</b> .....	39
<b>II.4.2.1.1. Le poids</b> .....	39
<b>II.4.2.1.2. La Poussée</b> .....	40

II.4.2.1.3. La traînée .....	40
II.4.2.2. Moments agissants sur le drone .....	40
a) La rotation autour de l'axe x .....	40
b) La rotation autour de l'axe y .....	41
c) La rotation autour de l'axe z .....	41
II.4.2.3. Effet gyroscopique .....	41
II.4.3. Développement du Modèle mathématique selon Newton-Euler .....	42
II.4.3.1. Dynamique de translation .....	44
II.4.3.2. Dynamique de rotation .....	45
II.4.4. Représentation d'état du système .....	46
II.5. Réalisation d'un prototype .....	47
II.6. Conclusion .....	52

### Chapitre III: Commande et résultats

III.1. Introduction .....	53
III.2 Système en boucle ouvert .....	53
III.3 le modèle dynamique de hexarotor sous MATLAB/SIMULINK .....	54
III.3.1 modèle angulaire .....	54
III.3.2 modèle positionnement .....	54
III.3.3 modèle dynamique complet .....	55
III.3.4 equation des vitesses angulaire sous MATLAB/SIMULINK .....	55
III.3.5 la somme des vitesses angulaire $\Omega_r$ .....	56
III.3.6 les paramètres et les variables utilisés dans le modèle de hexarotor .....	57
III.4 Commande en boucle fermée .....	57
III.5 Commande PID .....	57
III.5.1 Action proportionnelle .....	58
III.5.2 Action intégrale .....	58
III.5.3 Action dérivée .....	58
III.6 l'application de contrôleur PID pour le système de hexarotor .....	59
III.7 résultat de la commande PID .....	59
III.8 Conclusion .....	60
Conclusion générale .....	61
Références bibliographiques .....	62
Résumé .....	65

# Liste des figures

## Chapitre I

Figure I.1: (a)Maquette de vis aérienne de Léonard de Vinci, (b) Bombardement par Balloon en 1849.....	3
Figure I.2 : Premier UAV au monde, 1916 .....	4
Figure I.3 : avion Voisin BN3.....	4
Figure I.4 : Drone Denny 1 (TDD-1). .....	4
Figure I.5 : Predator-and-hellfire .....	5
Figure I.6 : L'AR Drone.....	6
Figure I.7 : Classification des drones selon leur masse (kg).....	7
Figure I.8 : Exemples de drones HALE.....	8
Figure I.9 : Exemples de drones MALE. ....	8
Figure I.10 : Exemples de micro drones.....	8
Figure I.11 : Exemples de mini drones.....	9
Figure I.12 : Exemples de drones TUAV .....	9
Figure I.13 : Drone à voilures fixes .....	10
Figure I.14 : Reconstitution de l'Ornithoptère de Léonard de Vinci. ....	10
Figure I.15 : Avion 3D.....	11
Figure I.16 : L'hélicoptère Yamaha air max (a), Hovereve de bertrin technologie (b) et Auryon (c).....	11
Figure I.17 : Trirotor (a), le vectron (b) et hélicoptère auto stable (c).....	12
Figure I.18 : Exemple de type d'un quadrotor.....	12
Figure I.19 : Exemple de type d'un drone Hexarotor .....	13
Figure I.20 : Exemple de type d'un drone Octocoptère .....	13
Figure I.21 : Drone militaires de surveillance : (a) global hawk et (b).....	14
Figure I.22 :(a)Application des drones dans les missions de recherche et de sauvetage. . (b) Un drone Fly-n-Sense X4 en vol proche d'un incendie . (c)Application de drones dans l'espace. (d)Application de drones dans la protection de l'environnement. (e). Le drone AscTec Falcon 8+ .....	15

## Chapitre II

Figure II.1: Sens de rotation de chaque moteur de l'hexarotor.....	20
Figure II.2 : Le mouvement vertical sur l'axe de Z.....	21
Figure II.3 : Illustration du mouvement de tangage.....	21
Figure II.4 : Illustration de mouvement de roulis .....	22
Figure II.5 : Illustration du mouvement de lacet .....	23
Figure II.6 : Illustration du vol stationnaire .....	23
Figure II.7 : Le schéma fonctionnel du hexarotor .....	24

Figure II.8 : Le châssisF550.....	25
Figure II.9 : L'hélice .....	26
Figure II.10 : Brushless Motor 930kv .....	27
Figure II.11 : Principe de l'ESC .....	28
Figure II.12 : Variateur de vitesse 30A .....	29
Figure II.13 : générateur électrique(a). batterie Li-Po (b) .....	30
Figure II.14 : Capteurs IMU-MPU 9250/6050.....	30
Figure II.15 : Schémas I2C1 .....	31
Figure II.16 : Système de pilotage stm32F407 .....	32
Figure II.17 : Schéma fonctionnel du matériel.....	34
Figure II.18 : Largueur d'impulsion .....	36
Figure II.19 : Commande par MLI .....	36
Figure II.20 : Géométrie du hexarotor .....	37
Figure II.21 : Les trois rotations roulis tangage, et lacet .....	38
Figure II.22 : Distances du rotor hexarotor au centre de gravité.....	41
Figure II.23 : Schéma de Raccordement .....	47
Figure II.24 : Pilotage d'un ESC avec un STM32F407 .....	48
Figure II.25 : Prototype de Pilotage d'un ESC avec un STM32F407.....	48
Figure II.26 : La programmation graphique .....	49
Figure II.27 : (a) Target Configuration (b) Configuration PWM (c) Convertisseur analogique-numérique régulier .....	49
Figure II.28 : Signal MLI envoyé au moteur avec une consigne de vitesse faible (1 ms).....	50
Figure II.29 : Signal MLI envoyée au moteur avec une consigne de vitesse élevé (2ms).....	50
Figure II.30 : Schéma d'un Installation du moteur avec châssis et ESC 30A.....	51
Figure II.31 : Prototype de Hexarotor .....	51

### **Chapitre III**

Figure III.1 : Schéma bloc de la Commande en boucle ouverte.....	54
Figure III.2 : Schéma bloc de modèle angulaire .....	54
Figure III.3 : shémas bloc de modèl de positionnement.....	55
Figure III.4 : Schéma bloc de modèle dynamique totale .....	55
Figure III.5 : Schéma bloc de l'equation de la vitesse .....	56
Figure III.6 : Schéma bloc de la somme des vitesses angulaires $\Omega_r$ .....	56
Figure III.7 : Schéma bloc de la Commande en boucle fermée .....	57
Figure III.8 : Schéma bloc de la Commande PID .....	58
Figure III.9 : Schéma bloc de la Commande PID pour hexarotor .....	59

Figure III.10 : resultat du réponse après la commande PID .....59

## Liste des Tableaux

### Chapitre II.

Tableau II.1 : Caractéristiques du moteur Brushless 930 KV . .....28

# **Introduction Générale**

# INTRODUCTION GENERALE

Les UAV « Les véhicules aériens sans pilote », communément appelés drones, deviennent de plus en plus courants dans la société moderne. L'utilisation de drones est omniprésente dans les opérations de reconnaissance et militaires, fournissant des renseignements critiques et des images de surveillance en temps réel des activités sur le terrain.

la conception d'un tel système est assez complexe et demande une attention particulière, car elle nécessite toujours une certaine expertise dans de nombreux domaines tels que l'aérodynamique, l'électronique, l'informatique et la transmission sans fil. Non seulement cela, mais notez que pour les drones, le défi scientifique est la complexité de leur comportement dynamique et de leur navigation, et que ce type d'appareil peut souvent être utilisé pour effectuer plusieurs tâches spécifiques, et est donc conçu avec ce besoin à l'esprit. La question qui se pose alors est de savoir comment la manœuvre et la simulation des mouvements d'un drone, notamment d'un hexacoptère, peuvent être adaptées à ces tâches ?

La raison du choix de l'hexarotor est en plus à ses avantages (leur capacité de charge accrue et leur haute manœuvrabilité.....etc.), le domaine de la recherche est encore confronté à défis dans le domaine du contrôle parce que l'hexarotor est un système multivariable non linéaire et puisqu'il a six degrés de liberté et six actionneurs, c'est un système sous-actionné.

Donc L'objectif de ce projet de fin d'études est de mener des études de conception et des simulations de l'hexacoptère. ainsi que d'arriver à un point qui nous permettra de développer des lois de commande à base du processeur DSP stm32.

Pour atteindre cet objectif, nous nous sommes rendus compte qu'il est indispensable d'avoir une connaissance approfondie du logiciel et des outils de développement blockset Simulink et Waijung, c'est pourquoi une grande partie de ce travail y est consacrée. Il est indispensable aussi de se familiariser avec la famille stm32xx qui est très riche en fonctionnalités plus ou moins avancées.

Une fois ces objectifs atteints, nous passerons au développement d'une application graphique qui aura pour but de simplifier le développement de logiciels ayant pour cible un processeur DSP STM32. Le but étant de démocratiser ce processeur en présentant une couche d'abstraction supplémentaire et ainsi d'éviter aux étudiants chercheurs de se heurter à la complexité des outils.

Dans ce travail, nous n'aborderons que très brièvement la partie développement Hardware, cela s'explique par le fait de la difficulté voire l'impossibilité de mettre en oeuvre tous les outils de développement (Hardware et Software) en quelque mois. Et surtout par le fait que la mise en oeuvre de toute solution

## Introduction Générale

---

commence d'abord en général par le développement de la partie Software puis par la partie Hardware. Ce travail est ainsi organisé:

- Etat de l'art
- Conception et modélisation
- Commande et résultats
- Conclusions et perspectives.

# **Chapitre I**

**Etat de l'art**

## I.1. Introduction :

Un système sous-actionné est un système qui présente un nombre de degrés de liberté supérieur au nombre d'actionneurs, il évolue dans un domaine à trois dimensions (3D). Une réduction du nombre d'actionneurs peut être utile pour réduire la masse du système ainsi que son coût de fabrication. Parmi les Systèmes sous-actionnés, on peut citer par exemple, les hélicoptères, les robots Mobile ... [1].

Au cours de la dernière décennie, les développements technologiques ont permis la conception et la construction de micro-avions ou de micro-hélicoptères dotés de capacités de vol autonomes de plus en plus développées. Ces appareils sont appelés drones. En raison de ses applications civiles et militaires, le nombre d'industriels et d'universités intéressés par les drones ne cesse d'augmenter.

Dans ce chapitre, nous essaierons de présenter brièvement l'état de l'art des drones.

## I.2 Définition d'un drone :

Il est intéressant de lire ce que retiennent les dictionnaires pour définir un drone. Le Petit Robert nous apprend que le mot drone est apparu dans la langue française en 1954, il vient de l'anglais signifiant "Faux bourdon". L'autre définition du Petit Robert indique que c'est un petit avion de reconnaissance, sans pilote, télécommandé ou programmé. L'encyclopédie Universalis propose une définition un peu plus générale. Elle indique qu'un drone (en anglais U.A.V. pour Unmanned Aerial Vehicle) est un véhicule aérien sans pilote. Il peut donc faire appel au concept de l'avion, de l'hélicoptère voir de la fusée [2]. La fonction principale de ces véhicules aériens est d'étendre la vision humaine au-delà de l'horizon naturel, afin d'accomplir des travaux à risques ou dans des environnements hostiles [3]. L'utilisation des drones a d'abord été connue dans les applications militaires, comme la surveillance et la reconnaissance et comme plateforme de désignation de cible ou comme arme. Puis, plusieurs

Les 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.

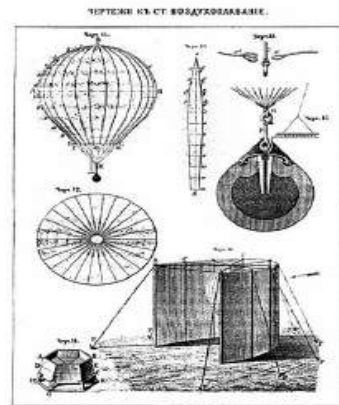
La réalisation d'un drone efficace, de petite taille « mini ou micro drone » et de bas coûts est devenue possible grâce à des innovations technologiques dans les domaines de l'électronique et des systèmes embarqués. Ces systèmes ont la capacité d'embarquer plusieurs types de capteurs simultanément.

### I.3 Historique :

Un drone est un aéronef sans pilote à son bord et doté d'une certaine autonomie et d'une capacité de décision [4]. L'utilisation des aéronefs sans pilote à des fins militaires n'est pas une nouveauté historique. Des cerfs-volants et des ballons chargés d'explosifs aux "bombes volantes" ont été utilisés dans de nombreux conflits de l'histoire pour l'observation ou le combat. En passant par les aéronefs automatisés. Des siècles d'innovation et d'effort technologique ont été passés. En 1483, le père de l'hélicoptère Léonard de Vinci a imaginé le concept de la machine volante à aile tournante nommée vis aérienne (voir Figure I.1) basée sur le principe de la vis d'Archimède. En 1754, le russe Mikhaïl Lomonosov a développé un modèle complexe avec deux rotors coaxiaux contrarotatifs entraînés par un mécanisme d'horlogerie, l'aéronef vole librement et atteint une bonne altitude, ce concept contribue au développement de l'hélicoptère moderne. La première utilisation des drones pour le combat remonte à 1849, lorsque les Autrichiens utilisaient des ballons chargés d'explosifs pour attaquer la ville italienne de Venise[5].



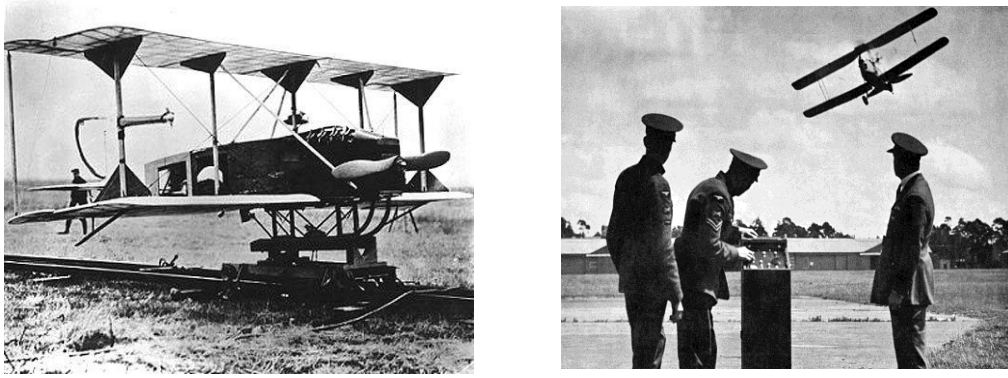
(a)



(b)

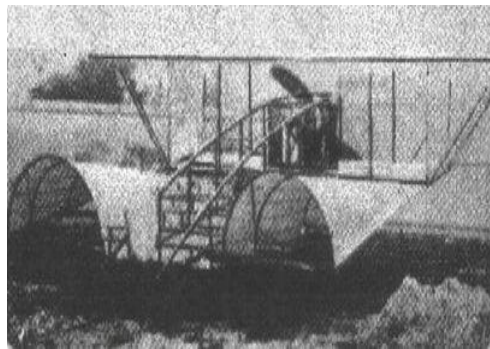
**Figure I.1:** (a)Maquette de vis aérienne de Léonard de Vinci, (b) Bombardement par Balloon en 1849.

La conception des drones a commencé pendant la Première Guerre mondiale : des prototypes ont été proposés, avec des tentatives de « torpilles aériennes » (telle le Kettering Bug) télécommandées par télégraphie sans fil et embarquant un gyroscope, mais qui n'a jamais été opérationnel sur le terrain. En 1916, au Royaume-Uni, fut conçu l'Aerial Target, un projet d'avion-cible, par l'ingénieur Archibald Low.



**Figure I.2:** Premier UAV au monde, 1916.

Le 2 juillet 1917 en France le pilote Max Boucher, fait voler un avion Voisin « sans l'intervention de l'homme » sur 1 km. Au début de l'année 1918, un projet d'« avions sans pilotes » a été lancé. Après l'amélioration du système de pilotage automatique, l'avion Voisin BN3 a volé pendant 51 min sur un parcours de 100 km.



**Figure I.3:** avion Voisin BN3

En 1941, l'US Navy passa commande de plus de mille exemplaires d'un nouveau modèle baptisé Target Drone Denny 1 (TDD-1). En 1938 l'armée allemande on développé des recherches sur des vecteurs guidés à distance et prenant la forme de bombes planantes anti-navires, des bombes antichar radioguidées et surtout de véhicules à chenilles filoguidés.



**Figure I.4:** Drone Denny 1 (TDD-1)

Dans les années 1990, la doctrine de la guerre « zéro mort » conduit à développer les projets de drones armés à travers le monde mais la toute première utilisation de ceux-ci a eu lieu durant la guerre Iran-Irak où l'Iran a déployé un drone armé de six RPG-7.



**Figure I.5:** Predator-and-hellfire

Cet engouement pour le développement des drones est aujourd'hui un vecteur très important du développement économique de l'industrie aérospatiale. D'après [6], l'ensemble des compagnies américaines détient environ 63% du marché des drones, lorsque dans le même temps les compagnies européennes détiennent moins de 7% des parts du marché mondial. Les entreprises américaines produisent à elles seules environ 66% du nombre total de VAA à travers le monde, dont l'application finale pour la grande majorité est militaire. Toutefois, de nombreux projets européens liés à certains consortiums voient aujourd'hui le jour afin de résoudre toutes les problématiques techniques en fonction des scénarios envisagés, ce qui nous amène à présent à discuter de la méthode de classification des drones. En effet, des caractéristiques techniques d'un VAA dépendront des missions auxquelles il pourra être employé et par conséquent son appartenance à une famille de drone.

La classification peut dépendre de nombreux paramètres comme l'altitude de vol, l'endurance (temps de vol de l'aéronef), les dimensions (ou leur capacité d'emport, ce qui est sensiblement équivalent) ou encore le type de voilure (il s'agit de l'architecture aéromécanique) [4].

D'autres pays ont également commencé de développer des UAV pour des applications non militaires. Par exemple, en 1998, une entreprise australienne a produit un UAV de 30 livres, appelé Aerosonde Laima, qui a traversé l'océan Atlantique de manière autonome sur seulement 1,5 gallon d'essence automobile [7], et un des premiers drones à avoir été présenté au grand public est l'AR Drone de Parrot (Figure I.1). Vendu en France à partir de 2010 pour près de 350€, il est à l'origine de nombreux autres projets volants de la famille des multicopters/multi rotors.

Il s'agit d'un « hélicoptère » télécommandé amélioré capable de faire du vol stationnaire tout en capturant une vidéo. Même si la technologie embarquée dans l'AR Drone est beaucoup plus complexe (gestion des rotors, capteurs, etc...)



**Figure I.6 : L'AR Drone**

L'intérêt pour les drones a connu un avancement accru, au cours de la dernière décennie. Le rapport annuel sur les prévisions aérospatiales publié par la FAA (Federal Aviation Administration) des États-Unis estime que plus de sept millions de drones seront achetés entre 2020 et 2026. Un autre rapport récent publié par PwC (PricewaterhouseCoopers) [8] estime le marché mondial des applications de drones à plus de 127 milliards de dollars d'ici la fin de l'année 2020. Cet avancement de la recherche et le développement de drones ont permis l'utilisation de ces engins autonomes dans le domaine militaire pour des diverses missions classiques, telles que l'inspection, la surveillance, la reconnaissance vidéo en temps réel, la surveillance des frontières, les attaques air-sol et air-air, ainsi que le brouillage des relais de communication, etc. l'estimation des polluants, la cartographie, l'imagerie agricole, l'enregistrement de films, la surveillance du trafic, etc [9].

### I.4. Classification des drones :

La classification unique des drones est un exercice impossible à réaliser dans la mesure où chaque pays possède la sienne. De plus, elle peut dépendre de nombreux paramètres comme l'autonomie en vol, l'altitude de vol, la charge utile embarquée, les dimensions ou la masse du drone ... [10]. Les drones de cette thèse sont classés en deux catégories :

#### I.4.1. Selon la taille :

Les Etats-Unis ont proposé une répartition en cinq catégories : micro, mini, tactique, MALE (Medium Altitude Long Endurance) et HALE (High Altitude Long Endurance). Une sixième catégorie pourrait faire son apparition avec des drones gros porteurs type cargo [11]. La Figure I.7 représente le spectre de masse des différents drones.

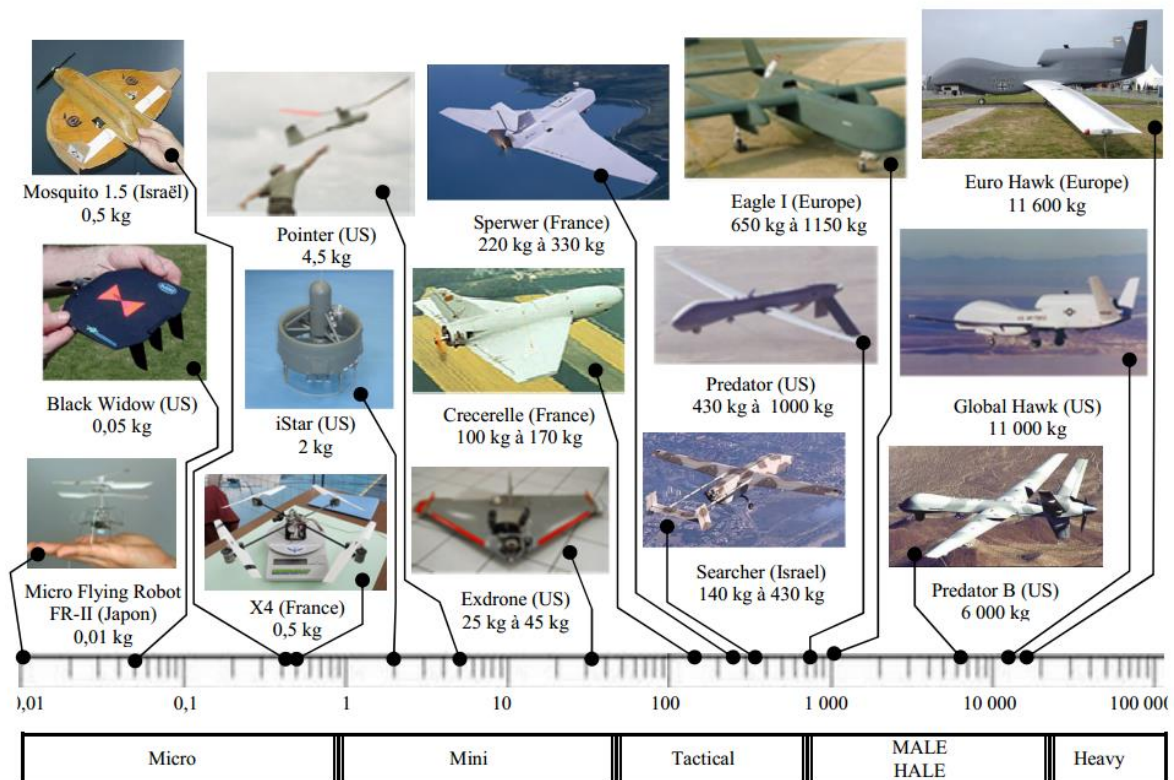


Figure I.7 : Classification des drones selon leur masse (kg)

**HALE** (Haute Altitude Longue Endurance) : Ce sont des drones de grande taille, le plus souvent à voilure fixe, chargés de missions de surveillance à haute altitude. Ils sont capables de rester très longtemps en vol et de collecter des informations sur de très longues périodes (entre 12 et 48 heures)[12].



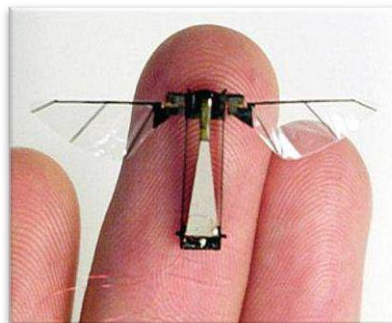
**Figure I.8 :** Exemples de drones HALE

**MALE** (Moyenne Altitude Longue Endurance) : ayant une autonomie d'une trentaine d'heures et évoluant entre 5 000 et 15 000 mètres d'altitude. La Figure I.9 présente les drones MQ-9 Reaper et MQ-1C Gray Eagle, tous les deux développés par General Atomics [4].



**Figure I.9 :** Exemples de drones MALE

**Micro drones** : cette classe d'UAV est caractérisée par le fait qu'une seule personne suffit aux opérations. Ce type de drones est en général propulsé électriquement. Ainsi, ils permettent de faire des vols à l'intérieur. Le coût peu élevé des matériaux et des composants rend cette catégorie attractive pour réaliser des applications civiles peu coûteuses [13]



**Figure I.10 :** Exemples de micro drones

**Mini-UAV** : les opérations de cette classe de drones exigent une équipe plus fournie que celle de micro-UAV. Ces drones volent en général à une vitesse de 70 km/h à une altitude d'environ 3,5 km. Leur durée d'intervention est d'environ 4h avec une charge utile de 4 kg [13].



**Figure I.11** : Exemples de mini drones

**TUAV** ( Tactical Unmanned Aerial Vehicles) : une autonomie d'une dizaine d'heures et évoluant à moins de 5 000 mètres d'altitude. La Figure I.12 présente les drones Hermes 450, construit par Elbit Systems, et RQ-7 Shadow, développé par AAI Corporation [4]



**Figure I.12** : Exemples de drones TUAV

#### **I.4.2.Selon le mode de propulsion :**

Le type de propulsion fournit une autre catégorie de classification, qui peut être Distinguer trois familles.

**I.4.2.1.drones à voilures fixes** : Ce type de véhicules utilisent des ailes fixes pour leurs déplacement, donc ils ont besoin d'une piste de décollage et atterrissage. Ils peuvent être :

- Plus lourds que l'air : type avion.
- Plus légers que l'air : type dirigeable qui utilisent de l'hélium pour générer une poussée verticale et des rotors pour générer des couples.



Figure I.13 : Drone à voilures fixes

**I.4.2.2.drones à ailes battantes :** Le plus important d'entre eux s'inspire de la nature et du vol des oiseaux ou des insectes : la propulsion par ailes battantes. Cette technologie permet le décollage et atterrissage vertical et le vol à des vitesses lentes, et elle est vieille de plus de 500 ans ! En effet, Leonard De Vinci fut le premier à penser et dessiner des engins utilisant des ailes battantes pour voler : les ornithoptères (Figure I.14). [14].

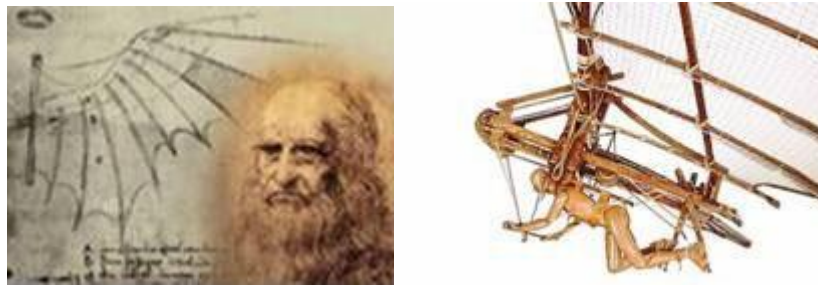


Figure I.14 : Reconstitution de l'Ornithoptère de Léonard de Vinci

#### I.4.2.3.drones à voilures tournantes :

Ce sont des UAVs qui 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 UAVs 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 [10]. Il existe plusieurs configurations de ces aéronefs (VTOL).

- a) **Les Mono-rotor :** 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 I.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. Ces avions mono rotor 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 [10].

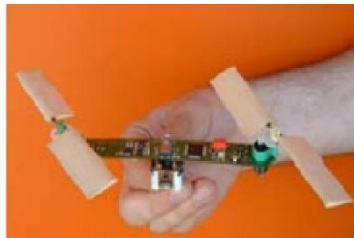


Figure I.15 : Avion 3D

b) **Les birotors** : Il existe plusieurs types de configurations à double rotor tels Par exemple un



(a)



(b)



(c)

Figure I.16 : L'hélicoptère Yamaha air max (a), Hovereye de bertrin technologie (b) et Auryon (c).

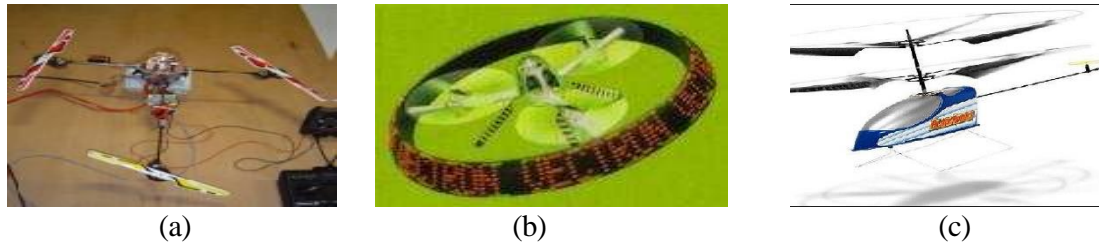
hélicoptère classique composé d'un rotor principal et d'un rotor de queue (figure I.16 (a)). Il existe aussi les appareils possédant deux rotors sur le même axe tournant dans des sens opposés comme l'Hover-Eye réalisé et commercialisé par Bertrin technologie (figure I.16 (b)), et le drone d'une mécanique birotor coaxial contrarotatif à pas variable développé par l'équipe AURYON (figure I.16 (c)) [10].

c) **Les trirotors** : Les drones à trois rotors sont divisés en trois catégories à savoir, le trirotor, le vectron et l'hélicoptère auto-stable.

Le trirotor se compose de deux rotors contrarotatifs à l'avant et d'un rotor à direction réglable à l'arrière. Le fonctionnement est similaire à celui d'un quadrirotor, mais les performances de vol ne sont pas aussi bonnes que celles d'un quadrirotor (figure I.17(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 I.17(b)).

Cet hélicoptère autostabilisateur, appelé "blade runner", est constitué de deux rotors à pas fixe montés sur le même axe et tournant dans des sens opposés (Figure I.17(c)). en raison du pitch obtenu Le rotor est situé à l'arrière de l'avion. Cet appareil ne peut être utilisé qu'à l'intérieur [10].



**Figure I.17 :** Trirotor (a), le vectron (b) et hélicoptère auto stable (c).

- d) **Les Quadrotors:** Un quadrotor est un engin volant doté de quatre rotors placés aux extrémités d'une armature en croix (Figure I.18). Ces quatre rotors lui fournissent la force verticale (portance) qui lui permet de décoller.

Son principe de fonctionnement est comme suit : Deux rotors de même axe tournent dans le sens horaire tandis que les deux autres tournent dans le sens inverse. Ses mouvements possibles sont le Gaz (montée ou descente verticale), le Roulis ou Tangage qui est une orientation que prend le quadrotor, et le Lacet qui est une rotation du quadrotor autour de lui-même.[15].



**Figure I.18 :** Exemple de type d'un quadrotor

- e) **Les Hexarotor :** Parfois, nous devons transporter une caméra ou un équipement plus lourd et c'est ce que cet avion peut faire car il est équipé de six moteurs répartis à un angle de 60°, où 3 fonctionnent dans le sens des aiguilles d'une montre et les trois autres fonctionnent en sens inverse. ce qui lui permet de gagner plus de puissance au décollage et une distance plus élevée que ses homologues précédents, sa bonne caractéristique est qu'il peut continuer à voler s'il a perdu l'un de ses moteurs.



**Figure I.19** : Exemple de type d'un drone Hexarotor

- f) **Octocoptère** : Octo signifie le nombre huit. Donc l'octocoptère offre ses 8 puissants moteurs qui fournissent la puissance à 8 hélices fonctionnelles. Cet engin a naturellement des aptitudes de vol plus larges que les modèles évoqués plus haut, et il est également très stable.



**Figure I.20** : Exemple de type d'un drone Octocoptère

## I.5. Les domaines d'applications de drones :

La plupart des missions actuellement réalisées avec des aéronefs habités peuvent aujourd'hui être effectuées par des drones. Ils permettent en particulier d'effectuer des missions dangereuses, et/ou répétitives, pour un coût moins important que les vols d'hélicoptères ou d'avions et sans risque pour le pilote. D'autre part, la miniaturisation de ces engins offre de nouvelles possibilités qui n'étaient pas permises à des aéronefs plus gros. Les mini-drones ont la possibilité de voler à basse altitude et, pour certains, en zone urbaine voire même à l'intérieur des bâtiments. De nombreux articles font un état des lieux quant à leur utilisation civile ou militaire [16]. Nous présentons quelques exemples d'utilisation civile et militaire :

### I.5.1. Dans le domaine militaire :

Les drones sont largement utilisés dans le contexte militaire. Ils effectuent notamment des missions d'observation et de surveillance sans faire courir de risque aux opérateurs. Les drones conçus pour avoir une longue endurance peuvent rester en l'air pendant plusieurs jours et ainsi effectuer des missions de longue durée n'importe où sur terre. Lors d'interventions de troupes au sol, ces drones servent également de relais pour les communications radio. Certains drones sont même armés et effectuent des missions d'attaque, ce type d'utilisation soulève de nombreuses questions éthiques [17].

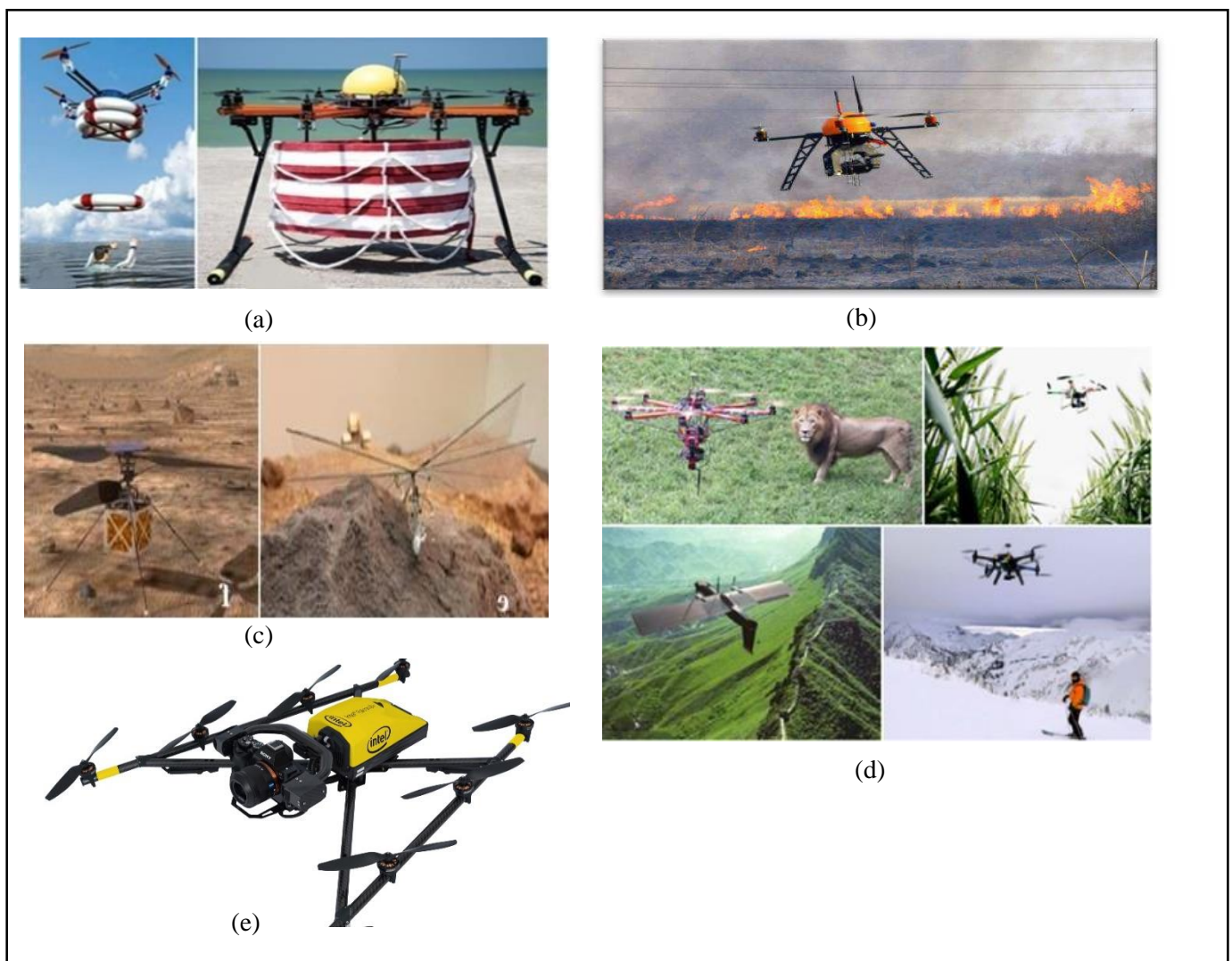


Figure I.21 : Drones militaires de surveillance : (a) Global Hawk et (b)

### I.5.2. Dans le domaine civil :

Les drones ont une variété d'applications dans notre vie quotidienne. Les drones peuvent désormais avoir plus de deux cents applications selon leurs types [18]. Par exemple, ces drones peuvent être utilisés pour des missions de recherche et de sauvetage [18]. Dans les opérations de recherche et de sauvetage, chaque seconde est vitale. Pour fonctionner le plus efficacement possible, il est important de

pouvoir obtenir une vue d'ensemble rapide de la situation. Alors que les avions habités et les hélicoptères ont besoin de temps pour être prêts à faire la mission, les drones peuvent être mis en action immédiatement sans perte de temps [18]. Les drones sont également utilisés pour la photographie et la vidéo aérienne. Le drone AscTec Falcon est spécialement conçu pour cette application (Figure I.22.(e)). [19]. ces drones peuvent être utilisés pour la protection de l'environnement, missions dans les océans ou autres planètes [18]. Drones équipés de caméras infrarouges peuvent donner des images même dans l'obscurité [18]. Ces drones peuvent être utilisés pour la reconnaissance et l'investigation des catastrophes naturelles, y compris les feux de forêt, les avalanches sur les montagnes, etc. [18], et récemment, le service de livraison de drones est devenu un sujet intéressant pour différentes entreprises à travers le monde. Par exemple, Amazon et Google aux États-Unis [18], DHL post service en Allemagne [18].



**Figure I.22 :** (a) Application des drones dans les missions de recherche et de sauvetage. . (b) Un drone Fly-n-Sense X4 en vol proche d'un incendie . (c) Application de drones dans l'espace. (d) Application de drones dans la protection de l'environnement. (e). Le drone AscTec Falcon 8+

## **I.6. Commande des multi-rotors :**

La conception d'un contrôleur de vol consiste à synthétiser des lois de commande qui calculent les entrées des actionneurs du véhicule pour produire les forces et les couples qui agissent et permettent d'obtenir un comportement désiré. Le domaine de la commande des multi-rotors est très vaste et ne peut pas être abordé ici dans son intégralité.

Les premiers travaux de recherche sur les multi-rotors se sont concentrés sur les drones quadri-rotors. Cela est en partie grâce aux diverses caractéristiques du quadri-rotor. Sa simplicité mécanique, son sous-actionnement ainsi que la non-linéarité et le couplage de sa dynamique ont rapidement fait du quadri-rotor un sujet de recherche très populaire. De plus, les avancées technologiques dans le domaine de la miniaturisation de l'électronique embarquée et l'apparition des micro IMU (Inertial Measurement Unit) ont permis de concevoir des quadri-rotors à taille réduite et à faible coût dédiés à la recherche. Au cours des dernières années, les drones hexa- et octo- rotors ont commencé à gagner l'attention de la communauté des chercheurs notamment dans le domaine de la commande tolérante aux défauts [20].

### **I.6.1. Les contrôleurs linéaires :**

#### **I.6.1.1. La commande par PID (pour Proportionnel - Intégral - Dérivé) :**

Cette commande classique n'a aucune exigence sur les paramètres du modèle commandé et elle est très simple à embarquer sur un processeur et à mettre en œuvre [21]. Cette approche a été testée avec succès sur plusieurs plateformes expérimentales comme les hélicoptères [22], les quadrirotor [23] et les drones à rotors coaxiaux [24].

#### **I.6.1.2. La commande par placement de pôles :**

La commande par placement de pôles est une méthode qui consiste à déterminer une matrice de gains qui place les valeurs propres du système en boucle fermée en des positions prédéfinies. C'est cette architecture de commande qui a été sélectionnée par [25] pour commander d'un hélicoptère, d'un quadrirotor et d'un drone à voilure fixe, respectivement.

#### **I.6.1.3. La commande linéaire quadratique :**

La commande linéaire quadratique, dite commande LQ (Linear Quadratic), est une méthode de synthèse qui permet de déterminer la commande optimale d'un système qui minimise (ou maximise) un critère de performance. Cette loi de commande a donné des résultats sans stabilisation d'attitude du quadrotor OS4 dans les travaux de S. Bouabdallah et André Noth. Ces résultats ont été comparés avec ceux obtenus par le contrôleur PID [26].

#### **I.6.1.4. La commande H inf :**

La commande H inf consiste à modeler le transfert de boucle de telle sorte qu'il présente un bon compromis entre performance et robustesse [27]. Un algorithme de commande H inf, développé par M.Chen et M.Huzmezan est appliqué sur une plateforme pivotant librement, est présenté dans [28]. L'avantage de l'approche H inf est que la synthèse de ce correcteur peut se faire en utilisant les techniques d'optimisation LMI (de l'anglais Linear Matrix Inequality) [28]. permet d'aboutir à un correcteur d'ordre relativement faible et donnant de bonne performance de commande.

#### **I.6.2. Les techniques de commande non linéaires :**

##### **I.6.2.1. Commande basée sur la linéarisation par retour d'état :**

Le principe de la Commande par linéarisation E/S est de transformer la dynamique non linéaire du système en une dynamique linéaire équivalente au moyen d'un changement de variables et d'un choix approprié des entrées de commande [3]. La linéarisation entrée-sortie consiste donc à créer une relation linéaire différentielle entre la sortie du système et sa nouvelle entrée [26].

##### **I.6.2.2. Commande par Backstepping :**

Commande par Backstepping est un algorithme récursif qui décompose le contrôleur en étapes et stabilise progressivement chaque sous-système. Toutefois, dans le cas des véhicules aériens, la détermination des entrées de commande est complexifiée dans la mesure où la dynamique de translation est sous actionnée. La structure résultante de cette approximation a également la forme adaptée pour la commande dite par Backstepping [29]

##### **I.6.2.3. Commande par mode glissant :**

Le contrôle en mode glissant (SMC) est l'une des techniques de contrôle robustes les plus utilisées pour contrôler les systèmes non linéaires en raison de ses caractéristiques attrayantes de convergence finie, de robustesse aux incertitudes et perturbations paramétriques et de simplicité relative d'élaboration. Cette technique de contrôle a été testée avec succès sur un grand nombre de plateformes [30]. Cependant, l'inconvénient principal associé à cette méthodologie est l'apparition des vibrations (phénomènes de chattering) dans les actionneurs qui peut endommager le système [15]

##### **I.6.2.4. Commande prédictive :**

La commande prédictive correspond à la résolution d'un problème de contrôle optimal effectué à chaque période d'échantillonnage. Cette méthode, séduisante en théorie, souffre cependant de sérieuses limitations pratiques, notamment en termes d'influence du temps de calcul [3]. Les commandes prédictives ont été mis

en place pour les hélicoptères dans, des drones à rotors coaxiaux dans et pour des drones convertibles dans [26].

#### **I.6.2.5. La commande par logique floue :**

L'idée de la commande par logique floue est de se rapprocher dans une certaine mesure de la flexibilité du raisonnement humain quant au pilotage d'un système. Elle introduit ainsi la notion de graduation lors de la commutation du signal de commande d'une structure à une autre. De cette façon, il est permis que la commande soit dans un état intermédiaire [31].

#### **I.7. Conclusion :**

Dans ce chapitre, nous avons présenté la définition des drones et son historique, ensuite un bref aperçu sur quelques types d'UAVs existant et ses applications et quelques méthodes des stratégies de commande pouvant être utilisées. Le choix d'une architecture de drones n'est pas aléatoire et doit notamment correspondre aux missions pour lesquelles il sera employé, ainsi qu'aux degrés de performances recherchés.

# **Chapitre II**

## **Conception et modélisation**

## II.1. Introduction:

Dans la prochaine section, nous allons développer un hexarotor lourd avec une configuration de cadre (X) et dériver le mouvement dynamique du modèle en conséquence. Nous allons voir les outils d'utilisation pour réaliser la plate forme d'hexarotor à base du processeur stm32.

## II.2. Description générale du système étudié :

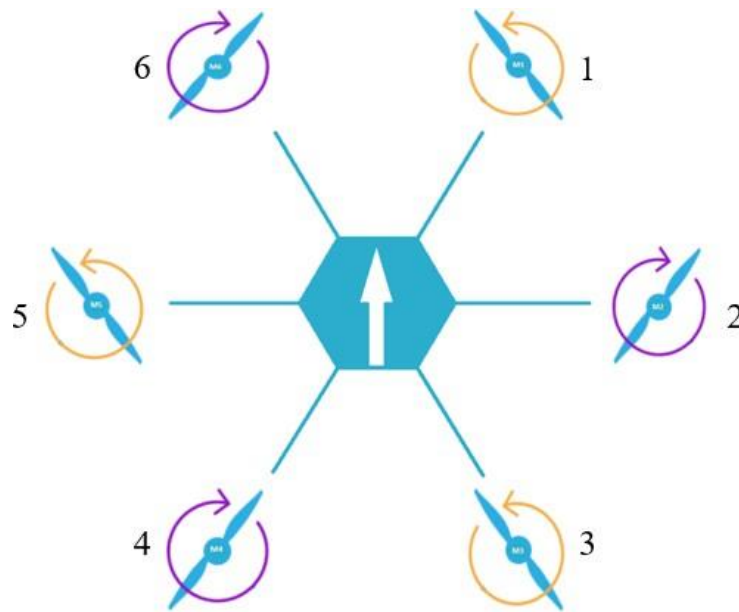
Le hexarotor est une véhicule aérien se compose essentiellement de six hélices situées orthogonalement le long du châssis. La figure 1 montre cette configuration. Il y a trois mouvements qui décrivent toutes les sens possibles :

Le roulis (rotation autour de l'axe X) est obtenu lorsque l'équilibre des moteurs 1, 2 et 3 (ou 6, 5 et 4) est modifié (augmentation ou diminution de la vitesse). En changeant l'angle, l'accélération latérale est obtenue. le mouvement de tangage (rotation autour de l'axe Y) est obtenu lorsque l'équilibre de la vitesse des moteurs 1 et 6 (ou 3 et 4) est modifié. Le changement d'angle entraîne une accélération linéaire. Le lacet (rotation autour de l'axe Z) est obtenu par un changement simultané de vitesse des moteurs (1, 3, 5) ou (2, 4, 6) [32]. L'hexarotor est un système sous-actionné et instable que de nombreuses œuvres ont utilisé un modèle simplifié afin d'ignorer l'effet non linéaire du système [33].

### II.2.1. Principe de vol:

Comme nous le savons déjà, le vol de l'hexarotor est dû à la portance du couple moteur-hélice, et la somme des forces des moteurs doit-etre supérieure au poids du l'avion pour pouvoir la faire monter ,Mais pour l'empêcher de tourner sur son axe de (Z), trois hélices doivent tourner dans un sens, dans le sens des aiguilles d'une montre, tandis que les trois autres hélices tournent dans l'autre sens. Pour pouvoir diriger l'avion, chaque deux hélices de la même ligne de châssis sont de sens de rotation opposé.

sa fonctionnement est très particulier. En modifiant subtilement la puissance du moteur, et en l'assemblant , on obtient 6 DDL ; c'est-à- dire trois mouvements de rotation autour de chaque axe du repère et trois mouvements de translation.Voici donc ci-dessous la Figure II.1 montrant la rotation de chaque hélice de l'hexarotor S



**Figure II.1:** Sens de rotation de chaque moteur de l'hexarotor

On voit donc grâce à ce figure que si on numérote chaque moteur {M1, M2, M3, M4, M5, M6} alors, les moteurs {M1, M3, M5} tourne dans le sens de montre (CW) et les moteurs {M2, M4, M6} tourne dans le sens inverse (CCW) et que l'avant de l'appareil se situe entre les moteurs {M1, M6}

## II.2.2. les mouvements possible :

Les quatres mouvements de base de hexarotor sont réalisés en variant la vitesse de chaque rotor ,changeant de ce fait la poussée produite. Le Hexarotor incline vers la direction du rotor le plus lent.

### II.2.2.1. Mouvement vertical :

La poussée vertical totale est considéré comme le mouvement à travers le long de l'axe z [35].Le mouvement ascendant et descendant est obtenu par la variation de la vitesse de rotation des moteurs (par conséquence la poussée produite), si la force de portance est supérieure au poids du Hexarotor le mouvement est ascendant, et si la force de portance est inférieure au poids du Hexarotor le mouvement est descendant. pour monter, on augmente la vitesse des moteurs simultanément, tous les moteurs tournent au même régime et inversement pour descendre. comme le montre dans la Figure II.2

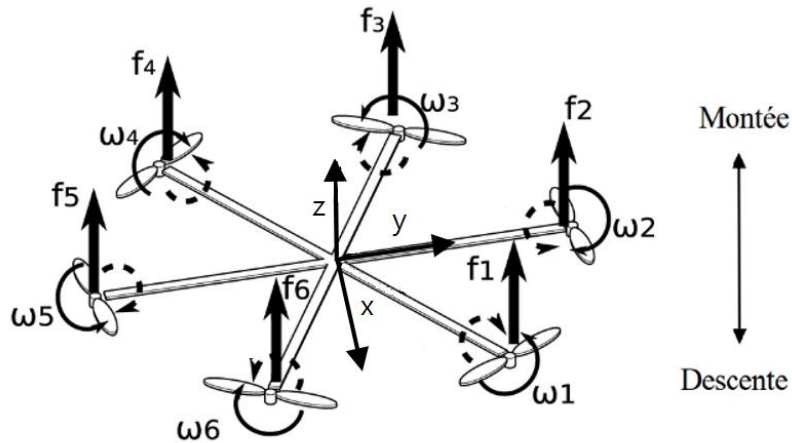


Figure II.2: Le mouvement vertical sur l'axe de Z

**II.2.2.2. Le tangage :**

Le tangage est la rotation autour de l'axe (Y). ce fait en augmentant les vitesses angulaires des rotors 1 et 6 et en diminuant les vitesses angulaires des rotors 3 et 4. Les rotors 2 et 5 ne produisent pas de couple autour de l'axe (Y) , puisqu'ils sont positionnés directement sur lui dans l'axe (Y), donc il y a un tangage positif ,et ces étapes représentent la transition dans le sens négative à travers l'axe (X). Le tangage est donc utilisé pour effectuer un vol vers l'arrière et pareille vers l'avant ce fait en augmentant les vitesses angulaires des rotors 3 et 4 et en diminuant les vitesses angulaires des rotors 1 et 6 .donc il y a un tangage négatif ,et ces étapes représentent la transition dans le sens positif à travers l'axe (X) [36].

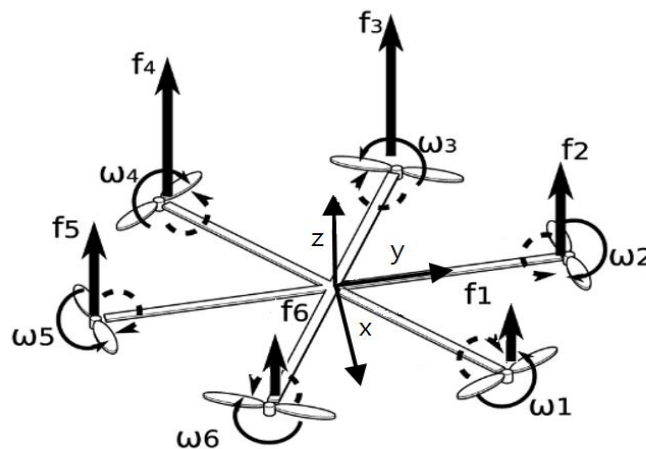


Figure II.3: Illustration du mouvement de tangage.

### II.2.2.3. Le roulis :

Le roulis est la rotation autour de l'axe x et est obtenu en diminuant /augmentant la vitesse angulaire des rotors 1, 2 et 3 et en même temps en augmentant/diminuant la vitesse angulaire des rotors 4, 5 et 6. Cela conduit à un couple autour de l'axe x et donc une accélération angulaire. donc il y a une translation dans les deux sens le long de l'axe (Y)

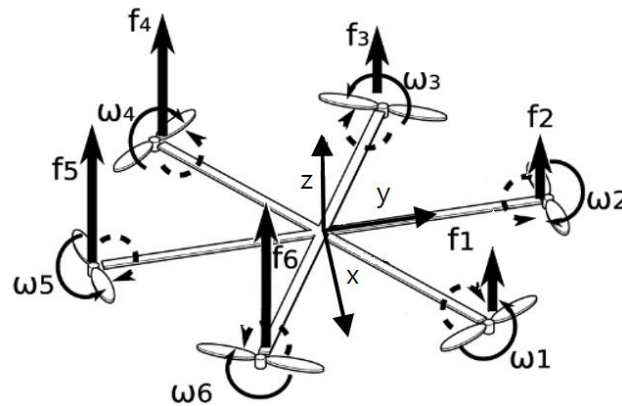


Figure .II.4 : Illustration de mouvement de roulis.

### II.2.2.4. Le lacet :

Le lacet est la rotation autour de l'axe z et pour commandé cette mouvement le fait est utilisé que chaque l'hélice cause un couple autour de l'axe z lorsqu'elle tourne. Ce couple est dirigé vers le sens opposé de la rotation de l'hélice, donc si l'hélice tourne dans le sens de montre il provoquera une rotation dans le sens inverse de la montre autour de l'axe z. Pour garder l'hexarotor stable les hélices doivent être tournées dans différentes directions de sorte que trois des les rotors tournent dans le sens des aiguilles d'une montre et les trois autres dans le sens contraire des aiguilles d'une montre. Un mouvement de lacet positif contrôlé est donc obtenu lorsque les vitesses angulaires des rotors 2, 4 et 6 sont augmentées tandis que les vitesses angulaires des rotors 1, 3 et 5 sont réduites. Le lacet est donc utilisé pour contrôler le cap de l'hexarotor, c.-à-d. sa rotation autour de Z.

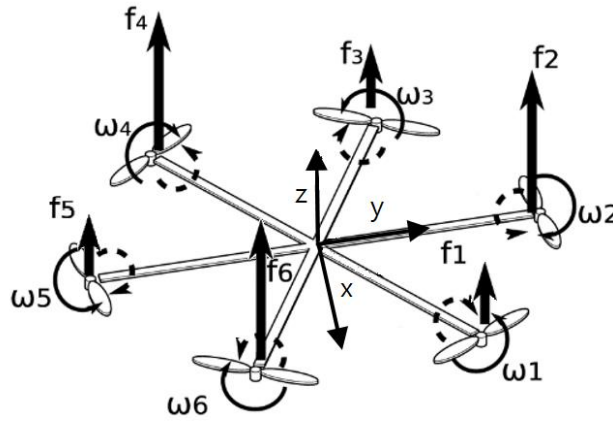


Figure II.5.: Illustration du mouvement de lacet.

II.2.2.5. vol stationnaire :

Un hexarotor est en vol stationnaire, lorsque les résultats de toutes les forces et de tous les couples agissant sur lui sont nuls. Ceci est réalisé lorsque toutes les forces de poussée sont égales et que la somme de toutes les forces de poussée est égale à la force gravitationnelle.

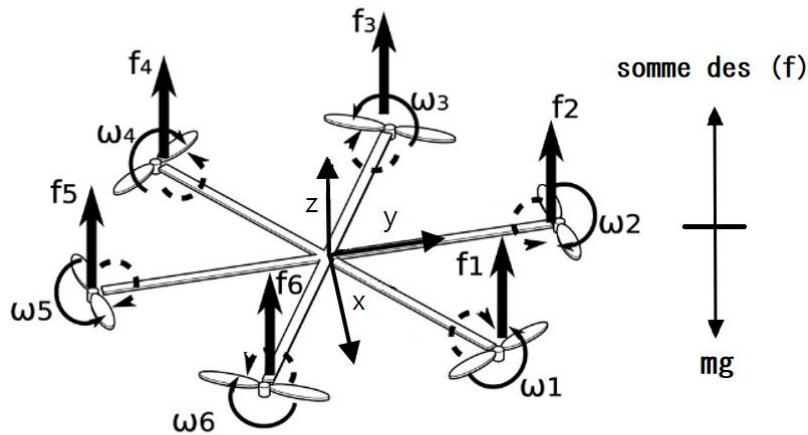


Figure II.6.: Illustration du vol stationnaire

## II.3. Etude et conception des différentes parties du système:

Nous pouvons construire un drone et être utilisé pour plusieurs tâches aériennes .la première étape de notre projet de recherche était de réaliser un drone Hexarotor qui sera utilisé pour l'implémentations des différentes lois de commande.

Le choix des matériaux est une étape importante dans la réalisation d'un drone ,Les composants sont sélectionnés en fonction des performances et de la compatibilité avec les autres composants sélectionnés.

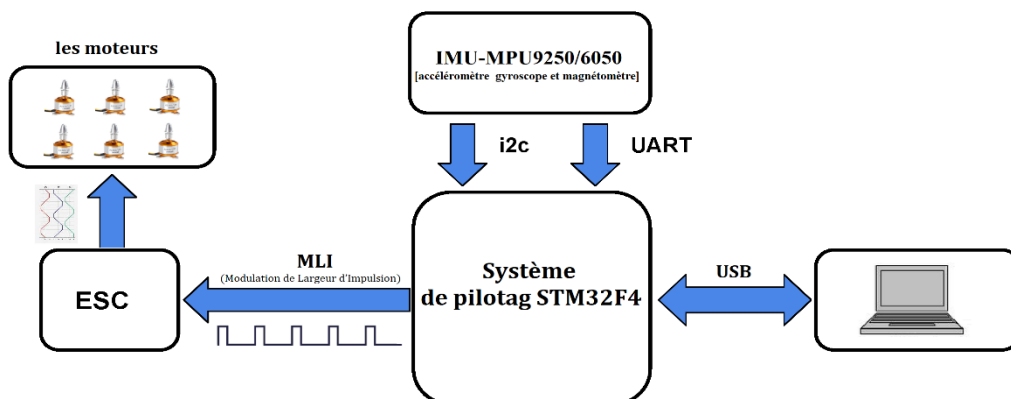
### II.3.1. Cahier de charge :

Notre drone est réalisé à l'aide de Six moteurs électriques, comme son nom l'indique « Hexarotor ».La structure mécanique sera réalisée comme fibre de verre + plastique ABS. Notre Hexa- rotor est réalisé à l'aide de Six moteurs électriques à courant continu de type brushless. La carte de contrôle est basée sur Système de pilotage STM32F407. Le traitement de données des différents capteurs et contrôle les moteurs par un Programmation de la MAR® Cortex®-M4 Microcontrôleurs STM32F4 avec Matlab Simulink®.

On va utiliser un capteur à 9 degrés de liberté (DOF) est relié à la carte STM32F4. Le capteur permet aux utilisateurs de mesurer l'accélération, la vitesse angulaire, l'inclinaison magnétique - le tout avec le protocole I2C à 2 fils. Les commandes des Six moteurs sont données sous la forme d'un signal MLI (Modulation de Largeur d'Impulsion), l'envoi des signaux MLI pour les moteurs et le décodage du signal du récepteur, se fait par les contrôleurs de vitesse ESC.

### II.3.2. Architecture du projet :

Voici un schéma détaillé de l'architecture matérielle retenue pour le projet, avec les types de communications mis en jeu entre les éléments.



**Figure II.7 :** Le schéma fonctionnel du Hexarotor

### II.3.3. Choix du matériel:

La première étape pour construire un drone Hexarotor à partir de zéro est de définir les composants utilisés et comment les connecter. Ces composants comprennent les hélices, les moteurs, la batterie, les contrôleurs de vitesse électroniques (ESC), le contrôleur de vol, et le châssis et capteur

#### II.3.3.1. Le châssis :

Le cadre du Hexarotor est choisi en fonction de l'objectif du Hexarotor. Habituellement, les petits drones sont utilisés pour les acrobates et les courses, parce qu'ils sont considérablement instable. Contrairement à cela, plus gros drones sont utilisés pour la photographie aérienne car ils sont plus stables avec un vol plus lisse. Ils doivent être conçus pour être solides, rigides et légers. Pour avoir de bonnes caractéristiques de légèreté, il est nécessaire de choisir un cadre symétrique avec le moins de déformation possible pour que le Hexarotor puisse donner des performances maximales. Un F550 (Figure II.8) est choisi pour obtenir des vols plus fluides et pour une observation plus claire des performances des systèmes de contrôle.



Figure II.8.: Le châssis F550

#### II.3.3.2. Les Hélices :

Les hélices sont choisies en fonction de la poussée qu'elles peuvent produire, selon le régime du moteur (RPM), pour obtenir la performance et l'altitude souhaitées du véhicule.

Chaque hélice doit fournir au moins un sixième du poids du véhicule, pendant la rotation dans la plage de régime du moteur pour effectuer planant. Dans un Hexarotor, trois des hélices tournent dans le sens des aiguilles d'une montre et les trois autres dans le sens inverse d'une montre pour équilibrer le couple produit

par la rotation d'hélices. Il existe plusieurs variables associées aux hélices, notamment : le pas, le diamètre, la corde et le matériau de l'hélice.

Les hélices avec un petit pas impliquent plus de traction à faible vitesse et moins de poussée à vitesse élevée. Au contraire, Les hélices avec un grand pas impliquent moins de traction à faible vitesse et plus de poussée à vitesse élevée. Les hélices de grands diamètres exigent plus de puissance pour tourner. Cependant, elles vont générer beaucoup de portance ce qui donne un vol plus stationnaire. A l'inverse, les hélices de petits diamètres ont besoin de moins de puissance mais avec moins de portance et un vol plus agressif [37]. Six hélices 10x5,5 (Figure II.9) sont sélectionnées pour ce projet, car elles peuvent fournir une poussée suffisante pour effectuer facilement des manœuvres de vol stationnaire .



**Figure II.9.:** L'hélice

### II.3.3.3. Les Moteurs Brushless (BLDC) :

Le moteur occupe une place très importante dans la conception des UAV car c'est lui qui fournira la principale source de propulsion, il sera choisi en fonction de la tâche que l'on prévoit faire avec le drone. Dans le domaine d'aéromodélisme comme celui-ci, on utilise en générale des moteurs spéciaux que l'on appelle moteur sans balais ou en anglais « Brushless ». Un moteur sans ballais ou BLDC pour « BrushLess DC motor », est une machine électrique de la catégorie des machines synchrones, dont le rotor est constitué d'un ou de plusieurs aimants permanents et pourvu d'origine d'un capteur de position rotorique que l'on appelle capteur à effet Hall. Vue de l'extérieure ces dispositifs ressemblent en tout point à des moteurs à courant continu. Il comporte d'ailleurs les mêmes composantes qu'un moteur à courant continu, à l'exception du collecteur. La grande différence ici c'est que le principe de rotation est inversé. En effet, contrairement au moteur à courant continu classique, ici c'est le stator qui est constitué d'un bobinage généralement triphasé alors que le rotor comporte plusieurs aimants permanents, de ce fait dans ce cas de figure et la plupart du

temps, c'est la cage du moteur, sur laquelle est fixé l'arbre qui va effectuer les mouvements de rotation sous l'effet du champ magnétique exercé par le stator. D'où l'appellation de ces moteurs aussi quelques fois, moteurs à cages tournantes. [38] Le principe du moteur est simple mais la commande électronique est plus élaborée. En effet, puisque que le système de commutation qui permet d'alimenter successivement les bobines est ici réalisé 28 électroniquement et non pas de façon mécanique, il faut connaître à chaque instant la position du rotor et envoyer le courant dans les bons groupes de bobines. Celle-ci transforme aussi le courant continu en courant triphasé à fréquence variable et va alimenter un à un les bobines pour créer un champ tournant et donc la rotation.

La caractéristique la plus importante pour ce type de moteurs est le KV, c'est tout simplement sa constante de vélocité, 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 930 tr/V fonctionnera à 11160 tr/min s'il est alimenté en 12 V. Notons enfin, une bonne efficacité ne peut être atteinte que si on adapte d'une manière optimale le moteur, le contrôleur de vitesse ESC et l'hélice. En effet, ils travaillent d'une manière homogène et forment un ensemble. le Tableau II.1 montre les spécifications des moteurs.



**Figure II.10.:** Brushless Motor 930kv

MODEL	KV (rpm/V)	Voltage (V)	Prop	Load Current (A)	Pull (g)	Power (W)	Efficiency (g/W)	Lipo Cell	Weight (g) Approx
A2212	930	11.1	1060	9.8	660	109	6.1	2-4S	52
	1000		1047	15.6	885	173	5.1		
	1400		9050	19.0	910	210	4.3		
	1800		8060	20.8	805	231	3.5		
	2200		6030	21.5	732	239	3.1		
	2450		6X3	25.2	815	280	2.9	2-3S	

Tableau II.1 : Caractéristiques du moteur Brushless 930 KV

**II.3.3.4. Les Contrôleurs électroniques de vitesse (ESC : Electronic speed control) :**

Alors que les anciens moteurs à balais peuvent être raccordés directement sur une source d'alimentation, les moteurs brushless décrit précédemment comme étant l'équipement de prédilection pour construire les multicopters ont par contre absolument besoin d'être pilotés par un contrôleur appelé les variateurs de vitesse. Les variateurs de vitesse appelée communément ESC pour Electronic Speed Control est comme son nom l'indique un dispositif muni de circuit électronique, microcontrôleur et d'un microprogramme ou firmware qui permettra au contrôleur de vol de gérer la vitesse et la direction d'un moteur. Quel que soit le type d'ESC son rôle principal est d'interpréter les signaux de commande venant du contrôleur ou du radio commande pour commander les vitesses des moteurs. Ici, l'essentiel est qu'à partir d'une source de courant continu à son entrée, l'ESC arrive à fournir un courant alternatif triphasé à sa sortie. Pour pouvoir alimenter tour à tour les trois groupes de bobine que possède le BLDC, le variateur de vitesses possède six interrupteurs, qui en combinant leurs états, connectent indépendamment chaque borne à la batterie.

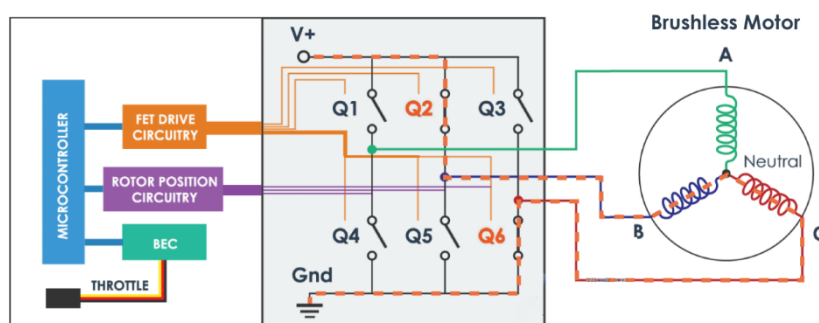


Figure II.11.: Principe de l'ESC

Les interrupteurs sont en fait des transistors MOSFET pilotés par le microcontrôleur. Le courant d'utilisation maximum de ces transistors qui est de l'ordre de 30A détermine le courant d'utilisation maximum de l'ESC. Pour augmenter cette valeur, un interrupteur est formé de plusieurs MOS en parallèle. Ainsi pour varier la vitesse de rotation du moteur, il faut aussi faire varier la tension

perçue par celle-ci. Cette séquence de commutation qui commande la tension d'alimentation du moteur est appelé PWM ou Pulse Width Modulation qui consiste à fractionner le courant continu de la batterie en impulsions de différentes largeurs, interrompues par des pauses durant lesquelles aucun courant n'est fourni. Chaque variateur produit une quantité déterminée d'impulsions par secondes appelé fréquence du variateur dont le nombre oscille entre quelques centaines et plusieurs milliers.



**Figure II.12.:** Variateur de vitesse 30A

### II.3.3.5. Alimentation :

Pour que tous les éléments qui composent Drone fonctionne comme prévus, il faut de l'électricité, d'où la nécessité d'un générateur électrique ou d'une batterie pour assurer l'alimentation. Les batteries utilisées sur un Hexarotor sont essentiellement des « Lithium Polymère » (Li-Po). Elles sont issues d'une technologie qui permet d'avoir un très bon rapport poids/puissance. Un élément Li-Po (1S) fournit une tension de 3,7v. Sur un drone, on utilise en général des batteries à 3 ou 4 éléments (3S ou 4S), Une batterie lipo a une capacité exprimée en mAh. L'intensité est aussi un critère de choix. La durée de vie de la batterie dépend du poids du drone, la taille du drone, le poids, et la taille des moteurs, il dépend des opérations effectuées par le drone. Un chargeur spécifique est à prévoir ainsi que des règles de sécurité très strictes car ces batteries peuvent exploser en cas de mauvaise manipulation. A noter que ces batteries doivent être stockées, en cas de non utilisation, à des températures relativement basses de l'ordre de 5°C.

Dans notre projet, nous utiliserons un générateur électrique de 12V pour alimenter les moteurs et Les Contrôleurs électroniques de vitesse et Système de pilotage.



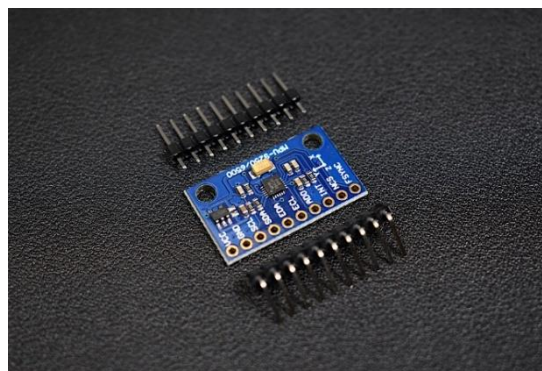
**Figure II.13.:** générateur électrique(a). batterie Li-Po (b)

### II.3.3.6. Capteurs IMU-MPU 9250/6050 :

Le MPU9250 est une unité de mesure inertielle (IMU) de 9 degrés de liberté (9 DoF). Cet capteur abrite un accéléromètre et un gyroscope dans le MPU6050 et un magnétomètre dans le AK8963. Le MPU9250 permet aux utilisateurs de mesurer l'accélération, la vitesse angulaire, l'inclinaison magnétique - le tout avec le protocole I2C à 2 fils [39]. Les broches SCL et SDA ont une résistance pull-up sur la carte pour une connexion directe au notre microcontrôleur STM32F4.

Un accéléromètre est un capteur qui permet de mesurer l'accélération linéaire d'un objet mobile. On parle d'accéléromètre même lorsqu'il s'agit de calculer les accélérations linéaires selon 3 axes orthogonaux.

Le capteur gyroscopique mesure la vitesse angulaire autour de 3 axes. Les valeurs retournées sont analogiques. Ce capteur permet au Hexa- rotor de maintenir son équilibre, de calculer sa vitesse de rotation et de trouver son orientation angulaire.



**Figure II.14.:** Capteurs IMU-MPU 9250/6050

### II.3.3.7. La communication I2C :

La communication I2C peut connecter un seul maître à plusieurs esclaves et plusieurs maîtres à un ou plusieurs esclaves (Figure II.15). Pour établir la communication I2C entre le MCU et l'IMU, seulement deux fils sont nécessaires, SCL et SDA. Toutes les données sont transférées via un fil SDA sous forme de bits, tandis que SCL synchronise les données avec le signal d'horloge qui est toujours contrôlé par le maître.

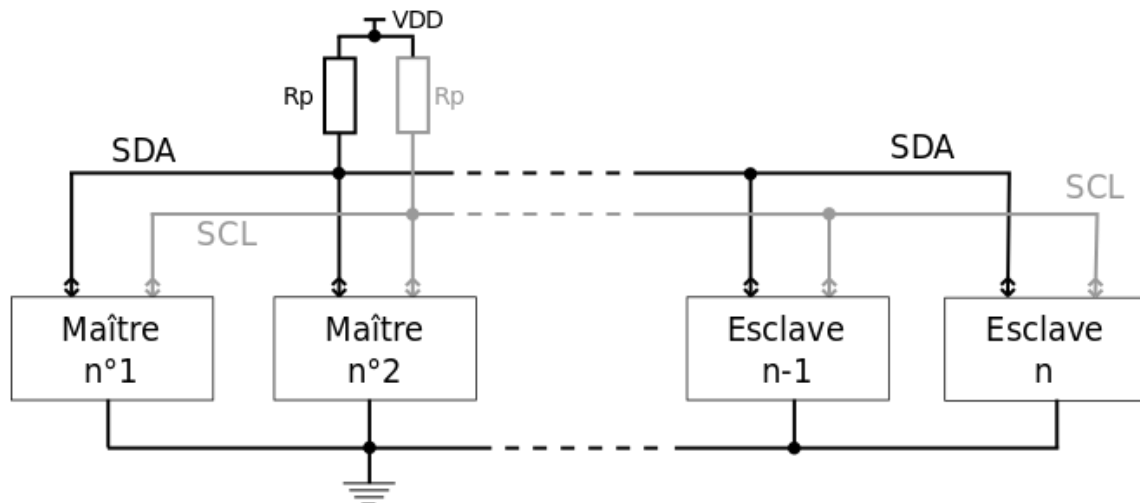


Figure II.15.: la liaisons I2C2

### II.3.3.8. Système de pilotage stm32F407 :

Le contrôleur de vol est essentiellement le cerveau de l'hexarotor. Il est configurable et programmable, permettant un ajustement pour différentes configurations d'Hexarotor. De manière générale, un contrôleur de vol est constitué d'une carte électronique complexe avec des capteurs intégrés, tels que des accéléromètres et des gyroscopes, capables de détecter les changements d'accélération et d'orientation. Grâce à ces capteurs, le contrôleur de vol peut stabiliser l'hexarotor en contrôlant la vitesse des moteurs. Le contrôleur de vol reçoit également des informations de l'utilisateur indiquant la trajectoire et les fonctions souhaitées. Le contrôleur de vol accepte ces commandes, utilise les données des capteurs et ajuste la vitesse des moteurs de l'hexarotor afin que l'hexarotor atteigne la trajectoire et la stabilité souhaitées par l'utilisateur. [40] Le contrôleur de vol permet de contrôler l'accélération, et les angles de roulis, tangage et lacet du quadri-rotor, et il détecte l'accélération et latitude du quadri-rotor.

Le kit STM32F4DISCOVERY Discovery permet aux utilisateurs de développer facilement des applications avec le microcontrôleur haute performance STM32F407VG avec le cœur 32 bits Cortex®-M4

de Arm®. Il comprend tout ce dont les débutants ou les utilisateurs expérimentés ont besoin pour démarrer rapidement,

C'est pourquoi nous l'avons utilisé dans notre projet. Le Système de pilotage stm32F4 sera programmé en utilisant Matlab Simulink et Waijung Blockset .



Figure II.16.: Système de pilotage stm32F407 :

a) Le STM32F4DISCOVERY offre les caractéristiques suivantes :

- Microcontrôleur STM32F407VGT6 doté de Cortex®-M4 32 bits avec noyau FPU
- Mémoire flash de 1 Mo, 192 Ko de RAM dans un pack LQFP100
- USB OTG FS
- Accéléromètre ST MEMS 3 axes
- Microphone numérique omnidirectionnel à capteur audio ST-MEMS
- DAC audio avec haut-parleur de classe D intégré
- Utilisateur et réinitialisation des boutons-poussoirs
- Huit DEL :

- LD1 (rouge/vert) pour la communication USB
- LD2 (rouge) pour mise sous tension de 3,3 V
- Quatre LED utilisateur, LD3 (orange), LD4 (vert), LD5 (rouge) et LD6 (bleu)
- Deux LED USB OTG, LD7 (vert) VBUS et LD8 (rouge) sur-courant
- Connecteurs de la carte :
  - USB avec Micro-AB
  - Prise de sortie casque stéréo
  - Tête d’extension à pas de 2,54 mm pour tous les E/S LQFP100 pour une connexion rapide à carte de prototypage et sonde facile
- Options d’alimentation flexibles : ST-LINK, USB VBUS ou sources externes
- Alimentation de l’application externe : 3 V et 5 V
- Logiciel libre complet comprenant une variété d’exemples, partie de STM32CubeF4 Pack MCU ou STSW-STM32068 pour l’utilisation des bibliothèques standard existantes
- Débogueur/programmeur embarqué ST-LINK/V2-A avec capacité de ré-utilisation USB : stockage de masse, port COM virtuel et port de débogage
- Soutien d’un large choix d’environnements de développement intégrés (EDI), y compris l’IAR Workbench®, MDK-ARM et STM32CubeIDE intégrés

#### a) Exigences du système

- Système d’exploitation Windows® (7, 8 et 10), Linux® 64 bits ou macOS® (a)
- Câble USB Type-A ou USB Type-C® vers Mini-B

#### b) Matériel et disposition

Le STM32F4DISCOVERY est conçu autour du microcontrôleur STM32F407VGT6 dans un pack LQFP 100 broches. La Figure II.17 illustre les connexions entre le STM32F407VGT6 et ses périphériques (STLINK/V2-A, boutons-poussoirs, LED, DAC audio, USB, accéléromètre ST-MEMS et microphone, et connecteurs)

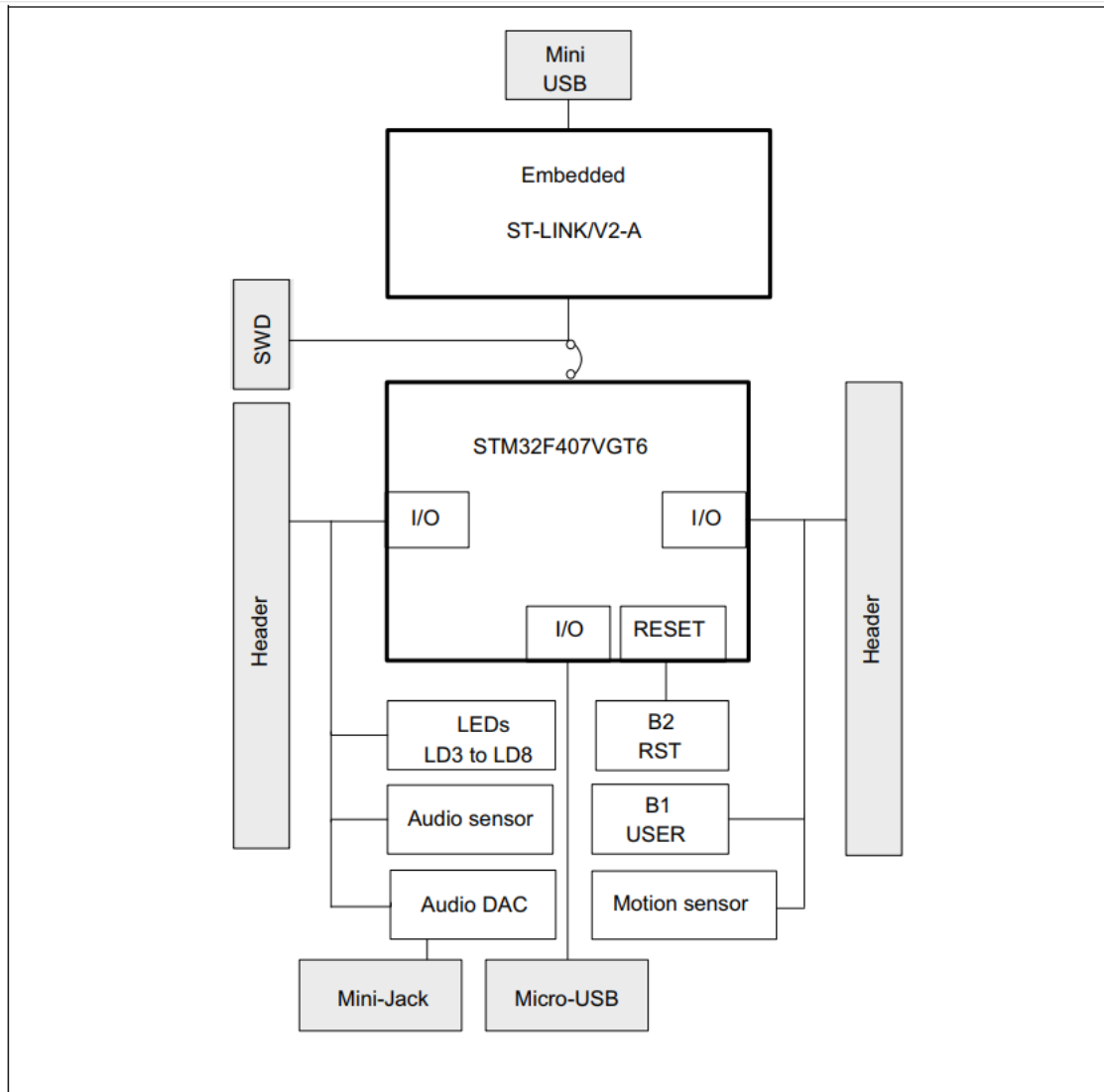


Figure II.17: Schéma fonctionnel du matériel

### II.3.4. Programmation du STM32F407 :

Un microcontrôleur est un circuit intégré compact conçu pour régir une opération spécifique dans un système embarqué. Un microcontrôleur typique comprend un processeur, une mémoire et des périphériques d'entrée/sortie (E/S) sur une seule puce. Lorsqu'ils sont devenus disponibles, les microcontrôleurs utilisaient uniquement le langage d'assemblage. Aujourd'hui, le langage de programmation C (et d'autres langages de haut niveau) peut également être utilisé. Certains microcontrôleurs avancés prennent également en charge une autre technique de programmation : la programmation graphique. En programmation graphique, l'utilisateur n'écrit pas de code mais dessine le schéma du système qu'il veut. Ensuite, un logiciel convertit le schéma de principe dessiné en un code approprié pour l'appareil cible. Programmer les microcontrôleurs en utilisant la programmation graphique est plus facile que programmer en C ou en Assemblage. Vous pouvez implémenter un système complexe en quelques heures avec une programmation graphique tandis que sa mise en œuvre en C peut prendre des mois. Ces caractéristiques font de la programmation graphique une option importante pour les ingénieurs [41].

Dans notre projet, nous ferons de la programmation graphique des microcontrôleurs haute performance STM32F4 à l'aide du blockset Simulink et Waijung.

#### II.3.4.1. Blockset Simulink :

Simulink est une plate-forme de simulation multi-domaine et de modélisation de systèmes dynamiques. Il fournit un environnement graphique et un ensemble de bibliothèques contenant des blocs de modélisation qui permettent le design précis, la simulation, l'implémentation et le contrôle de systèmes de communications et de traitement du signal. Il prend en charge les systèmes linéaires et non linéaires, modélisés en temps continu, temps échantillonné, ou un hybride des deux. Simulink est intégré à MATLAB, fournissant ainsi un accès immédiat aux nombreux outils de développement algorithmique, de visualisation et d'analyse de données de MATLAB.

#### II.3.4.2. Blockset Waijung:

Waijung blockset est un blockset Simulink qui peut être utilisé pour générer facilement et automatiquement du code C à partir de vos modèles de simulation Simulink pour de nombreux types de microcontrôleurs (Targets). L'installation du bloc Waijung est présentée à l'annexe A.

Waijung 1 Blockset a été spécialement conçu pour soutenir la famille STM32F4 de microcontrôleurs (STM32F4 Targets) à haute performance et DSP MCU de ST Microelectronics.

Dans ce projet, nous utiliserons la carte STM32F407VE pour faire contrôleur de vol.

### II.3.5. La commande MLI (PWM) :

La modulation de largeur d'impulsion (PWM) ou PWM (Pulse With Modulation) en anglais est une méthode qui, comme son nom l'indique, consiste à modifier un signal électrique non pas en amplitude ou en fréquence, mais en largeur d'impulsion. Illustrons cela par un schéma (Figure II.18) :

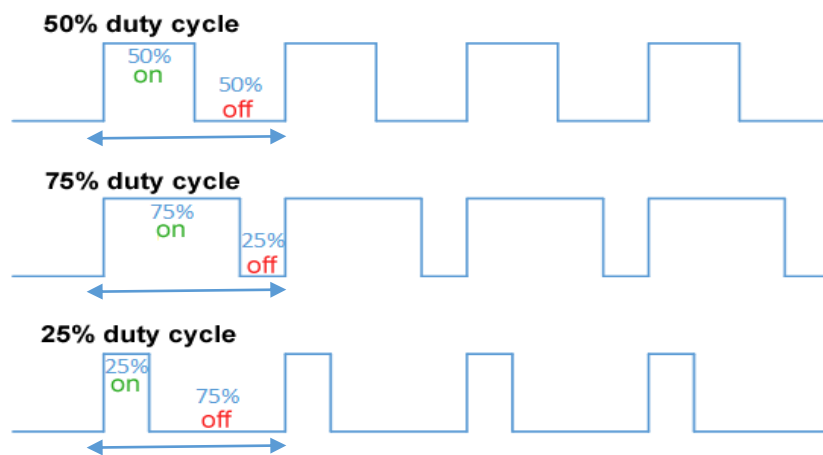


Figure II.18: Largeur d'impulsion.

Dans cet exemple, le DC du premier signal est égal à 50 %, le second à 75 % et le troisième à 25 %. L'intérêt de cette technologie est évident pour le pilotage de moteurs via des MOSFET intégrés dans l'ESC. Donc, avec le STM32F4, il suffit de générer le signal PWM avec une fréquence de 50Hz, en fonction de la largeur des impulsions ou de la durée de l'état haut, qui devrait varier de 1 milliseconde à 2 millisecondes, le contrôleur fera tourner le moteur du régime minimum au maximum.

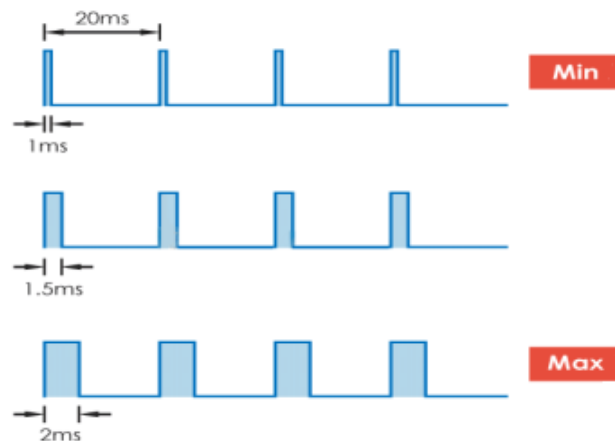


Figure II.19 : Commande par MLI.

## II.4. Modèle du système aérodynamique :

L'hexarotor est un système fortement non linéaire, couplé et sous-actionné avec 6-DOF mais seulement quatre entrées réelles. Il a une configuration symétrique rigide composée de six rotors montés symétriquement sur le châssis[42], Pour décrire la modélisation dynamique d'un hexarotor, deux systèmes de cadre de référence sont nécessaires,. Le cadre de référence E (E, XE, YE, ZE) définit la position linéaire et angulaire de l'hexarotor par rapport à la terre, tandis que le cadre de référence B (B, XB, YB, ZB) est situé dans l'axe du corps de l'hexarotor. La position angulaire du cadre B par rapport au cadre E est habituellement définie par les angles Euler, c'est-à-dire le roulis ( $\phi$ ), le pas ( $\theta$ ), et le lacet ( $\psi$ ); et la transformation du cadre B au cadre E est réalisée par une matrice orthogonale de rotation [43].Le modèle mathématique du Hexarotor par l'approche EulerLagrange sera présenté dans ce qui suit.

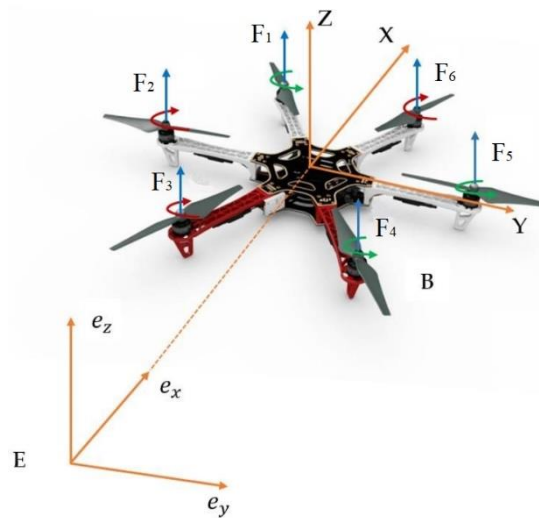


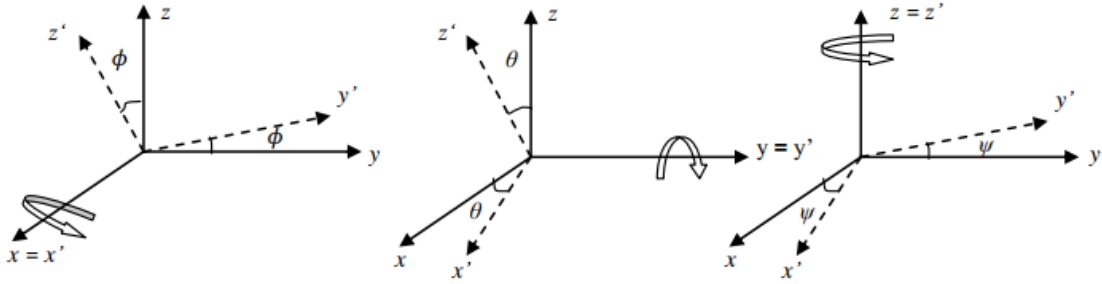
Figure II.20 : Géométrie du Hexarotor

### II.4.1. la matrice de rotation :

pour décrire la position et l'orientation du Hexarotor, les angles d'Euler sont souvent utilisés pour les transformations entre systèmes de coordonnées. Ces transformations sont réalisées avec des matrices de rotation qui se composent d'angles Euler. Une multiplication d'une matrice de rotation et un vecteur dans un système de coordonnées transforme ce vecteur en un autre système de coordonnées. Cette section présente les matrices de rotation qui transforment les grandeurs linéaires entre les deux systèmes de coordonnées E et B.

Nous définissons l'orientation du quadrotor autour de différents axes de la façon suivante [43]:

- Rotation de l'angle de roulis  $\phi$  autour de l'axe  $x$  ( $-\pi/2 < \phi < \pi/2$ ).
- Rotation de l'angle de tangage  $\theta$  autour de l'axe  $y$  ( $-\pi/2 < \theta < \pi/2$ ).
- Rotation de l'angle de lacet  $\psi$  autour de l'axe  $z$  ( $-\pi < \psi < \pi$ ).



**Figure II.21:** Les trois rotations roulis, tangage, et lacet.

Le repère de terre et le repère du châssis peuvent être reliés les uns aux autres par une série de rotations

La Rotation lacet :

$$R_B^E(\psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (\text{II.1})$$

La Rotation tangage :

$$R_B^E(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (\text{II.2})$$

La Rotation roulis :

$$R_B^E(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (\text{II.3})$$

En multipliant les trois matrices (2.2), (2.3), (2.4), nous obtenons la matrice de rotation totale suivante :

$$R_B^E = R_B^E(\psi) * R_B^E(\theta) * R_B^E(\phi) \quad (\text{II.4})$$

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

R : matrice de rotation

Si, par exemple, l'accélération est mesurée avec l'accéléromètre embarqué, l'accélération  $x$ ,  $y$ , et  $z$  est obtenue dans le châssis. Pour obtenir l'accélération en image terre, les trois mesures d'accélération sont placées dans un vecteur de colonne et multipliées avec la matrice de rotation .

$$accel^{Earth} = R_B^E accel^{Body} \quad (II.6)$$

## II.4.2. Effet physique agissant sur l'hexarotor :

La compréhension des propriétés physiques régissant le système est nécessaire afin de modéliser correctement la dynamique du Hexarotor. Pour notre cas, on va considérer uniquement les forces et les moments appliqués au quadrotor générés par les effets aérodynamiques, et de l'effet gyroscopique. On détaillera par la suite chacun des effets séparément, ensuite ces forces et moments seront appliqués au modèle du Hexarotor.

### II.4.2.1. Forces agissantes sur le drone :

Une fois qu'un avion quitte le sol, son mouvement est déterminé par la présence de trois forces, à savoir :

- Poids - poids appliqué vers le bas en raison de la gravité,
- Poussée - appliquée dans le sens du mouvement du véhicule,
- Résistance - Opposé au mouvement du véhicule.

Comprendre comment ces forces sont générées et exercées sur un avion, et comment les contrôler à l'aide d'algorithmes de contrôle, est essentiel au bon déroulement du vol.

#### II.4.2.1.1. Le poids :

Comme tous les corps possédants une masse le drone subit une attraction gravitationnelle exercée par la terre. Plus sa masse sera importante plus son poids plus sera élevé. Cette force maintient le drone sur le sol[44]. Elle s'exprime par la formule :

$$P = g * m \quad (II.7)$$

la valeur de l'accélération de la pesanteur vaut approximativement  $9.81 \text{ m.s}^{-2}$ . Cette valeur n'est pas constante à la surface de la Terre puisqu'elle vaut  $9.78 \text{ m.s}^{-2}$  au niveau de l'équateur et  $9.83 \text{ m.s}^{-2}$  au niveau des pôles.

### II.4.2.1.2. La Poussée:

Ces forces sont causées par la rotation du moteur, qui sont perpendiculaires au plan de l'hélice et sont proportionnelles au carré de la vitesse du moteur :

$$F_i = b\omega_i^2 \quad (\text{II.8})$$

Avec :  $i$  le nombre de moteurs ; il varie de 1 à 6,  $b$  le coefficient de portance dépend de la forme et du nombre de pales ainsi que de la densité de l'air et  $\omega_i$  la vitesse de rotation du rotor associé.

### II.4.2.1.3. La traînée :

la force de traînée « résistance » est le couplage entre une force de pression et la force de frottement visqueux, dans ce cas on a deux forces de traînée agissant sur le système:

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

$$T_i = k_d\omega_i^2 \quad (\text{II.9})$$

Avec  $i = kd$  : est le coefficient de traînée.

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

$$F_t = k_{ft}v \quad (\text{II.9})$$

$K$  : Le coefficient de force de traînée de translation.

$v$  : La vitesse linéaire.

### II.4.2.2. Moments agissants sur le drone :

Par définition, le moment d'une force est une grandeur physique vectorielle caractérisant l'aptitude d'une force à faire tourner un système mécanique autour d'un point spécifique, appelé le pivot. Qualitativement, la capacité de basculement dépend à la fois de l'intensité de la force et de la distance entre son point d'application et le pivot, communément appelé le bras de levier [3]. Il y a plusieurs moments agissants sur le Hexarotor.

#### a) La rotation autour de l'axe x :

elle est due au moment créé par la différence entre les forces de portance des rotors, ce moment est défini par la relation suivante :

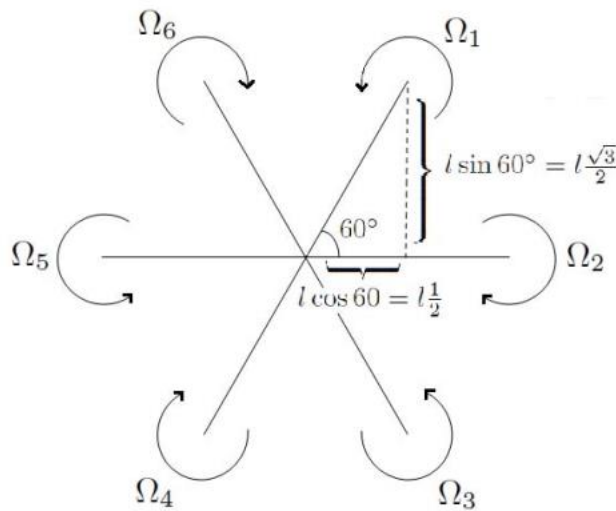
$$M_X = l(-F_{Z2} + F_{Z5} - F_{Z1} - F_{Z3} + F_{Z4} + F_{Z6}) = lb \left[ -\Omega_2^2 + \Omega_5^2 + \frac{1}{2}(-\Omega_1^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + \Omega_6^2) \right] \quad (\text{II.10})$$

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

**b) La rotation autour de l'axe y :**

elle est due au moment créé par la différence entre les forces de portance des rotors, ce moment est donné par la relation suivante :

$$M_Y = l(-F_{Z1} + F_{Z3} + F_{Z4} - F_{Z6}) = lb \frac{\sqrt{3}}{2} (-\Omega_1^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_6^2) \quad (\text{II.11})$$



**Figure II.22:** Distances du rotor hexarotor au centre de gravité

**c) La rotation autour de l'axe z :**

La rotation autour de cet axe est due au moment :

$$M_Z = -F_{X1} + F_{X2} - F_{X3} + F_{X4} - F_{X5} + F_{X6} = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_5^2 + \Omega_6^2) \quad (\text{II.12})$$

**II.4.2.3.Effet gyroscopique :**

L'effet gyroscopique est défini comme la difficulté de modifier la position ou l'orientation du plan de rotation d'une masse en rotation. L'effet gyroscopique tire son nom du fonctionnement d'un gyroscope, qui est un dispositif de contrôle de mouvement pour un tel équipement. [45]

Tout objet qui tourne autour d'un axe est affecté par l'effet gyroscopique. C'est la capacité de l'objet à maintenir son axe de rotation ou plus précisément son moment cinétique.

Le mot « gyroscope » est composé de deux mots d'origine grecque : gyroscope, qui signifie rotation, et portée, qui signifie observation. L'effet gyroscope est alors spécifié en référence au mode de fonctionnement du gyroscope, un appareil utilisé pour mesurer le mouvement utilisé dans l'aviation.

En aviation, il existe deux moments gyroscopiques, le premier est Découvrez le moment gyroscopique de l'hélice et le moment gyroscopique dû au mouvement de l'hexarotor.

- le premier est le moment gyroscopique des hélices :

$$M_{gh} = \sum_{i=1}^6 \omega \Lambda I_{\text{rotor}} [0 \ 0 \ (-1)^{i+1} \Omega_i]^T \quad (\text{II.13})$$

Avec,

$I_{\text{rotor}}$  : le moment d'inertie des moteur en  $kg \cdot m^2$  ;

: la vitesse angulaire exprimée dans le repère fixe en  $rad/s$ .

- Ensuite, il y a le moment gyroscopique dû aux mouvements de l'appareil : il est donné par la relation suivante :

$$M_{gm} = \omega \Lambda I \cdot \omega \quad (\text{II.14})$$

Ici,  $I$  est la matrice d'inertie du système

### II.4.3. Développement du Modèle mathématique selon Newton-Euler :

Les équations de Newton-Euler décrivent la dynamique complète (rotationnelle et translationnelle) d'un corps rigide. Les équations de Newton-Euler combinent deux équations de Newton's équations et Euler équations en une seule équation avec six composantes utilisant des matrices et des vecteurs de colonne [46]. Ces équations relient le centre de gravité à la somme des couples et des forces agissant sur le corps. Selon les équations de Newton-Euler, la somme de l'accélération angulaire du cadre inertiel, de la force centripète et de la force gyroscopique est égale au couple externe de l'hexarotor. En référence au cadre de coordonnées dont l'origine coïncide avec le centre de masse du corps, les équations de Newton-Euler peuvent être représentées comme :

$$\begin{cases} \dot{\xi} = V \\ m\ddot{\xi} = F_f + F_t + F_g \\ \dot{R} = RS(\Omega) \\ J\dot{\Omega} = -\Omega \wedge J\Omega + M_f - M_a - M_{gh} \end{cases} \quad (\text{II.15})$$

Avec :

$\xi$  : est le vecteur de position du quadrotor  $\xi = [x \ y \ z]^T$ .

$m$  : la masse totale du quadrotor.

$\Omega$  : la vitesse angulaire exprimée dans le repère fixe.

$R$  : la matrice de rotation.

$\wedge$  : le produit vectoriel.

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

$$J = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (\text{II.16})$$

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

$$S(\Omega) = \begin{bmatrix} 0 & -\Omega_3 & \Omega_2 \\ 0 & 0 & -\Omega_1 \\ -\Omega_2 & \Omega_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{II.17})$$

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

$$F_f = R \times [ 0 \ 0 \ \sum_{i=1}^6 F_i ]^T \quad (\text{II.18})$$

$$F_i = k_p \omega_i^2 \quad (\text{II.19})$$

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

$$F_t = \begin{bmatrix} -K_{ftx} & 0 & 0 \\ 0 & -K_{fity} & 0 \\ 0 & 0 & -K_{ftz} \end{bmatrix} \xi \quad (\text{II.20})$$

$K_{ftx}$ ,  $K_{fity}$ ,  $K_{ftz}$  : Les coefficients de traînée de translation .

$F_g$  : force de gravité, elle est donnée par :

$$F_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (\text{II.21})$$

$M_f$  : est le moment provoqué par les forces de poussée et de traînée

$$M_f = \begin{bmatrix} bl \left( -\Omega_2^2 + \Omega_5^2 + \frac{1}{2}(-\Omega_1^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + \Omega_6^2) \right) \\ bl \frac{\sqrt{3}}{2} (-\Omega_1^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_6^2) \\ d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_5^2 + \Omega_6^2) \end{bmatrix} \quad (\text{II.22})$$

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

$$M_a = \begin{bmatrix} K_{fax} \dot{\phi}^2 \\ K_{fay} \dot{\theta}^2 \\ K_{faz} \dot{\psi}^2 \end{bmatrix} \quad (\text{II.23})$$

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

$M_{gh}$  : Contre-couple de lacet :

$$M_{gh} = [0, 0, J_r \dot{\Omega}_r]^T \quad (\text{II.24})$$

$$\Omega_r = -\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_5^2 + \Omega_6^2 \quad (\text{II.25})$$

### II.4.3.1. Dynamique de translation :

Après avoir présenté les équations des forces dans les sections précédentes, nous pouvons actuellement passer au modèle complet du quadrotor ; nous utilisant la deuxième loi de Newton ,Les équations de mouvement, qui régit le mouvement de translation pour l'hexarotor par rapport au cadre du corps sont :

$$m\ddot{\xi} = F_f + F_t + F_g \quad (\text{II.26})$$

En remplaçant chaque force par son expression on obtient :

$$m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\phi \cos\psi \sin\theta + \sin\phi \sin\psi \\ \cos\phi \sin\psi \sin\theta - \sin\phi \cos\psi \\ \cos\phi \cos\theta \end{bmatrix} \sum_1^6 F_i - \begin{bmatrix} K_{ftx} \dot{x} \\ K_{fty} \dot{y} \\ K_{ftz} \dot{z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (\text{II.27})$$

Les équations dynamiques de mouvement de translation sont comme suit :

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{1}{m} (c\phi c\psi s\theta + s\phi s\psi) (\sum_1^6 F_i) - \frac{K_{ftx}}{m} \dot{x} \\ \ddot{y} = \frac{1}{m} (c\phi s\psi s\theta - s\phi c\psi) (\sum_1^6 F_i) - \frac{K_{fty}}{m} \dot{y} \\ \ddot{z} = \frac{1}{m} (c\phi c\theta) (\sum_1^6 F_i) - \frac{K_{ftz}}{m} \dot{z} - g \end{cases} \quad (\text{II.28})$$

### II.4.3.2. Dynamique de rotation :

On a :

$$J\dot{\Omega} = -\Omega \wedge J\Omega + M_f - M_a - M_{gh} \quad (\text{II.29})$$

En remplaçant chaque force par son expression on obtient :

$$\begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \wedge \left( \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \right) - \begin{bmatrix} K_{fax}\dot{\phi}^2 \\ K_{fay}\dot{\theta}^2 \\ K_{faz}\dot{\psi}^2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} bl \left( -\Omega_2^2 + \Omega_5^2 + \frac{1}{2}(-\Omega_1^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + \Omega_6^2) \right) \\ bl \frac{\sqrt{3}}{2} (-\Omega_1^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_6^2) \\ d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_5^2 + \Omega_6^2) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} J_r \Omega_r \dot{\theta} \\ -J_r \Omega_r \dot{\phi} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (\text{II.30})$$

Les équations dynamiques de mouvement de rotation sont comme suit :

$$\begin{cases} J_{xx}\ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi}(J_{yy} - J_{zz}) - K_{fax}\dot{\phi}^2 - J_l\Omega_r\dot{\theta} + bl \left( -\Omega_2^2 + \Omega_5^2 + \frac{1}{2}(-\Omega_1^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + \Omega_6^2) \right) \\ J_{yy}\ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi}(J_{zz} - J_{xx}) - K_{fay}\dot{\theta}^2 + J_1\Omega_r\dot{\phi} + bl \frac{\sqrt{3}}{2} (-\Omega_1^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_6^2) \\ J_z\ddot{\psi} = \dot{\phi}\dot{\theta}(J_{xx} - J_{yy}) - K_{faz}\dot{\psi}^2 + d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_5^2 + \Omega_6^2) \end{cases} \quad (\text{II.31})$$

La force totale de poussée et les commandes de couple de l'hexarotor  $u_1, u_2, u_3, u_4$  sont liés à la vitesse des six moteurs par les éléments suivants équations :  $UT=[u_1, u_2, u_3, u_4]$  est le vecteur de l'entrée (artificielle) variables[47] :

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b & b & b & b & b & b \\ \frac{-bl}{2} & -bl & \frac{-bl}{2} & \frac{bl}{2} & bl & \frac{bl}{2} \\ -bl\sqrt{3} & 0 & \frac{bl\sqrt{3}}{2} & \frac{bl\sqrt{3}}{2} & 0 & \frac{-bl\sqrt{3}}{2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_1^2 \\ \Omega_2^2 \\ \Omega_3^2 \\ \Omega_4^2 \\ \Omega_5^2 \\ \Omega_6^2 \end{bmatrix} \quad (\text{II.32})$$

Si les vitesses du rotor doivent être calculées à partir du les entrées de contrôle, une relation inverse entre les entrées de contrôle et les vitesses des rotors est nécessaire, qui peut être acquise par inversion de la matrice en (II.32) pour donner les vitesses du rotor .

$$\begin{cases} \Omega_1^2 = \frac{1}{6bl} \left( lu_1 + 2u_2 - \frac{bl}{d} u_4 \right) \\ \Omega_2^2 = \frac{1}{6bl} \left( lu_1 + u_2 - \sqrt{3}u_3 + \frac{bl}{d} u_4 \right) \\ \Omega_3^2 = \frac{1}{6bl} \left( lu_1 - u_2 - \sqrt{3}u_3 - \frac{bl}{d} u_4 \right) \\ \Omega_4^2 = \frac{1}{6bl} \left( lu_1 - 2u_2 + \frac{bl}{d} u_4 \right) \\ \Omega_5^2 = \frac{1}{6bl} \left( lu_1 - u_2 + \sqrt{3}u_3 - \frac{bl}{d} u_4 \right) \\ \Omega_6^2 = \frac{1}{6bl} \left( lu_1 + u_2 + \sqrt{3}u_3 + \frac{bl}{d} u_4 \right) \end{cases} \quad (\text{II.33})$$

En conséquence, le modèle dynamique complet qui régit le Hexarotor est le suivant

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{\phi} = \frac{1}{J_{xx}} [\dot{\theta}\dot{\psi}(J_{yy} - J_{zz}) - K_{fax}\dot{\phi}^2 - J_l\Omega_l\dot{\theta} + u_2] \\ \ddot{\theta} = \frac{1}{J_{yy}} [\dot{\phi}\dot{\psi}(J_{zz} - J_{xx}) - K_{fay}\dot{\theta}^2 + J_l\Omega_l\dot{\phi} + u_3] \\ \ddot{\psi} = \frac{1}{J_{zz}} [\dot{\phi}\dot{\theta}(J_{xx} - J_{zz}) - K_{faz}\dot{\psi}^2 + u_4] \\ \ddot{x} = -\frac{kftx}{m}\dot{x} + \frac{1}{m}u_x u_1 \\ \ddot{y} = -\frac{kfty}{m}\dot{y} + \frac{1}{m}u_y u_1 \\ \ddot{z} = -\frac{kftz}{m}\dot{z} - g + \frac{\cos\phi\cos\theta}{m}u_1 \end{array} \right. \quad (\text{II.34})$$

Avec

$$\begin{cases} u_x = \cos\phi\cos\psi\sin\theta + \sin\phi\sin\psi \\ u_y = \cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi \end{cases} \quad (\text{II.35})$$

#### II.4.4. Représentation d'état du système :

Notre espace d'état non linéaire  $\dot{x} = f(x, u)$  avec le vecteur d'état à 12 dimensions peut être représenté comme suite :

$$x = (x_1, x_2, \dots, x_{12})^T = (\phi, \dot{\phi}, \theta, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi}, x, \dot{x}, y, \dot{y}, z, \dot{z})^T \quad (\text{II.36})$$

Donc la représentation d'état est la suivante :

$$\left\{ \begin{array}{l} x_1 = \phi \\ x_2 = \dot{x}_1 = \dot{\phi} \\ x_3 = \theta \\ x_4 = \dot{x}_3 = \dot{\theta} \\ x_5 = \psi \\ x_6 = \dot{x}_5 = \dot{\psi} \\ x_7 = x \\ x_8 = \dot{x}_7 = \dot{x} \\ x_9 = y \\ x_{10} = \dot{x}_9 = \dot{y} \\ x_{11} = z \\ x_{12} = \dot{x}_{11} = \dot{z} \end{array} \right. \quad (\text{II.37})$$

$$\begin{cases} \dot{x}_2 = \ddot{\phi} = a_1 x_4 x_6 + a_2 x_2^2 + a_3 \Omega_r x_4 + b_1 u_2 \\ \dot{x}_4 = \ddot{\theta} = a_4 x_2 x_6 + a_5 x_4^2 + a_6 \Omega_r x_2 + b_2 u_3 \\ \dot{x}_6 = \ddot{\psi} = a_7 x_2 x_4 + a_8 x_6^2 + b_3 u_4 \\ \dot{x}_8 = \dot{x} = a_9 x_8 + \frac{1}{m} u_x u_1 \\ \dot{x}_{10} = \dot{y} = a_{10} x_{10} + \frac{1}{m} u_y u_1 \\ \dot{x}_{12} = \dot{z} = a_{11} x_{12} + \frac{\cos \phi \cos \theta}{m} u_1 - g \end{cases} \quad (II.38)$$

Avec

$$\begin{aligned} a_1 &= (J_{yy} - J_{zz})/J_{xx} \\ a_4 &= (J_{zz} - J_{xx})/J_{yy} \\ a_7 &= (J_{xx} - J_{yy})/J_{zz} \\ a_3 &= -J_1/J_{xx} \\ b_1 &= l/J_{xx} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} a_2 &= -K_{fax}/J_{xx} \\ a_5 &= -K_{fay}/J_{yy} \\ a_8 &= -K_{faz}/J_{zz} \\ a_6 &= -J_y/J_{yy} \\ b_2 &= l/J_{yy} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} a_9 &= -K_{ftx}/m \\ a_{10} &= -K_{f ty}/m \\ a_{11} &= -K_{ftz}/m \\ b_3 &= l/J_{zz} \end{aligned}$$

### II.5.Réalisation d'un prototype :

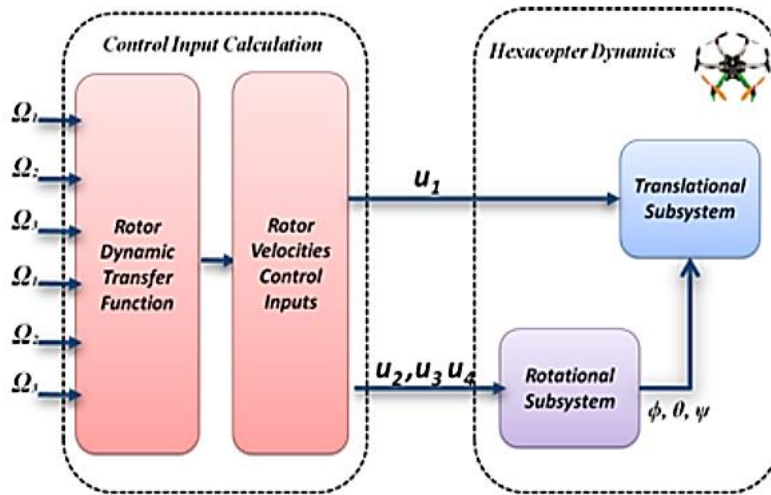


Figure II.23: Schéma fonctionnelle de Raccordement

Lors de la réalisation de notre drone Hexarotor, nous avons suivie plusieurs étapes que nous résumons comme suit:

Au début, nous avons accroché le moteur avec ESC et connecté en STM32F407, et contrôler le moteur avec Potentiomètre. La STM32F407 a été programmée par programmation graphique des microcontrôleurs haute performance STM32F4 à l'aide du blockset Simulink et Waijung. Où nous générerons le signal PWM avec une fréquence de 50Hz, en fonction de la largeur des impulsions ou de la

durée de l'état haut, qui devrait varier de 1 milliseconde à 2 millisecondes, le STM32F407 fera tourner le moteur du régime minimum au maximum.

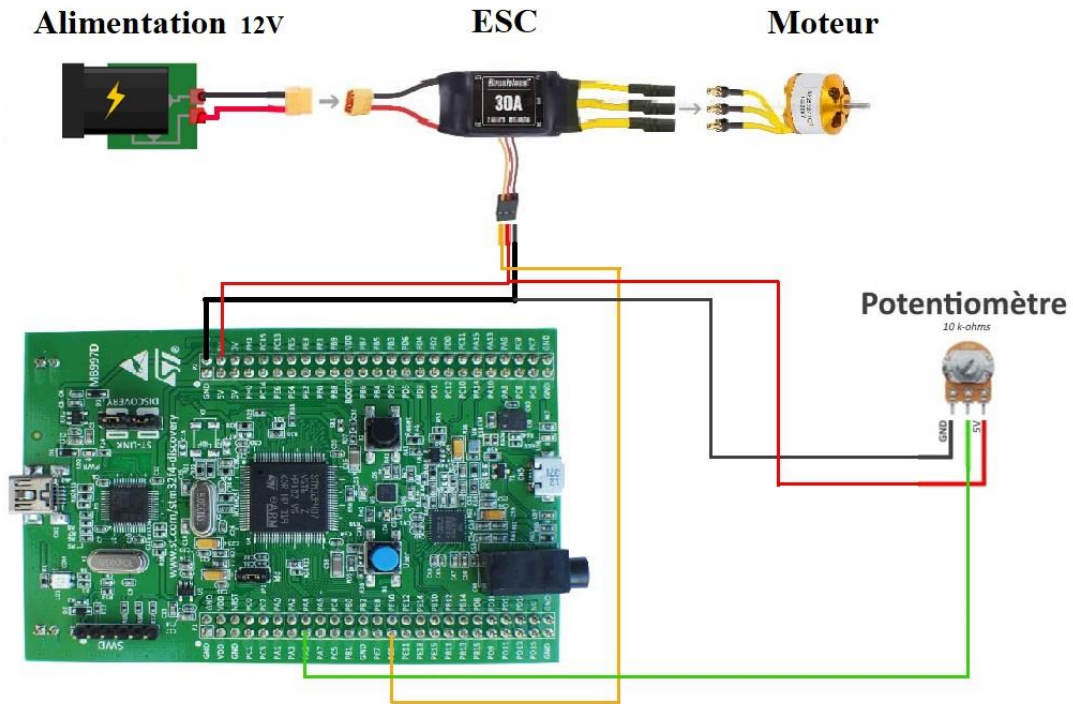


Figure II.24: Pilotage d'un moteur via ESC avec un STM32F407

Essai de pilotage d'un moteur via ESC avec un contrôleur STM32F407 :

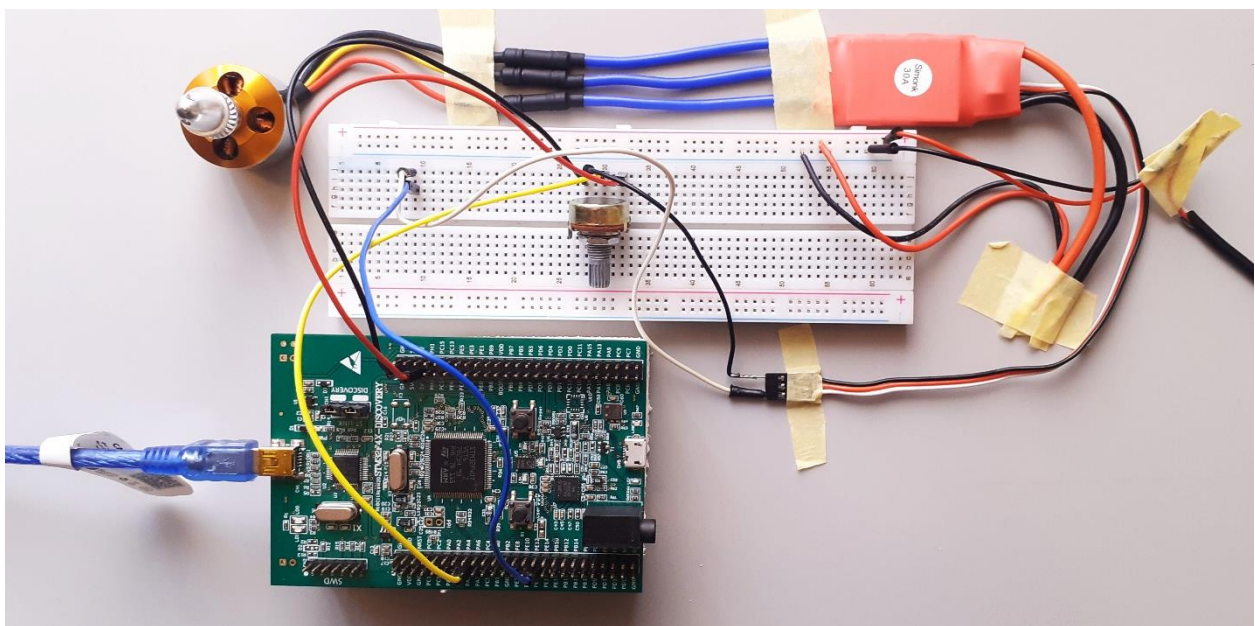


Figure II.25 : Prototype de pilotage d'un ESC avec un STM32F407

La programmation graphique de Pilotage d'un ESC avec un STM32F407 à l'aide du blockset Simulink et Waijung

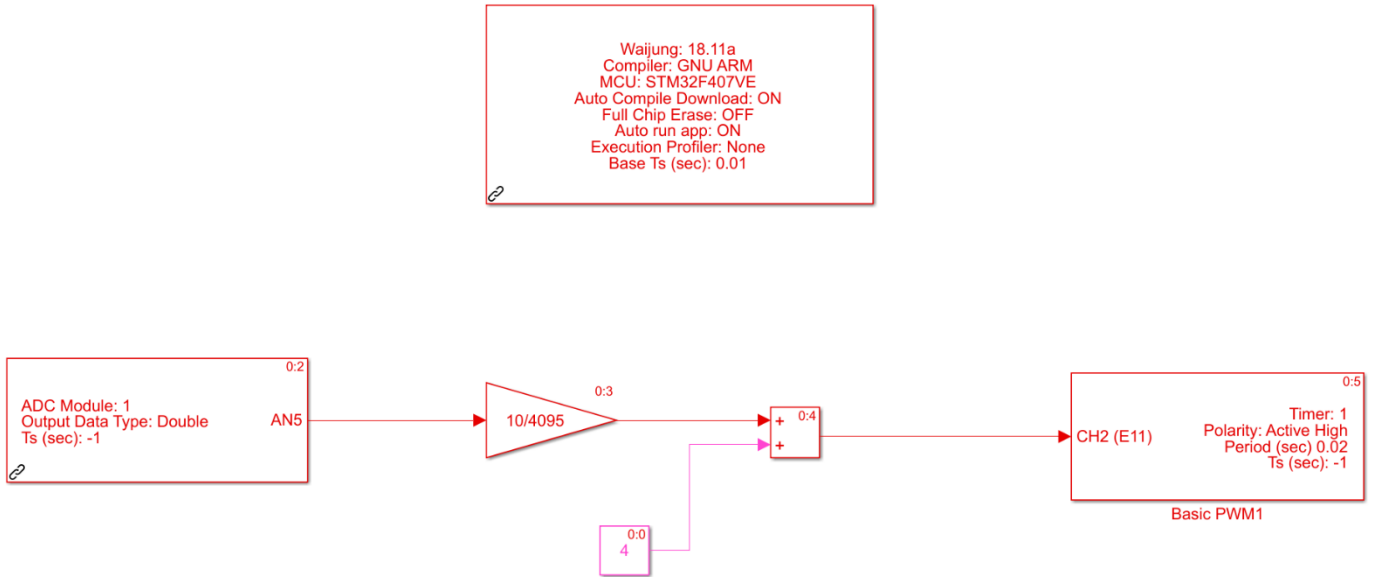


Figure II.26: La programmation graphique

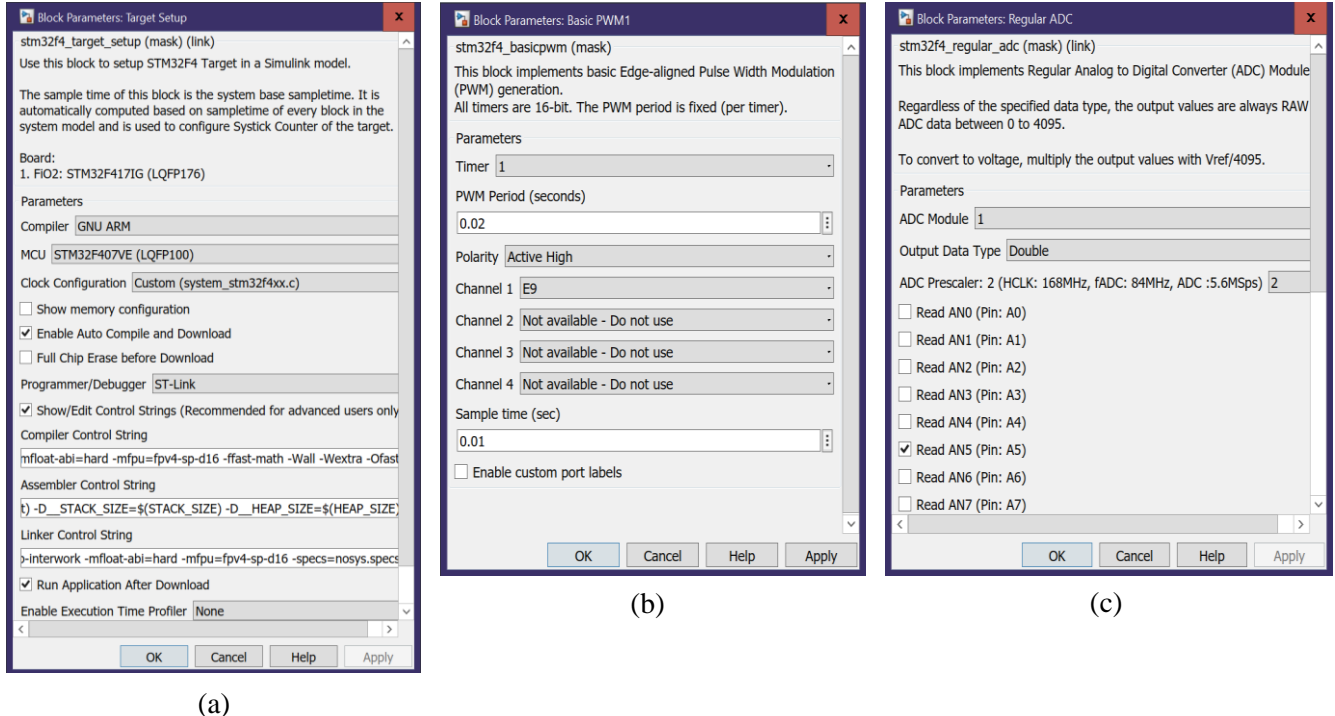
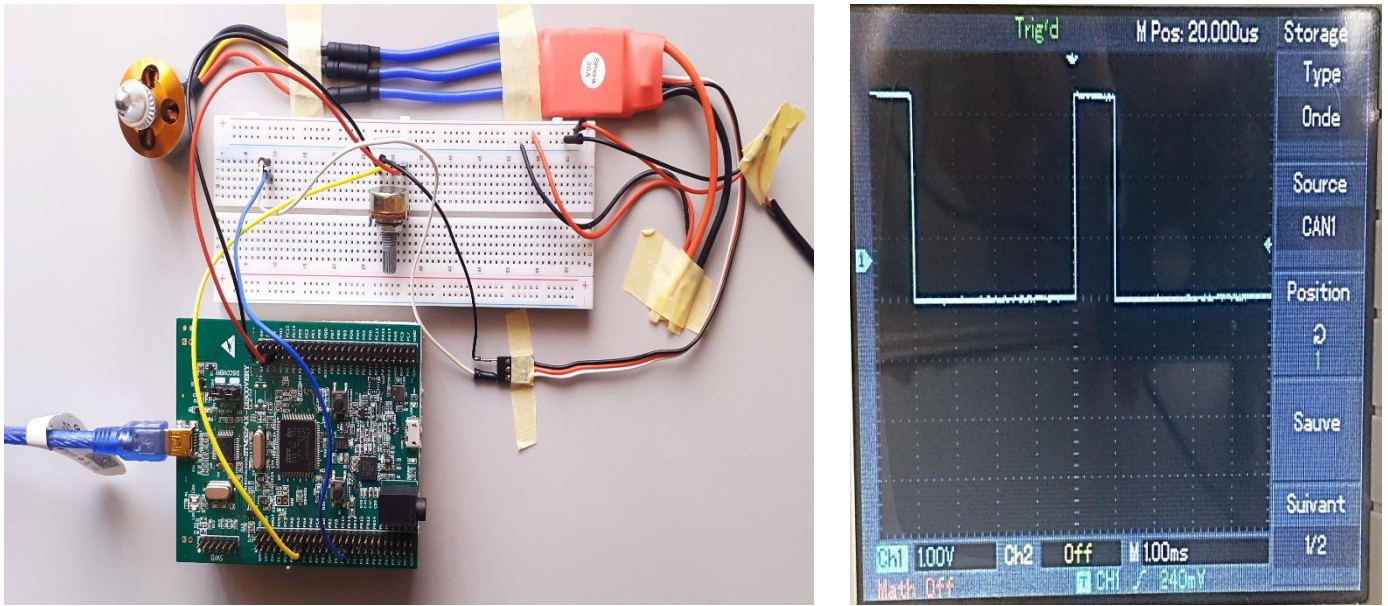
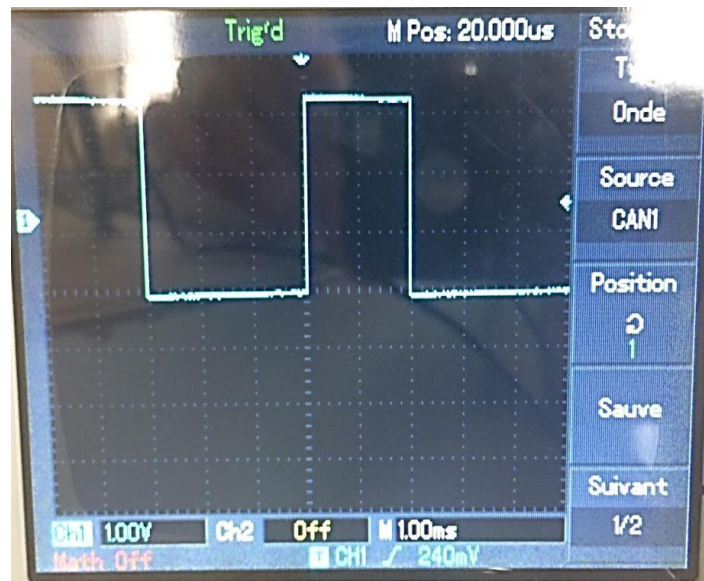


Figure II.27: (a) Target Configuration (b) Configuration PWM (c) Convertisseur analogique-numérique régulier

Les figures suivantes (Figure II.28, Figure II.29) présentent les signaux MLI généré par le Timer01 de STM32F407. La consigne de vitesse de moteur dépend des signaux MLI. (1 ms À 2ms).



**Figure II.28 :** Signal MLI envoyé au moteur avec une consigne de vitesse faible (1 ms).



**Figure II.29 :** Signal MLI envoyée au moteur avec une consigne de vitesse élevé (2ms).

L'étape suivante, nous attachons des moteurs aux extrémités de chaque bras, puis les attachons à l'ESC. Pour ce faire, nous devons nous assurer que trois moteurs tournent dans le sens des aiguilles d'une montre et que les trois autres tournent dans le sens inverse des aiguilles d'une montre, et reliés STM32F407 à PC

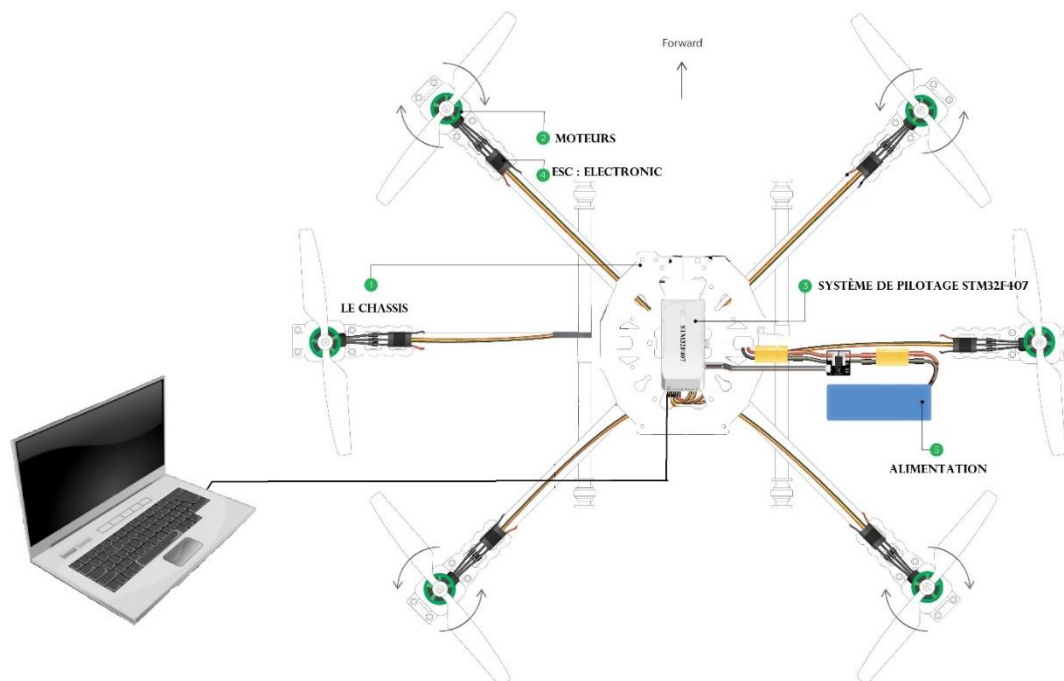


Figure II.30 : Schéma d’une installation complet du moteur avec châssis et ESC 30A



Figure II.31 : Prototype de l’Hexarotor

## II.6. Conclusion :

Ce chapitre décrit la conception et le principe d'exécution de Hexarotor ainsi que les mouvements de base qui peuvent être effectués, ainsi que nous avons fourni des composants à réaliser avec l'environnement de développement utilisé.

Ensuite, nous avons présenté la manière dont on commande les Six moteurs par le signal MLI (PWM), nous avons envisagé la modélisation dynamique d'un drone à six degrés de liberté de type Hexarotor. Le modèle établi montre la nature couplée, complexe, non linéaire, multivariable et sous-actionné de ce système.

# **Chapitre III**

## **Commande et résultats**

### III.1. Introduction :

Le contrôleur est une partie très importante de tout système, car sans lui, le système serait intrinsèquement instable. Il existe de nombreuses méthodes de contrôle différentes, mais pour cette section, le contrôle PID est utilisé. Un modèle de haut niveau d'un système de contrôle,

Les aspects qui doivent être contrôlés sont l'altitude, l'angle de roulis, l'angle de tangage et la vitesse de lacet. La rétroaction du modèle d'usine qui a été créé est utilisée pour fermer la boucle de rétroaction. Dans de nombreux cas, l'utilisateur contrôlera l'accélérateur du hexacoptère par opposition à l'altitude. Cependant, il est assez difficile de maintenir une altitude constante en simulation sans contrôleur, c'est pourquoi on en utilisera un. Pour utiliser un contrôleur PID, un état souhaité ou un point de consigne est nécessaire. Par exemple, l'altitude souhaitée est 1. Ensuite, le signal d'erreur doit être créé, ce qui est fait en soustrayant la rétroaction de l'état souhaité. L'objectif du contrôleur est de ramener l'erreur à 0.

### III.2 Système en boucle ouvert :

Lorsqu'il n'y a pas de mesure de sortie  $S(t)$ , le système de contrôle est dans un état de boucle ouverte Utilisé (sans rétroaction) pour générer la commande  $U(t)$  (Figure I.9). Cela nécessite une compréhension du modèle de fonctionnement du système à contrôler, par ex. Exemple de connaissance du modèle de fonctionnement du moteur à courant continu vous indiquera la tension d'entrée qui doit être appliquée pour obtenir la vitesse La rotation requise, le schéma fonctionnel du système en boucle ouverte est donné par la figure suivante.

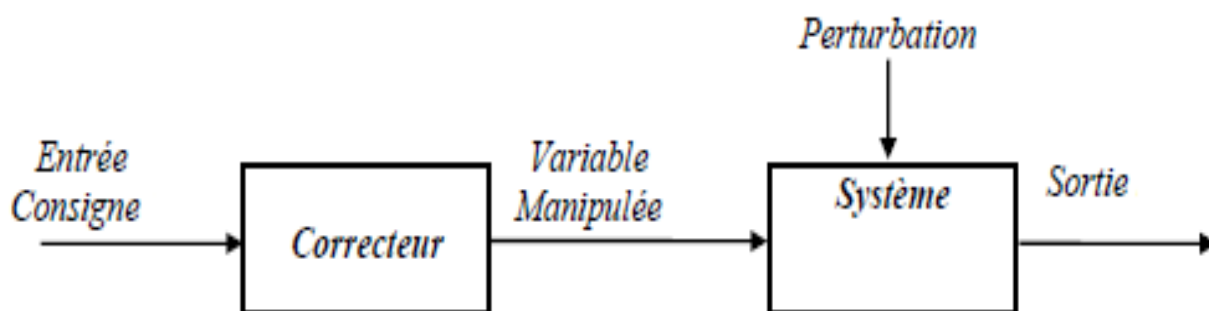


Figure III.1 : Schéma bloc de la Commande en boucle ouverte .

### III.3 le modèle dynamique de l'hexarotor sous MATLAB/SIMULINK :

#### III.3.1 modèle angulaire :

En utilisant le modèle dynamique pour simuler les accélérations angulaires. Créez un bloc de sous-système, il y aura 3 sorties ( $\ddot{\phi}$ ,  $\ddot{\theta}$  et  $\ddot{\psi}$ ) et 7 entrées ( $\dot{\phi}$ ,  $\dot{\psi}$ ,  $U_2, U_3, U_4$  et  $\Omega r$ ). Au sein de ce bloc,

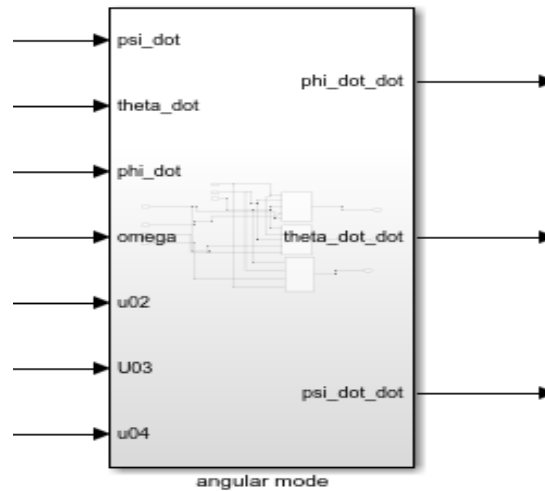


Figure III.2 : Schéma bloc de modèle angulaire

#### III.3.2 modèle positionnement :

En utilisant le modèle dynamique pour simuler les accélérations axial . Créez un bloc de sous-système, il y aura 3 sorties ( $X, Y$  et  $Z$ ) et 7 entrées ( $X, Y, Z, \phi, \theta, \psi$  and  $U_1$ ) .Au sein de ce bloc,

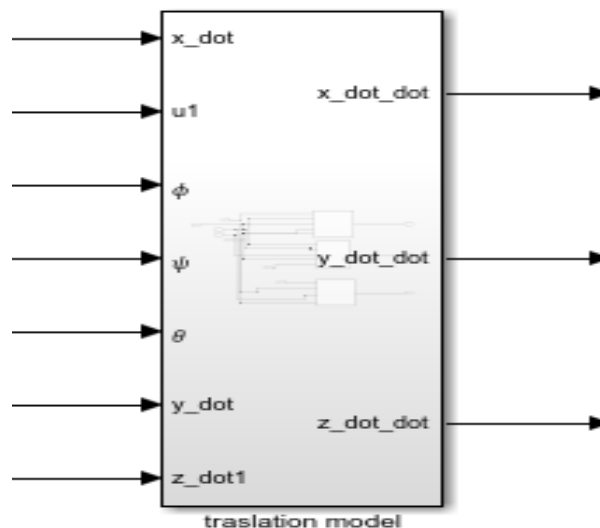


Figure III.3 : schémas bloc de modèl de posionnement

III.3.3 modèle dynamique complet :

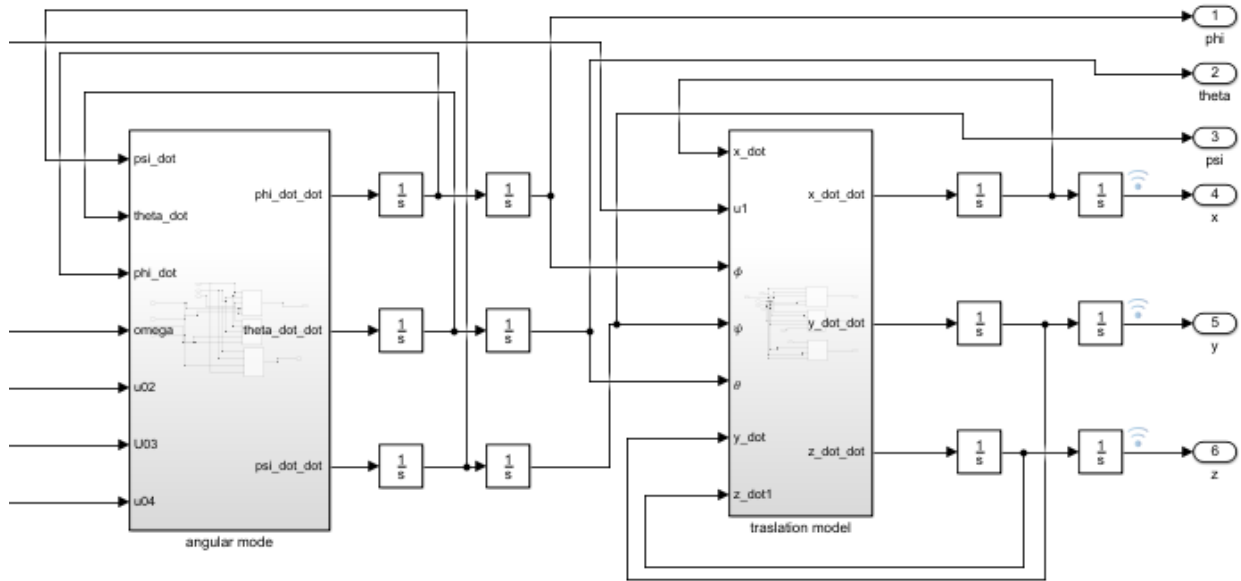


Figure III.4 : Schéma bloc de modèle dynamique totale

III.3.4 equation des vitesses angulaire sous MATLAB/SIMULINK :

Les vitesses angulaire au carré sont claculés en utilisant la méthode pseudo-inverse des matrices

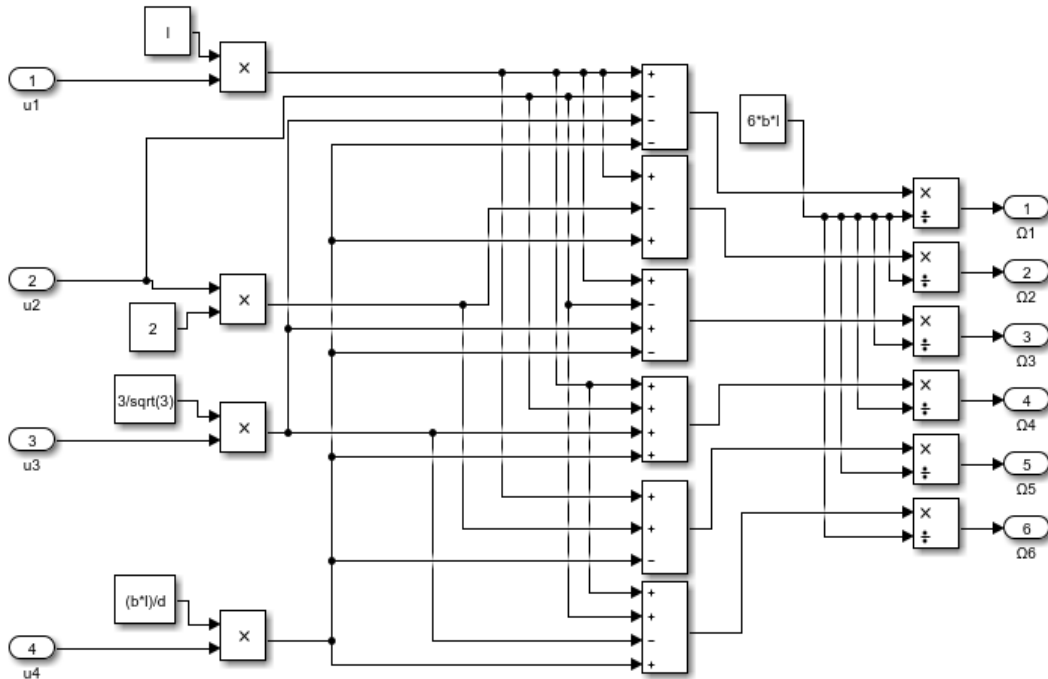


Figure III.5 : Schéma bloc de l'équation de la vitesse

III.3.5 la somme des vitesses angulaire  $\Omega_r$  :

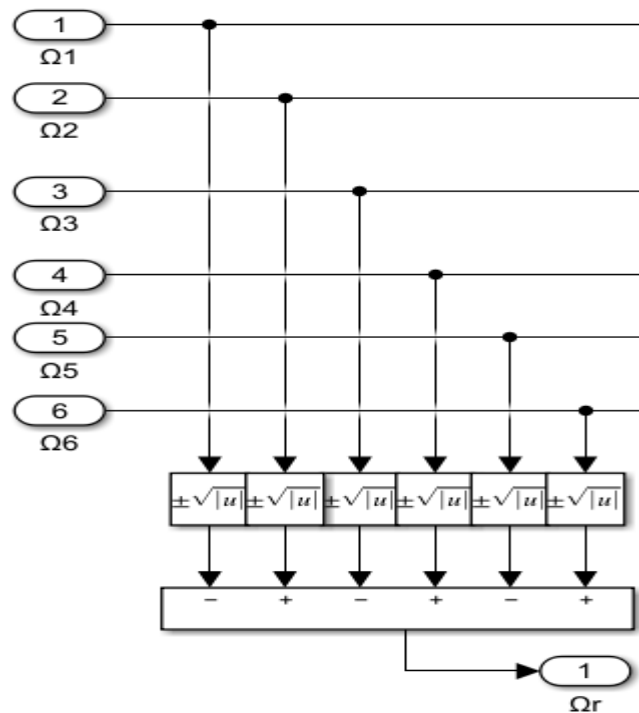


Figure III.6 : Schéma bloc de la somme des vitesses angulaires  $\Omega_r$

III.3.6 les parametres et les variables utilisé dans le modèle de hexarotor :

Paramètre	Description	Valeur
Jxx	MOI chassis x-axis	7.5e-3 kg.m <sup>2</sup>
Jyy	MOI chassis y-axis	7.5e-3 kg.m <sup>2</sup>
Jzz	MOI chassis z-axis	1.3e-2 kg.m <sup>2</sup>
l	Moment arm	0.23 m
Jr	Inertie de rotor	6e-5 kg.m <sup>2</sup>
m	La mass de hexarotor	0.650 kg
Kf	Force aérodynamique constant	3.13e-5 N s <sup>2</sup>
KM	Moment aérodynamique constant	7.5e-7 Nm s <sup>2</sup>
Rmot	La résistance de circuit moteur	0.6 $\Omega$
Kmot	Couple moteur constant	5.2 mNm/A
Kt	Coeff de translation aérodynamique	diag(0.1,0.1,0.15)
Kt	Coeff de rotation aérodynamique	diag(0.1,0.1,0.15)

### III.4 Commande en boucle fermée :

Le système de contrôle en boucle fermée peut être défini comme la sortie du système qui dépend de l'entrée du système. Ce système de contrôle a une ou plusieurs boucles de rétroaction parmi ses entrées et sorties. Ce système fournit la sortie requise en évaluant son entrée.

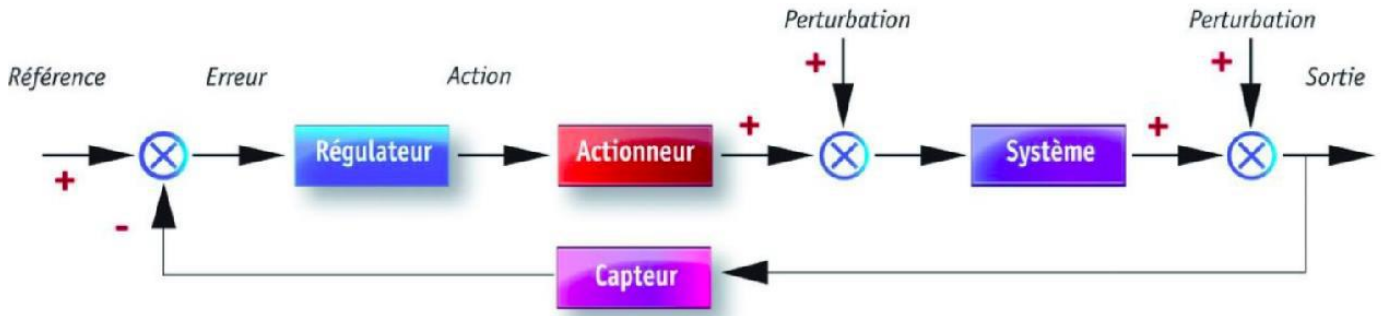


Figure III.7 : Schéma bloc de la Commande en boucle fermée

### III.5 Commande PID :

Le régulateur à actions proportionnelle, intégrale et dérivée assure une correction relative à une combinaison d'une action proportionnelle P, d'une action intégrale I et d'une action dérivée D .

Dans le cas continu, un correcteur à actions proportionnelle, intégrale et dérivée assure une transmission instantanée du signal d'erreur entre la grandeur de consigne et la grandeur à régler augmenté de son intégrale et de sa dérivée. Ce correcteur facile à réaliser, permet d'annuler le signal d'erreur statique et d'avoir une réponse relativement rapide. [48].

#### III.5.1 Action proportionnelle:

Elle crée un signal de commande  $u(t)$  proportionnel au signal d'erreur  $e(t)$  qui assure la rapidité. Le correcteur proportionnel P ne peut être utilisé seul que si l'unique performance à satisfaire est le degré de stabilité[48].

#### III.5.2 Action intégrale:

L'action intégrale I crée un signal de commande  $u(t)$  qui est l'intégrale du signal d'erreur  $e(t)$  et qui reste constant lorsque le signal d'erreur  $e$  s'annule. Un correcteur à action purement intégrale est lent. Nous faisons appel à l'action intégrale chaque fois qu'une erreur permanente doit être annulée. Le terme intégral annule l'erreur statique[48].

### III.5.3 Action dérivée:

L'action dérivée D crée un signal de commande  $u(t)$  qui est la dérivée du signal d'erreur  $e(t)$ . On fait appel à ce type de correcteur lorsque le signal de commande  $u(t)$  doit être particulièrement efficace. En effet, ce correcteur permet de faire intervenir la dérivée du signal d'erreur, et est d'autant plus actif que la variation de  $e(t)$  est rapide, il améliore surtout la stabilité[48].

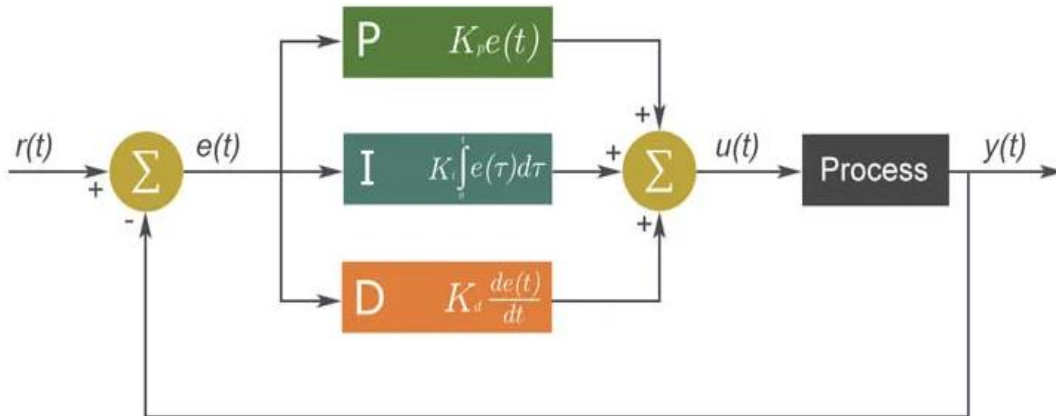


Figure III.8 : Schéma bloc de la Commande PID

$K_p$  représente le facteur de proportionnalité,  $K_i$  le facteur d'intégration,  $K_d$  le facteur de dérivation,

### III.6 l'application de contrôleur PID pour le système de hexarotor :

Puisque notre drone hexarotor sera installé et fixé, nous allons commander que les angles  $\phi$ ,  $\theta$  et  $\psi$  et la position  $Z$ , puis en donner des valeurs d'angles constante et une position  $Z$  et voyons si notre contrôleur suit les valeurs désirées bien comme il faut.

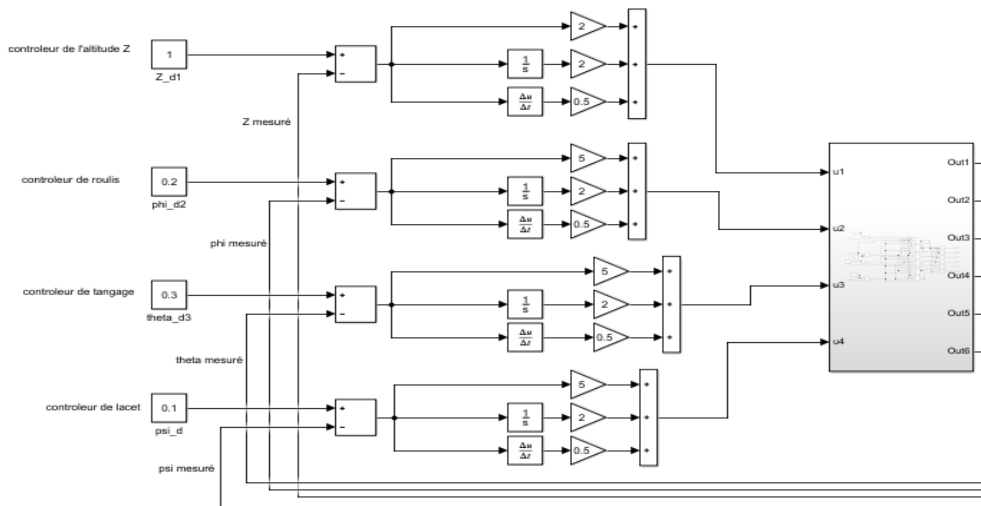


Figure III.9 : Schéma bloc de la Commande PID pour hexarotor

### III.7 résultat du commande PID :

On constate que le contrôleur PID dans ce cas nous a donné plutôt de bons résultats.

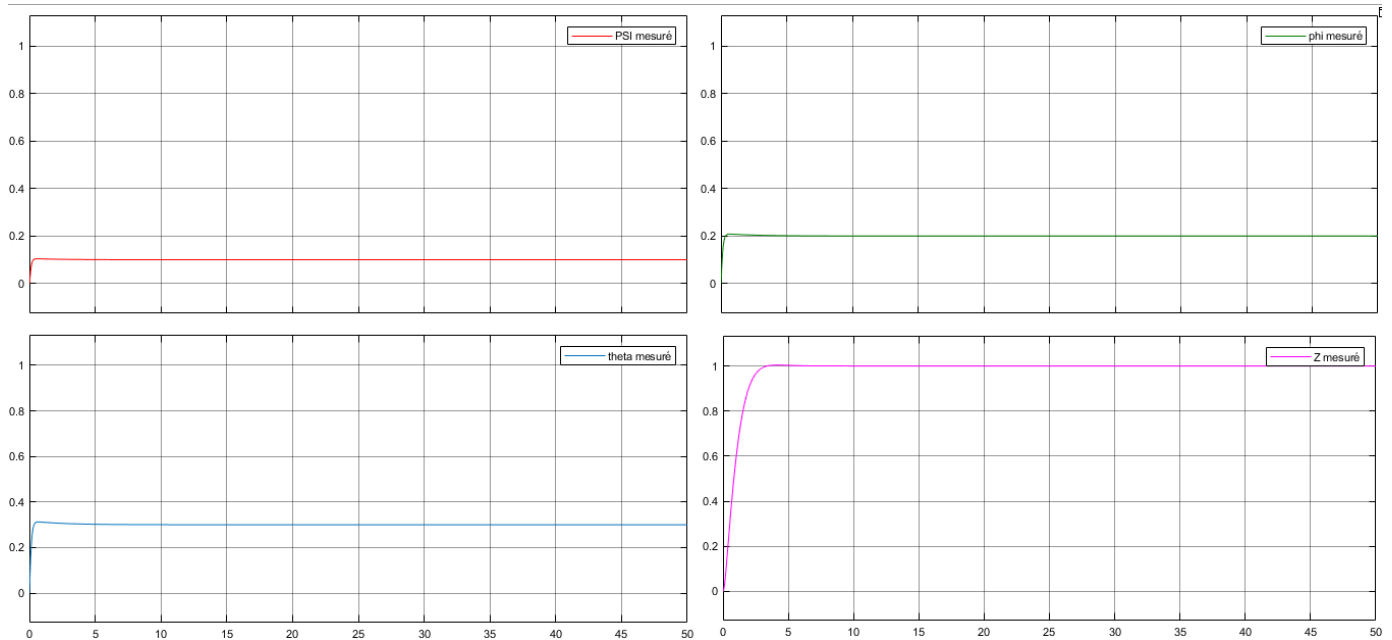


Figure III.10 : résultats du réponse après la commande PID

### III.8 Conclusion :

Simulink, la carte stm 32xx et son logiciel sont des outils puissants pour le développement des commandes et des contrôleurs en parcourant les quatre étapes de développement : simulation en Simulink jusqu'à la génération de code.

# **CONCLUSION GENERALE**

### CONCLUSION GENERALE

Il est clair que ce travail n'est qu'à son début. En effet, notre ambition est de réaliser un modèle simulink permettant la commande et le contrôle d'un drone.

L'idéal serait d'avoir un panneau de connexion pour qu'on puisse connecter la carte avec l'élément à commander et voir l'efficacité du modèle de simulink et faire les testes en temps réel.

Ce PFE nous a permis d'atteindre un certain nombre d'objectifs : le plus important est la familiarisation avec le développement d'applications pour les systèmes à base du processeur stm32xx.

La disponibilité de tels outils est indispensable afin que le développement d'applications sur la plate forme réel soit réellement rentable car il ne faudrait pas perdre en temps . Et ainsi l'utilisation stm32 deviendra très efficace.

Le choix d'utiliser des outils de développement se révèle donc une très bonne solution alternative pour l'accès aux technologies modernes surtout dans l'environnement économique de notre pays, pour peu qu'il y ait les compétences et la volonté d'en tirer le maximum.

# **Références Bibliographiques**

### Références Bibliographiques :

- [1] : 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. 2006.
- [2] Larbi Mohamed Elamine, « Synthèse des Observateurs pour un Drone Hélicoptère », Thèse de doctorat L.M.D . université des sciences et de la technologie d'Oran Mohamed Boudiaf. 07/05/2015.
- [3] Adrien DROUOT, « Stratégies de Commande pour la Navigation Autonome d'un Drone Projectile Miniature », Ecole Doctorale IAEM Lorraine, Centre de Recherche en Automatique de Nancy, le 2 décembre 2013.
- [4] Arnaud Koehl « Modélisation, observation et commande d'un drone miniature à birotor coaxial » Thèse de Doctorat, Université de Lorraine. 19 mars 2012
- [5] Mohammed Rida. MOKHTARI. « Observation et Commande de Drones Miniatures à voilures tournantes ». Phd, Université Aboubekr Belkaid Tlemcen, 2015.
- [6] K. Valavanis. « Advances in unmanned aerial vehicles : state of the art and the road to autonomy » Book . Springer Verlag, 2007.
- [7] Matthew. DEGARMO. « Issues Concerning Integration of Unmanned Aerial Vehicles in Civil Airspace » document . Center for Advanced Aviation System Development 4 . 2004.
- [8] « PricewaterhouseCoopers, PwC Global report on the commercial applications of drone technology ». May 2016. url : <http://preview.thenewsmarket.com/Previews/PWC/DocumentAssets/433056.pdf>.
- [9] BENHAMOU Oumelkheir et BOUDEBZA Badra « Réalisation d'un drone Quad-copter ». MASTER EN ELECTRONIQUE .Université Abdelhamid Ibn Badis Mostaganem.(Algérie), 2019
- [10] Redouane AYAD « Commande Avancée des systèmes non-linéaires, Application à la commande d'un drone Quadrotor » Thèse de Doctorat, UNIVERSITÉ DES SCIENCES ET DE LA TECHNOLOGIE D'ORAN MOHAMED-BOUDIAF. 14 juillet 2020.
- [11]: R. Lozano, P. Castillo, S. Salazar, D. Lara, « Stabilisation de véhicules aériens à décollage vertical : Théorie et application », Rapport Heudiasyc, UMR CNRS 6599-UTC Compiegne ,2005.
- [12] R. E. Weibel & R. J. Hansman, « Safety Considerations for Operation of Unmanned Aerial Vehicles in the National Airspace System », MIT International Center for Air Transportation, Report No. ICAT-2005-1, Mars 2005
- [13] J.M. Pflimlin, « Commande d'un mini drone à hélice carénée : De la stabilisation dans le vent à la navigation autonome », Thèse de doctorat, Ecole Doctorale Systèmes de Toulouse, France, 2006.
- [14] N.Achotte, « Conception, optimisation et dimensionnement d'un micromoteur planaires à aimants permanent pour drones miniatures en vol stationnaire » Thèse de doctorat, L'UNIVERSITE JOSEPH FOURIER, 30 septembre 2005
- [15] Samir ZEGHLACHE. « Commande non linéaire d'un appareil à vol vertical ». Thèse de doctorat Université de M'sila Faculté de Technologie Département D'électronique, 2014.

## Références Bibliographiques

---

- [16] R. L. Finn and D. Wright, « Unmanned aircraft systems: Surveillance, ethics and privacy in civil applications ». In: *Computer Law & Security Review* 28.2 (2012), p. 184–194. issn: 0267-3649 (cf. p. 5).
- [17] P. Sartre. « Drones de guerre ». In : *Études* 419.11 (2013), p. 439–448 (cf. p. 6).
- [18] M. Hassanalian, A. Abdelkefi , « Classifications, applications, and design challenges of drones: A review », *Progress in Aerospace Sciences* 91 (2017) .
- [19] “Ascending technologies.” <http://www.asctec.de>. Accessed: 2017-05-11.
- [20] B.Karima” Stratégies de commande de véhicules à déplacement vertical” Thèse de doctorat, UNIVERSITÉ DES FRÈRES MENTOURI - CONSTANTINE 1 . 26 Novembre 2018.
- [21] S. Bouabdallah, A. Noth and R. Siegwart, « PID vs LQ Control Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor », *Autonomous Systems Laboratory Swiss Federal Institute of Technology Lausanne, Switzerland*, 2004.
- [22] D. H. Shim, T. J. Koo, F. Hoffmann and S. S. Sastry, « A Comprehensive Study of Control Design for an Autonomous Helicopter ». *Proceedings of the 37th IEEE Conference on Decision and Control*, Tampa, Florida, USA, vol. 4, p.3653\_3658, 1998.
- [23] A.Tayebi, S.Mcgilvray, « Attitude stabilisation of a four rotor aerial robot ». *IEEE Conference on decision and control*, December 14-17, Atlantis Paradise Island, Bahamas 1216-1217, (2004).
- [24] L. Lipera, J. Colbourne, M. Tischler, M. H. Mansur, M. Rotkowitz et P. Patan- gui, « The Micro Craft iSTAR Micro Air Vehicle: Control System Design and Testing ». *Proceedings of the 57th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Washington, District of Columbia, USA, p. 1\_11, 2001.
- [25] E. Pfeifer et F. Kassab, « Dynamic Feedback Controller of an Unmanned Aerial Vehicle », *Proceedings of the Brazilian Robotics Symposium and Latin American Robotics Symposium*, Fortaleza, Ceara, Brazil, p. 261\_266, 2012.
- [26] Julien. METGE. « Etude de la calibration et de l'integration sur mini-drone d'un systeme camera - capteurs inertiels et magnetique et ses applications ». *Phd, Universite de Bordeaux Ecole Doctorale des Sciences Physiques et de l'Ingenieur*, 2014.
- [27] D. McFarlane et K. Glover, « A Loop-Shaping Design Procedure using H1 Synthesis ». *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 37, p. 759\_769, 1992.
- [28] M. Chen, and M. Huzmezan, « A combined MBPC/2DOF Hinf controller for a quadrotor UAV », *Proceeding of navigation, and control conference and exhibit,Texas, USA, 11-14 Aug 2003*, pp. 2003-5520.
- [29] M. KRSTIC, I. KANELLAPOULOS, and P. KOKOTOVIC. « *Nonlinear and adaptive control design* ». Wiley, 1995.
- [30] S. BOUABDALLAH and R. SIEGWART. « Backstepping and sliding-mode techniques applied to an indoor micro quadrotor ». *IEEE International Conference on Robotics and Automation ICRA'05*, 2005.
- [31] C. Coza, C. Nicol, C. J. B. Macnab and A. Ramirez-Serrano, « Adaptive Fuzzy Control for a Quadrotor Helicopter Robust to Wind Bu\_eting ». *Journal of Intelligent and Fuzzy Systems*, vol. 22, no. 5, p. 267\_283, 2011.
- [32] Moussid, Mostafa, Adil Sayouti, and Hicham Medromi. "Dynamic modeling and control of a hexarotor using linear and nonlinear methods." *International Journal of applied information systems* 9.5 (2015): 9-17.

## Références Bibliographiques

---

- [33] S. Bouabdallah, M. Becker, and R. Siegwart, «Autonomous miniature flying robots: Coming soon!», IEEE Robotics & Automation Magazine, vol. 14., no. 3, pp. 88-98, 2007.
- [34] Kusumoputro, Benyamin, et al. "Development of an attitude control system of a heavy-lift hexacopter using Elman recurrent neural networks." 2016 22nd International Conference on Automation and Computing (ICAC). IEEE, 2016.
- [35] Pakorn Poksawat and Liuping Wang « Automatic Tuning of Hexacopter Attitude Control Systems with Experimental Validation » ; 2017 21st International Conference on System Theory, Control and Computing (ICSTCC)
- [36] Simon Lindblom & Adam Lundmark « Modelling and control of a hexarotor UAV» Linköping 2015
- [37] SEDINI Chahrazed et CHERIGUI Nasre-Eddine. «Conception et commande d'un quadrotor UAV à base d'Arduino». Matser en Automatique et informatique industrielle Université de Tlemcen (Algérie), 2019.
- [38] W. Brown, « Brushless DC Motor Control Made Easy », Microchip Technology Inc, 2002
- [39] <https://makersportal.com/shop/mpu9250-inertial-measurement-unit-imu>
- [40] Montgomery, C. (2014, June 03). «An Introduction to Quadcopter Flight Controllers». Retrieved November 07, 2017, from <http://www.tomshardware.com/reviews/multi-rotor-quadcopter-fpv,3828-2.html>
- [41] Asadi, Farzin, and Sawai Pongswatd. "Programming the ARM® Cortex®-M4-based STM32F4 Microcontrollers with Simulink®." Synthesis Lectures on Digital Circuits and Systems 16.2 (2021): 1-183.
- [42] JUQIAN ZHANG 1, DAWEI GU1, CHAO DENG 2, AND BANGCHUN WEN1 « Robust and Adaptive Backstepping Control for Hexacopter UAVs» Received October 6, 2019, accepted October 21, 2019, date of publication November 4, 2019, date of current version November 20, 2019.
- [43] Mostafa Moussid Adil Sayouti, PhD Hicham Medromi, PhD « Dynamic Modeling and Control of a HexaRotor using Linear and Nonlinear Methods » International Journal of Applied Information Systems (IJAIS) – ISSN : 2249-0868 Foundation of Computer Science FCS, New York, USA Volume 9 – No.5, August 2015 – [www.ijais.org](http://www.ijais.org)
- [44] Yassine JMILI : « commande non linéaire hiérarchique d'un drone de type quadrotor sans mesure de la vitesse linéaire », mémoire présenté à école de technologie supérieure-université du Québec, le 16 février 2016, 160 pages.
- [45] D. Oualid, « Commande et navigation autonome d'un drone Quadrirotor », MASTER EN AUTOMATIQUE, UNIVERSITE FERHAT ABBAS –SETIF Faculté de Technologie, Mai 2015
- [46] E. Bekir, Introduction to modern navigation systems. Singapore: World Scientific, 2007.
- [47] Jun Shen, Qiang Wu, Xuwen Li, Yanhua Zhang, Research of the RealTime Performance of Operating System, 5th International conference on Wireless Communications, pp. 1-4, 2009
- [48] : Hajer GHARSALLAOUI, " Reconfiguration de lois de commande et accommodation active des modes de fonctionnement pour les systemes plats" Thèse de Doctorat, UNIVERSITE DE TUNIS EL MANAR ECOLE NATIONALE D'INGENIEURS DE TUNIS.

### ملخص

يتعلق العمل المقدم في هذه المذكرة بالوصف و نمذجة محرك سداسي بدون نسيان الاختيار الصحيح للمواد المستخدمة لتحقيق هذا المشروع مثل محركات BLDC ذات عزم الدوران العالي المقاومة وبطاقة STM32F4 عالية الأداء لاستخدام البرمجة الرسومية SIMULINK، كما قمنا بتطبيق التحكم PID على منصة من ستة دوارات لتحقيق الاستقرار. تظهر نتائج المحاكاة التشغيل الجيد لعنصر التحكم PID المقترح ووافقت على كفاءة عالية .

**الكلمات المفتاحية:** درون سداسي المحرك ، نظام اللا خطي ، وحدة تحكم PID ، SIMULINK ، STM32F4 .

### Résumé

Les travaux présentés dans ce mémoire portent sur la description et la modélisation d'un hexarotor. sans oublier le bon choix de matériaux utilisé pour la réalisation de ce projet comme les moteurs BLDC de couple résistif élevé et la carte STM32F4 de haute performance pour l'utilisation de la programmation graphique SIMULINK , et aussi nous avons appliqué la commande PID sur une plate forme à six rotors pour la stabilisation . Les résultats de simulation montrent le bon fonctionnement de la commande PID proposée et elle a approuvé une grande efficacité ,

**Mots clés :** hexarotor, système non linéaire, régulateur PID, SIMULINK, STM32F4,

### Abstract

The work presented in this dissertation concerns the description and modeling of a hexarotor. without forgetting the right choice of materials used for the realization of this project such as the high resistive torque BLDC motors and the high performance STM32F4 board for the use of SIMULINK graphic programming, and also we have applied PID control on a six-rotor platform for stabilization. The simulation results show the good operation of the proposed PID control and it has approved high efficiency.

**Keywords:** hexarotor, nonlinear system, PID controller, SIMULINK, STM32F4.