REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

**UNIVERSITE YAHIA FARES DE MEDEA**



**F**aculté de **T**echnologie

# Mémoire de fin d'études de Master

Filière : électromécanique
Spécialité : mécatronique

---

# Conception et contrôle d'un drone

---

Préparé et Présenté par :

SAHIRI Samir

HALOUI Abdelkader

Dirigé par :

Dr ALLICHE Mounir

Dr REBHI Ridha

**Promotion 2019**

# *Remerciement*

*Nous remercions tout d'abord, Allah qui nous a donné la force et le courage pour terminer nos études et élaborer ce modeste travail.*

*Nou1s tenons à remercier toutes les personnes sans lesquelles ces années d'étude n'aurait été que le pâle reflet de celles que nous avons passées.*

*Nos sincères remerciements à notre encadreur* ***Dr. Rebhi Ridha*** *et* ***Dr. Alliche mounir*** *qui a bien voulu nous encadrer, et de nous avoir encouragé le long de notre travail.*

*Ainsi nous remercions toutes les personnes qui nous ont aidés dans la recherche de documentation et surtout monsieur* ***DALI Ali****.*

*Nos remerciements sont destinés également à tous nos enseignants et les responsables pour l'effort fourni pendant la durée des études.*

*Nous remercions également les membres du jury pour l'honneur qu'ils nous ont fait juger ce travail.*

# *Dédicace*

*Je dédiece modeste travail*

*A mes parents qui m'ont beaucoup aidé à terminer mes études, qui ont prié et se sont sacrifiés pour moi sans*

*Oublier mes grands-papas et grands mamans, et mes sœurs*

*Et frère Ainsi que mes oncles et tantes*

*A toute la famille* ***HALOUI*** *sans Exception.*

*A mes amis et tous ceux que j'ai oublié.*

*A toute la promotion Master 2 Mécatronique.*

*A tous ceux qui m'ont aidé durant ma vie universitaire A tous ceux que j'**aime** et qui m'**aiment**.*

.

*HALOUI Abdelkader*

# *Dédicace*

*Je dédie ce modeste travail*

*A ma mère qui m'a beaucoup aidé à terminer mes études, qui ont prié*

*Et sacrifiée pour moi, sans oublier mes frères, et mes sœurs*

*Ainsi que mes oncles et tantes et mes cousines A toute la famille*

***SAHIRI** et **BENFAKKANI** et **FRAHTTIA** sans exception*

*A tout mes enseignions, A mes amis sans exception*
*Et tous ceux que j'ai oubliés.*

*A toute la promotion 2émé année master Mécatronique 2018 et*

*2019*

*A tous ceux qui m'ont aidé durant ma vie*

*universitaire A tous ceux que j'**aime** et qui*

*m'**aiment**.*

*SAHIRI Samir*

**ملخص**:

تكمن مساهمة هذا المشروع في أنجاز تصميم وتحكم خطي لطائرة بدون طيار ذات جناح دوار من نوع رباعي الدوار(Quadcopter).

هذا الأخير لديه بنية متناظرة وبسيطة، وبالتالي فإن التحكم بها سهل نسبيا مقارنة بالطائرات العمودية التقليدية. وحدة التحكم الخطية المستخدمة هي من نوع (PID). و الهدف من وحدة التحكم هذه هو تحقيق تتبع جيد للإحداثيات (X، Y،Z) وزاوية الانعراج ($\psi$)، مع الحفاظ على ثبات زوايا اللف($\varphi$) والتدرج($\theta$) ، و يمكن لرباعي الدوار أن يتبع مسارًا يتم تحديده مسبقا. و للقيام بذلك صغنا النمذجة الرياضية لديناميكية الحركة من أجل إنجاز محاكاة عددية لحركة الدوران و الانسحاب لهذا الروبوت الطائر.

**كلمات البحث**: الطائرة بدون طيار دوار الأجنحة، رباعي الدوار، التحكم الخطي،PID .

## Résumé:

La contribution de ce projet consiste à établir la conception et la commande linéaire pour un drone à voilure tournante de type Quadcopter. Ce dernier possède une structure symétrique et simple. Ainsi, son contrôle est relativement facile par rapport aux hélicoptères traditionnels.

Le contrôleur linéaire utilisé est de type PID.

L'objectif de ce contrôleur est de parvenir à un bon suivi de consigne des positions (x, y, z) et l'angle de lacet, tout en maintenant la stabilité des angles roulis et tangage et que le Quadcopter r puisse suivre une trajectoire déterminée.

Pour ce faire, une modélisation mathématique de la dynamique de translation et de rotation de ce robot volant a été effectuée.

**Mots clés:** Drone à voilure tournante, Quadcopter, commande linéaire, PID.

## Abstract:

The contribution of this project is making a design and linear control for a rotary wing UAV Quadcopter type. He has a symmetrical and simple structure. Thus, control is relatively easy compared to conventional helicopters.

The linear controller is used PID.

The objective of this controller is to achieve a good monitoring set position (x, y and z) and the yaw angle, while maintaining the stability of roll and pitch angles, and the Quadcopter can follow a determined path.

To do this, a mathematical modelling of the translation and rotation dynamic of the flying robot was performed.

**Keywords:** Drone rotary wing, Quadcopter, linear control, PID.

# SOMMAIRE

LISTE DES FIGURES ……...
LISTE DES TABLEAUX …….....
LISTE DES SYMBOLE……..
INTRODUCTION GÉNÉRALE …… ……. 01

**CHAPITRE 01 : Etat de l'art (Généralité sur les drones)**

1.1. Introduction ……... 04
1.2. Definitions…….**.....** 04
1.3. Historique des drones …… 04
1.3.1. Pendant la première guerre mondiale…….. 04
1.3.2. avons la deuxième guerre mondiale …… 05
1.3.3. Pendant la deuxième guerre mondiale ……. ……..... 06
1.3.4. pendent la guerre froide……. 06
1.3.5. Les drones modernes :…… 07
1.4. Classification des drones …… 09

1.4.1. Drone a voilure fixe …… 09
1.4.1.1 Les drones HALE ……..…… 09
1.4.1.2. les drones MALE …… 09
1.4.1.3. Les drones TUAV ……. 09
1.4.1.4. Mini drones UAV ……. 10
1.4.1.5. les Micro UAV …….. 11
1.4.2 Les drones à voilure tournante ……. 11
1.4.2.1. Les hélicoptères …….. 11
1.4.2.2. Les rotors multiples…….. 12
1.5. Définition du Quadcopter ……. 13
1.6. Les types des Quadcopter …….. 13
1.6.1. Quadcopter intérieur …… 13
1.6.2. Quadcopter extérieur …… 14
1.7. Applications…… 14
1.7.2. Applications militaires ……. 14
1.7.3. Applications civil.…….**.....** 15

1.8. Conclusion ……. 15

## CHAPITRE 02 : Technologie du quadcopter

2.1. Introduction …… 16
2.2. Concept Général …… 16
2.3. Description des différents composants …….. 17
2.3.1 Le cadre…..……. 17
2.3.1.1. Les types des cadres…….. 17
2.3.1.2. Les critères de choix …….. 18
2.3.2. Les moteurs brushless a courant continue (BLDC) …….. 19
2.3.3 Les contrôleurs des vitesses(ESC) …….. 21
2.3.4. Les hélices …….. 23
2.3.5 L'unité de commande…….. 25
2.3.5.1. La carte mère ……..... 25
2.3.5.2. Le programmation avec l'IDE Arduino……. 26
2.3.6. Le capteur d'inertie : (Gyroscope et accéléromètre)……... 27
2.3.7. La communication sans fil ……... 27
2.3.8 L'alimentation a borde (batterie)……... …….. 28
2.4 Conclusion ……..... 29

## CHAPITRE 03 : Modalisation dynamique du Quadcopter

3.1. Introduction…… 30
3.2. Les movements du Quadcopter …… 30
3.2.1. Mouvement de roulis (φ) …… 30
3.2.2. Mouvement de tangage (θ) ……..... 30

3.2.3. Mouvement de lacet (ψ)…… 30
3.2.4. Le vol stationnaire…… 31
3.2.5. Les translations verticales …… 31
3.2.6. Les translations horizontales…….. 32
3.3. Référentiels et systèmes d'axes (repères)……..... 32
3.3.1 Le repère inertiel (terrestre) {ℑ} ou {ℱI}…… 32
3.3.2. Le repère de navigation {ℬ} ou {ℱ b}……..... 33
3.3.3. L'Angle d'Euler……... 34
3.4. Paramètres cinématiques……..... 36
3.5. Paramètres cinétiques…… 38
3.5.1 Le model de (Newton – Euler) …… 38
3.5.2. Forces agissants sur le Quadcopter ……..... 41
3.5.2.1Le poids…….. 41
3.5.2.2 La poussée …….. 42
3.5.2.3. La force de trainée……..... 42
3.5.3. Moments agissants sur le Quadcopter…… 43
3.5.3.1. Moments dus aux forces de poussée:…… 43
3.5.3.2. Moment de Roulis:…… 43
3.5.3.3. Moment de tangage :…… 44
3.5.3.4. Moment de lacet :…… 44
3.5.3.2. Effet gyroscopique …….. 45
3.5.3.5.1. Moment gyroscopique des hélices:……... 45
3.5.3.5. 2. Moment gyroscopique dû aux mouvements de Quadcopter :…… 45
3.5.4. Forces et moments non modélisés……... 45
3.5.4.1. Battement d'hélice……..... 45
3.5.4.2. Friction de l'air …… 46
3.4.4.3. Effet de sol …… 46
3.5.4.4 Instabilité de l'air et du vent…….. 46
3.6. Modèle dynamique complet du Quadcopter……... 48
3.7. Représentation d'état du système …… 49
3.8. Conclusion…….. 50

## Chapitre 04: Conception du Quadcopter

4.1. Introduction ……. 51
4.2. la conception du cadre …….. 51
4.3. la conception des hélices …… 53
4.4. la conception d'ensemble…… 54
4.5. la détermination des paramètres dynamiques ……. 54
4.6. conclusion……. 56

## Chapitre 05: Control du Quadcopter

5.1. Introduction ……. 57
5.2. Commande linéaire d'un Quadcopter par régulation PID…… 57
5.2.1. Concept de la commande PID……. 58
5.2.2. Caractéristiques des effets des paramètres du régulateur PID …… 59
5.2.3. Recommandations de conception du contrôleur PID ……..… 59
5.2.4. Synthèse de lois de commande par PID pour le Quadcopter ……. 60
5.3. Conception du block de simulation et leur contrôleur PID:……. 61
5.3.1. Conception du block de simulation …….. 62
5.3 .2. Conception du contrôleur PD:…….. 64
5.4. Simulation des résultats:……. 65
5.4.1. Simulation en boucle ouverte :…… 65
5.4.2 Simulation en boucle fermé :…… 67
5.5. l'interpritation du résultats :…….. 69
5.6. Conclusion……. 70

Conclusion générale :…… 71
Bibliographie :…… 73

## Liste des Figures

Figure (1.1) : torpille aérienne……..……05
Figure (1.2-a) : RP-1 de Denny…….……06
Figure (1.2-b): Fieseler Fi 103…….....06
Figure (1.3-a): D-21B……..…….07
Figure (1.3-b): DBR-1……...……07
Figure (1.4-a): RQ-4 Global Haw…….....07
Figure (1.4-b): MQ-9 Reaper…….....…….....07
Figure (1.4-c): MQ-1C Gray Eagle…….....08
Figure (1.4-d): RQ-170 Sentinel…….…..…....08
Figure (1.5-a): A-160 Humming bird…….…..…08
Figure (1.5-b): MQ-8 Fire Scout. ……..…...08
Figure (1.6-a): Hermes 450. ……...…..…10
Figure (1.6-b): RQ-7 Shadow …….....10
Figure (1.7-a): Bayraktar ……..…...10
Figure (1.7-b): Hoverye ……..……10
Figure(1.8) : example de micro drone ……..…...11
Figure (1.9-a): Quadcopter S-100..……...……..…..12
Figure (1.9-b): RMAX …….....12
Figure (1.10): Multi rotors ……..…12
Figure (1.11-a): DDF F182 Quadcopter ……..……13
Figure (1.11-b): DJI MAVIC PRO Quadcopter……..……...……..……14
Figure (2.1) : présentée les deux configurations des Quadcopter "+" et "X"……11
Figure (2.2): DJI FlameWheel330 …….....19
Figure (2.3) : représenté les deux moteur DC(a) et BLDC ……..20
Figure (2.4) : moteur de «A2212/13T 1000KV»…… ……21
Figure (2.5-a) : représente la communication entre le moteur BLDC et l'ESC .....22
Figure (2.5-b) : représente "OPTO" ESC ……...…… 22

Figure (2.6) : l'hélice de « EPP 8 45 ». .....24
Figure (2.7-a) : Arduino « Uno R3 »……...25
Figure (2.7-b) : interface USB logiciel Arduino…….....26
Figure (2.8) : « MPU6050 Gyroscope et accéléromètre»…….…..27
Figure (2.9) : La radiocommande« Fly SKY FS i10 Channel»……28
Figure (2.10) : La batterie « XW POWER »……. ……..…..29
Figure (3. 1) : représentée les mouvements principaux du Quadcopter……..…..31
Figure (3.2) : représentée les différents mouvements du Quadcopter ……...…...….32
Figure (3.3): Les Repères de référence fixe de terrestre et le repère mobile …….....33
Figure (3.4): l'angle d'Euler ……...….....34
Figure (4.1) : représente le schéma électrique du Quadcopter…….…….....51
Figure (4.2): représente les composants du cadre :……...….....52 ; 53
Figure (4.3): représente les hélices CW et CCW :……..……..53
Figure (4.4) : représente l'assemblage du Quadcopter :……...54
Figure (4.5) : représente la méthode de détermination des moments d'inertie par SolidWorks : ……...
Figure (5.1): Schéma du régulateur PID appliqué au quadcopter ……..…….…58
Figure (5.2): représente le block de simulation par MATLAB Simulink :……..62
Figure (5.3): représente-les (sous block) du modèle dynamique par MATLAB Simulink : ……..….....62
Figure (5.4-a): représente le sous block des agnels de rotation (Phi ; thêta ; psi)…….....63
Figure (5.4-b): représente le sous block de déplacement (X ; Y ; Z)……...……...63
Figure (5.5): représente le block simulation de contrôleur développé……..……..…64
Figure (5.6): représente Modèle Simulink de la commande PD……..…….65
Figure (5.7): représente Résultats de simulation, les trajectoires réelles de modèle dynamique……..……..66
Figure (5.8): représente les variations des vitesses angulaires en fonction du temps.…….…68
Figure (5.9): représente les variations des déplacements angulaires en fonction du temps….68
Figure (5.10): représente les variations des déplacements linéaires en fonction du temps….....69

# Liste des tableaux :

Tableau (4.1): représente les Paramètres utilisées pour le modèle du Quadcopter..……...… 56

Tableau (5.1) : représente le principal objectif des paramètres PID ……...…….60
Tableau (5.2) : conductions initiaux du système de la simulation en boucle fermée……....67

# *Liste des symboles et abréviations*

$\{\mathcal{B}\}$ ou $\{\mathcal{F}_b\}$ : Le repère de navigation.

$b$ *:* Le coefficient de poussée en (N/rad/s).

$C_P$ : Le coefficient de la puissance.

$C_t$ : Le coefficient de la poussée.

D : le diamètre de l'hélice en (m).

e : l'erreur.

$f_{ext}$ : C'est la somme de la force exercée sur le Quadcopter.

$H_b$ : c'est le moment cinétique exprimé au repère mobile.

$\{\mathcal{I}\}$ ou $\{\mathcal{F}_I\}$ : Le repère inertiel (terrestre).

$I_x$ : Le moment d'inertie suivant l'axe X.

$I_y$ : Le moment d'inertie suivant l'axe Y.

$I_z$ : Le moment d'inertie suivant l'axe Z.

$J$ : La matrice d'inertie.

$J_P$: Le taux de progression.

$J_r$: l'inertie du rotor en ($kg.m^2$ ).

$K_p$ : Le gain proportionnel.

$K_d$ : Le gain dérivé.

$K_i$ : Le gain intégral.

$K_d$ : Le coefficient de traînée "drag", il dépend de la fabrication de l'hélice.

$K_{ft}$ : Le coefficient de traînée et ν la vitesse linéaire.

$K_{fax}; K_{fay}; K_{faz}$ : Les coefficients des frottements en (N/rad/s) aérodynamiques respectivement.

$k_{ftx}, k_{fty}, k_{ftz}$ : Le coefficient de traînée en (N/m/s) suivant les axe X, Y, Z respectivement.

$l$ *:* La longueur du bras entre le rotor et le centre de gravité du Quadcopter en (m).

$M_i$ : Moteur électrique.

$m$ : c'est la masse du Quadcopter en (kg).

$n$ : vitesse de rotation de l'hélice en (tr/s).

$O_I$ : centre du repère fixe.

$O_b$ : centre du repère mobile.

P : La puissance en (W).

$P$ : le poids en(N).

$R_{\eta}$ : La matrice de passage du référentiel $\mathcal{B}$ vers le référentiel $\mathfrak{T}$.

r : Le diamètre de l'hélice (m).

$T$ : La poussée en (N).

$T_d$ : La force de traînée.

$u(t)$ : L'entré de commande.

$V$ : la vitesse de vol des aéronefs en (m/s).

$V_b$ : La vitesse linéaire du centre de gravité par rapport à $\mathcal{B}$.

W : c'est la matrice de propagation d'Euler.

$W^{-1}$ : c'est la matrice de propagation inverse.

$X_I$ vers le nord géographique.

$X_b$ est l'axe longitudinal pointant vers l'avant de véhicule.

$\ddot{x}$ : L'accélération linéaire sur l'axe X en ($m/s^2$).

$Y_I$ vers l'Est géographique.

$Y_b$ définit l'axe latéral et orienté vers la droite de véhicule.

$\ddot{y}$ : L'accélération linéaire sur l'axe Y en ($m/s^2$).

$Z_I$ vers le centre de la terre (bas).

$Z_b$ définit l'axe vertical du véhicule et pointe vers le haut.

$\ddot{z}$ : L'accélération linéaire sur l'axe Z en ($m/s^2$).

## *Symboles gerces :*

.$\Gamma_{gm}$ : Moment gyroscopique dû aux mouvements.

$\Gamma_{gm}$ : Le moment gyroscopique du quadcopter.

$\Gamma_{\varphi}$ : La rotation autour de l'axe $X$.

$\Gamma_{fa}$ : Frottements aérodynamique.

$\xi$ : Le vecteur position du centre de gravité par rapport à $\mathfrak{T}$.

$\dot{\xi}$ : La vitesse linéaire du centre de gravité par rapport à $\mathfrak{T}$ exprimée dans $\mathfrak{T}$ par

$\eta$ : l'angle d'Euler.

$\ddot{\theta}$ : L'accélération angulaire sur l'axe Y en (rd/s$^2$).

θ: angle de rotation par rapport à Y.

$\rho$ : La masse volumique du l'air (1,225 kg/m$^3$ à 15 °C).

φ: angle de rotation par rapport à X.

$\ddot{\varphi}$ : L'accélération angulaire sur l'axe X en (rd/s$^2$).

ν: est la vitesse de rotation instantanée entre $\mathcal{B}$ et $\mathfrak{T}$.

ψ : angle de rotation par z.

$\ddot{\psi}$ : L'accélération angulaire sur l'axe Zen (rd/s$^2$).

ω : La vitesse angulaire (rd/s).

## *Les indices :*

Rot : rotation.

$\frac{d}{dt_i}$ : C'est le dérivé par rapport au temps.

$\int dt$ : C'est l'intégral par rapport au temps.

PID : proportionnel, intégral, dérivée.

# Introduction générale

La robotique est un domaine dont le nombre d'applications est en augmentation continue depuis son apparition. Il s'agit d'un domaine multidisciplinaire qui regroupe des aspects concernant la mécanique, l'informatique ou encore l'électronique. Cet essor découle essentiellement du besoin d'automatiser des tâches répétitives et difficiles dans tous les domaines de la vie quotidienne pour remplacer l'être humain.

Globalement, la robotique est divisée en deux grandes catégories. Robots mobiles comme (robots mobiles à roues, drones...) et d'autre part, on trouve les robots fixes ou les bras manipulateurs. Dans le domaine des robots mobiles, Les drones sont les robots les plus connu avec une grande popularité.

Les drones ou UAV (Unmanned Aerial Vehicles) sont des engins volants sans pilote capables de mener à bien une mission militaire ou civil. Le développement de plates-formes robotiques volantes connaît un essor croissant depuis quelques années en raison de la miniaturisation toujours plus poussée des capteurs et des actionneurs, mais surtout grâce à la possibilité d'embarquer des cartes de commande toujours plus performantes capables d'exécuter la masse de calcul nécessaire au contrôle des robots volants.

Un système de commande ou bien un système de contrôle est un algorithme mathématique qui génère les signaux de commande permettant au drone de se déplacer de façon appropriée. Pour cela, il se base sur une représentation mathématique du véhicule. Son rôle est avant tout de garantir la stabilité de l'appareil lors de la phase de vol autonome [2].

En effet, les drones, et plus particulièrement les drones à voilure tournante, sont des systèmes fortement non linéaires, couplés et sous-actionnés (le nombre d'entrées de commande est inférieur au nombre de degrés de liberté) ce qui induit une grande difficulté dans la conception de la commande. Ceci a donné naissance à plusieurs projets et travaux de recherche tant au niveau national qu'international.

Parmi ces robots à voilure tournante, l'hélicoptère à quatre rotors appelé Quadcopter sur lequel porte notre étude. Il a pris le dessus sur les autres grâce à sa dynamique élégante et sa simplicité de construction.

L'objectif principal de ce mémoire est de faire la conception d'un prototype du Quadcopter et leur contrôle par le développement des approches de commande linéaire par le régulateur (PID) en vue de l'application sur ce prototype que nous avons conçu, en se basant sur la modélisation mathématique de la dynamique de translation et de rotation de ce dernier.

Pour parvenir à notre objectif, nous allons respecter les étapes suivantes :

- La modélisation dynamique du Quadcopter.
- La conception du Quadcopter par SolidWorks.
- La conception du contrôleur choisi précédemment.
- Le développement d'un modèle de simulation de la dynamique du Quadcopter.
- La simulation de la dynamique du Quadcopter avec les contrôleurs développés.

Ce qui mène à structurer ce manuscrit de la manière suivante:

## Chapitre01 :

Dans le premier chapitre, nous avons introduit une description générale sur les drones, leurs historiques et leurs classifications qui permettent de connaitre les principaux types des drones, ensuite nous avons donnés une illustration globale sur les Quadcopters, leurs configurations et leurs applications.

## chapitre02 :

Des explications sur les déférents composants du Quadcopter leur principe de fonctionnement et les critères de choix, qui sont utilisés lors de la conception.et faire le choix des ces composants pour faire un prototype la conception par SolidWorks et détermine les déférents paramètres géométrique.

## chapitre03 :

Une étude aussi sur les déférents mouvements portes sur la modélisation de la dynamique du quadcopter c'est beaucoup plus sur la mécanique du vol. Cette étude est requise pour la modélisation dynamique Celle-ci est effectuée en utilisant le formalisme de Newton-Euler. On y présente aussi les principales forces et les principaux moments appliqués sur le quadcopter.

## Chapitre04 :

Ce chapitre Contient la conception d'un prototype du quadcopter par SolidWorks et la détermination des déférents paramètres géométrique et déférents paramètres dynamique.

## Chapitre05 :

Résume le concept de commande PID nécessaire pour effectuer la conception des contrôleurs. On y présente la méthodologie de conception de cette commande par étapes. Et présente les résultats obtenus à l'aide du modèle de simulation en utilisant la technique de commande PD pour plusieurs scénarios avec une simulation d'une trajectoire, et nous avons fait l'interprétation des résultats.

Le contrôleur PID a été implémenté sous MATLAB/SIMULINK.

# Chapitre 01

# Etat de l'art

# (Généralité sur les drones)

## 1.1. Introduction :

Le terme «Drone» est largement utilisé aujourd'hui pour désigner un « aéronef sans pilote», quel que soit sa taille, sa forme, sa fonction et ses caractéristiques. Le terme Drone peut aussi désigner n'importe quel objet volant depuis le cerf-volant jusqu'au missile de croisière en passant par le modèle réduit radiocommandé et le ballon captif.

## 1.2. Définitions :

Le mot drone est un terme militaire d'origine anglaise, même s'il n'a pas encore introduit dans le dictionnaire français, cet appareil est appelé aussi« **UAV** » pour «Unmanned Aerial Vehicule» soit «Véhicule Aérien sans Pilote» ou «UAS» pour « Unmanned Aerial System» soit «Système d'Aéronef sans Pilote».

Un drone est un engin volant sans pilote à bord par commande à distance. Il peut se définir comme un système mécanique, électronique et informatique contrôlé ou programmé pour effectuer des missions d'une façon plus ou moins autonome. Ainsi en remplaçant les êtres humains dans plusieurs domaines et surtout dans les zones dangereuses.

## 1.3. Historique :

### 1.3.1. Pendant la première guerre mondiale:

Le premier avion sans pilote, utilisé en tant que «torpille aérienne» appelé aujourd'hui «Missile de croisière », a été construit pendant la première guerre mondiale.

Le 12 septembre 1916, un avion automatique de Hewitt-Sperry, connu sous le nom de «Bombe volante », fait son premier vol en démontrant le concept d'un avion sans pilote.

Plus tard, en novembre 1917, l'avion automatique vola pour des représentants de l'armée des USA. Ceci a mené l'armée à commissionner un projet pour construire «une torpille aérienne» ayant pour résultat Bogue de Kettering télécommandée par télégraphie sans fil et en embarquant un gyroscope qui vol à la première fois en 1918. Cependant, ce type d'avions n'a jamais été opérationnel sur le terrain après la première guerre mondiale [1].



Figure (1.1) : torpille aérienne.

### 1.3.2. Avant la deuxième guerre mondiale :

Le premier drone français «Stricto Sensu» a été conçu, réalisée et expérimentée en 1923 par l'ingénieur Maurice Percheron et le capitaine Max Boucher. Ensuite des prototypes d'avions-cibles autonomes furent construits dans les années 1934-1938 au Royaume-Uni et aux Etats-Unis d'Amérique ou le Radio plane OQ-2, qui était d'abord un jouet prenant la forme d'avion de taille réduite.

La première production à grande échelle était le produit de Reginald Denny, il servait avec les Anglais pendant la première guerre mondiale, il poursuivait son intérêt sur commande par Radio d'avion. En 1935, il démontra un bourdon de Cible de prototype RP-1 Denny Figure.(1.2-a) par l'armée USA.

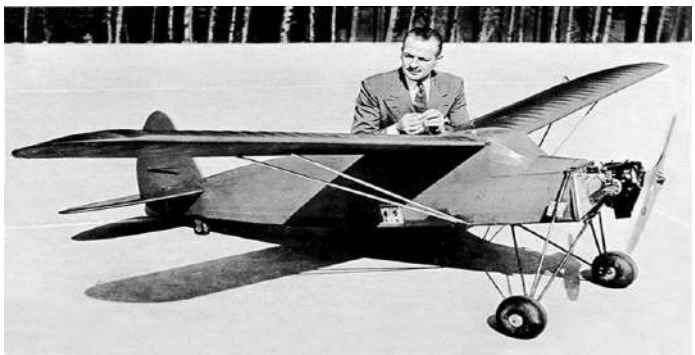


Figure (1.2-a) : RP-1 de Denny

### 1.3.3. Pendant la deuxième guerre mondiale :

L'armée allemande développer à partir de 1938 des vecteurs guidés à distance sous la forme de bombes planantes antinavires et des bombes antichars radioguidées. Le V1 ou Fieseler Fi 103et le V2 sont conçus principalement sous la désignation FZG 76, ceux sont des bombes volantes et les premiers missiles de croisière de l'histoire de l'aéronautique.

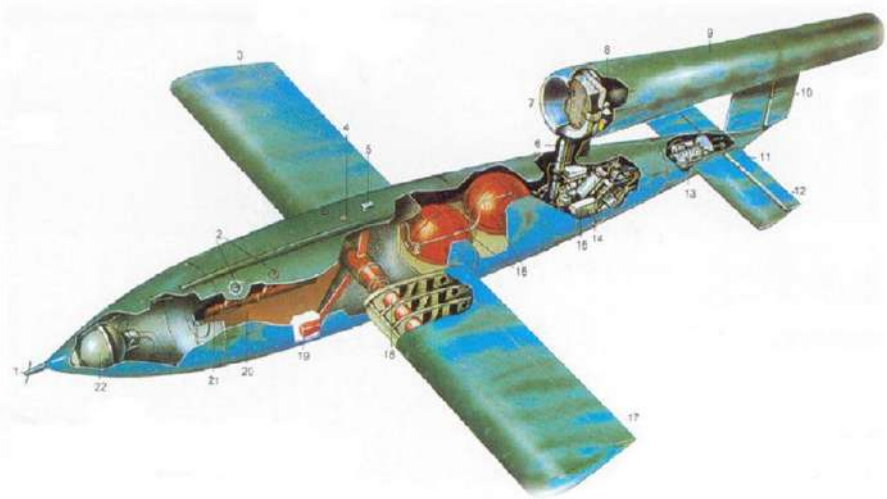


Figure (1.2-b) : Fieseler Fi 103

### 1.3.4. Pendant la guerre froide :

Le premier événement majeur pour le développement le plus intensif des drones ont lieu le 1er mai 1960. Un avion espion D-21B, figure (1.3-a), l'armée américaine fut abattue par l'armée soviétique lors de sa mission de photographie dans l'espace aérien de l'URSS et son pilote fut capture, ensuite le 1er juillet de même année, une DBR-1 fut aussi abattu par les soviétiques en survolant les frontières de l'union soviétique. Ces événements parmi d'autres ont poussé plus qu'avant le monde à l'idée de remplacer les avions-espions par des drones ou des satellites. L'URSS a également développe un certain nombre de drones reconnaissance pendant la guerre froide, bien que tout fut masque et garde secret, les détails de ces avion sont peu clairs et contradictoires [1].



Figure (1.3-a) : D-21B



Figure (1.3-b) : DBR-1

### 1.3.5. Les drones modernes :

Les systèmes modernes sont beaucoup plus diversifiés que leurs précurseurs. Bien que l'on puisse identifier facilement l'héritage des drones reconnaissance dans le populaire Pioneer dans l'années 1980, plus performants comme le RQ-4B Global Hawk Faucon, Figure (1.4-a).

Les systèmes pouvant prendre plusieurs rôles sont également disponibles. Certains des drones susmentionnés, comme le MQ-9 Reaper, Figure (1.4-b), et MQ-1C Gray Eagle, Figure (4-c), peuvent être armés.

Il y a maintenant une classe de systèmes en cours de développement avec des opérations de combat leur mission principale, connue sous le nom de systèmes d'avions de combat sans pilote.



Figure (1.4-a): RQ-4 Global Hawk



Figure(1.4-b) :MQ-9 Reaper.






Figure (1.4-c): MQ-1C Gray Eagle Figure (1.4-d) : RQ-170 Sentinel

Presque tous les systèmes susmentionnés utilisent une conception à voilure fixe. Cependant, un certain nombre de drones pour hélicoptères sont disponibles, et plusieurs sont actuellement opérationnels dans les applications militaires et civiles. Quelques exemples de drones d'hélicoptère comme A-160 Humming bird, Figure (1.5-a), et MQ-8 Fire Scout Figure (1.5-b) [1].





Figure (1.5-a): A-160 Humming bird Figure (1.5-b): MQ-8 Fire Scout

### 1.4. Classification des drones :

On peut classifier les drones en générale sur deux types principales sont :

#### 1.4.1. Drone a voilure fixe :

La classification des drones est un exercice impossible à réalisé 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. La classification présentée dans cette mémoire repose sur celle proposée par l'Armée de l'Air des Etats-Unis d'Amérique, qui répartit les drones en cinq catégories [2] :

**1.4.1.1. Les drones HALE** :

Les drones HALE «Haute Altitude, Longue Endurance», font partie de la classe de grande taille et le plus souvent à voilure fixe. Ayant une autonomie de plusieurs jours pour certains. Ils sont chargés de missions de surveillance et de reconnaissance à haute altitude (jusqu'à 20km) comme les deux figures représentées pour (4d) : RQ-170 Sentinel et (4a) : RQ-4 Global Hawk.

Cette classe exige au sol une équipe d'opérateurs humains plus nombreuse que les autres classes pour l'analyse des informations. Ces drones ont une masse supérieure à 10 tonnes avec une envergure de 20 à 40m [2].

**1.4.1.2. Les drones MALE :**

Les drones MALE (Moyenne Altitude Longue Endurance), ils sont utilisés pour des vols de plus longue durée à une altitude opérationnelle moyenne de 10 à 15 km et ayant une autonomie d'une trentaine d'heures. Ils sont déployés pour des missions aériennes. Leur masse est généralement inferieure à 10 tonnes et capables de voler jusqu'à 12000m dans un rayon d'action inférieure à 1000 km avec une vitesse qui varie entre 220 et 360 km/h [2], comme les deux figures (Figure 5b) : MQ-9 Reaper et (Figure 5c) : MQ-1C Gray Eagle.

**1.4.1.3. Les drones TUAV :** Les drones TUAV (de l'anglais Tactical Unmanned Aerial Vehicles), cette classe est caractérisée par une taille un peu grande avec une envergure d'environs 10m avec une masse qui peut atteindre jusqu'à 1 tonne, ayant une autonomie d'une dizaine d'heures et évoluant a moins de 5 000 mètres d'altitude. Ils sont destinés à surveiller le théâtre des opérations à petite échelle et à servir le cas échéant de relais de communication. Les capacités d'endurance requises pour ce genre de missions (de 1 à 8h) privilégient les configurations à voilure fixe. Ils peuvent atteindre une vitesse de 700km/h dans un rayon

d’action entre 30 et500kmpour un plafond de 500 m [2]. Les drones Hermes 450, Figure (1.6-a) et RQ-7 Shadow, Figure (1.6-b) :




Figure (1.6-a): Hermes 450



Figure (1.6-b): RQ-7 Shadow

**4.1.1.4. Mini drones UAV :**

Les Mini UAV, sont de petite taille ; avec une envergure d’environs 50cm et une masse de 2 à 5 kg. Ils peuvent effectuer leurs missions avec une endurance un peu faible (30mn) dans un rayon d’action qui peut atteindre jusqu’à 10km. Ils sont destinés essentiellement pour la collecte des renseignements dans les combats rapproches. Leur capacité de décollage et d’atterrissage verticaux rend leur application considérable dans des environnements encombres [2].

Les figures suivantes présentées les drones Bayraktar, Figure (1.7-a), et Hoverye, Figure (1.7-b).



Figure (1.7-a): Bayraktar



Figure (17-b): Hoverye

#### 4.1.1.5. Les Micro UAV :

Les Micro UAV, ces engins de petite taille ont une envergure inférieure à 15cm et une masse inférieure à 500 gr. Ils peuvent évoluer dans l'air jusqu'à une altitude de 100m avec une endurance d'une trentaine de minutes au maximum. Cette classe de drones est caractérisée par le fait qu'une seule personne suffit aux opérations, et pouvant être contenus dans une sphère de 30 centimètres de diamètre. Ils sont en général propulses électriquement. Leur avantage réside dans le fait qu'ils peuvent pénétrer même dans les immeubles. Dans le domaine militaire, ils sont envisages a la reconnaissance ou l'observation d'une cible fixe. La figure suivante présente un bref aperçu de ce qui peut être fait en terme de miniaturisation des véhicules aériens, à savoir le drone Wasp développe par AeroVironment, un drone de la gamme Proxflyer et un drone de type MFI (de Micro Mechanical Flying Insect) [7].



Figure (1.8): Exemple de micro drone

### 1.4.2. Les drones à voilure tournante :

Les drones miniatures à voilure tournante appartiennent tous au groupe des véhicules VTOL (Vertical Take Off and Landing), qui définit les appareils à décollage et atterrissage verticaux. [2]

#### 1.4.2.1. Les hélicoptères :

C'est l'architecture à voilure tournante la plus répandue et la mieux maîtrisée. L'hélicoptère est composé d'un rotor principal et d'une poutre à l'arrière du véhicule sur laquelle est monté un rotor anti couple de queue. Ce dernier peut être libre ou caréné dans un fenestron pour en augmenter la protection et l'efficacité aérodynamique.

Les deux configurations sont visibles sur les deux figures, Figure (1.9-a) et Figure (1.9-b), ci-dessous :




Figure (1.9-a): Camcopter S-100



Figure (1.9-b): RMAX

La rotation du rotor principal génère une poussée suffisante pour compenser le poids de l'appareil, tandis que le rotor de queue permet de contrer le moment généré par la rotation du rotor principal.

**1.4.2.2. Les rotors multiples :**

Les drones à rotors multiples constituent certainement la configuration aéromécanique sont la plus connue et la plus répandue parmi les véhicules aériens autonomes. Ces appareils sont généralement équipés de quatre rotors, mais il en existe avec six, voire huit rotors comme en atteste, Figure (1.10). La simplicité mécanique fait de ce type de véhicule une configuration très utilisée pour la réalisation de plateformes expérimentales à coûts réduits [2].



(a) Quadrotor (b) Hexarotor (c) Octorotor

Figure (1.10): représente Multi rotor

### 1.5. Définition du Quadcopter :

Quadcopter également connu sous le nom d'hélicoptère Quadrotor.

Le Quadcopter est un hélicoptère multi-rotor qui est soulevé et propulsé par quatre rotors, les Quadcopters sont classés dans les giravions, par opposition aux aéronefs à voilure fixe, car leur portance est générée par un ensemble de rotors (hélices orientées verticalement).

Contrairement la plupart des hélicoptères, Quadcopter, utilise deux jeux d'hélices à un pas fixe identiques : les deux dans le sens des aiguilles d'une montre et les autres dans le sens contraire des aiguilles d'une montre. Ceux-ci utilisent des variations de régime pour contrôler le volume et le couple. Le contrôle du Quadcopter est obtenu en modifiant la vitesse de rotation d'un ou de plusieurs disques de rotor, modifiant ainsi les caractéristiques de charge en couple et de poussée / portance [3].

### 1.6. Les types des Quadcopter :

Les Quadcopter sont trouvent généralement en deux types :

#### 1.6.1. Quadcopter intérieur :

Le Quadcopter intérieur c'est un Quadcopter équipé par un protecteur des d'hélice pour assurer l'absence de rafales de vent, la durée de leur mission est généralement plus courte que celle du Quadcopter en plein air. Quadcopter intérieur ne peut pas utiliser le GPS pour le positionnement absolu.

Le meilleur exemple pour un Quadcopter en extérieur est DDF F182 est présenté dans la figure (1.11-a) ci-dessous :



Figure (1.11-a): DDF F182 Quadcopter

### 1.6.2. Quadcopter extérieur :

Les Quadcopters extérieur sont généralement plus durables, ils prennent une charge utile et peuvent voler sur des missions plus longues que les Quadcopters d'intérieur.

Le positionnement absolu est fourni par le récepteur GPS. Le meilleur exemple pour un Quadcopter en extérieur est présenté dans la figure (11b):




Figure (1.11-b): DJI MAVIC PRO Quadcopter

## 1.7. Applications :

Les drones sont développés pour remplacer l'homme dans des environnements ou des situations dangereuses. Ces engins sans pilote présentent de nombreux avantages.

### 1.7.1. Applications militaires :

Il y a quelques années, les analystes pointaient du doigt la mauvaise fiabilité des drones. Pour les premières générations d'aéronefs non habités, le taux d'attrition était effectivement très important et même s'il a largement décrût avec les nouvelles générations de machines, qui pourtant se complexifient, il reste actuellement au moins dix fois supérieur à ceux des avions habités.

Les causes de pertes d'UAV impliquaient pour 30% le contrôle du vol (décollage/atterrissage), la motorisation était incriminée dans 25% des cas, les erreurs humaines ne comptaient que pour 25 %, le reste concernant les communications, l'énergie . . .

La fiabilité technique des sous-systèmes UAV est encore largement perfectible pour atteindre les pourcentages d'attrition d'un avion habité où les causes d'accident sont inversées :75 % dues à des erreurs humaines et 25% imputables à des causes techniques ou à l'environnement du vol. Avec la maturité des systèmes, la fiabilité des UAV ne devrait pas être très différente des niveaux atteints par les avions habités en phase stabilisée d'exploitation et devrait donc s'améliorer sensiblement.

Des progrès ont été incontestablement enregistrés mais le taux d'attrition d'un drone reste malgré tout trois à quatre fois supé- rieur à un avion habité.

La fiabilité des mini et micro drones restera sans doute faible pour des raisons d'investissement et de coût de développement.

### 1.7.2. Applications civiles :

De plus en plus, le secteur civil prend en charge de nombreuses missions de surveillance ou autres dans lesquelles la présence de l'homme n'est pas indispensable et ou de bas coûts d'opération sont demandés. Dans les missions actuelles on peut citer :

- Surveillance et contrôle des voies maritimes, des clandestins mais aussi détection des pollutions.
- Surveillance des oléoducs, gazoducs, lignes à haute tension.
- Missions de sécurité civile (surveillance du trafic routier, des manifestations, protection des zones réservées ou interdites, évaluation des catastrophes naturelles comme des feux de forêt, activité des volcans,. . .).
- Inspection des ouvrages d'art tels les ponts, les viaducs et les barrages.
- Epandages agricoles, surveillance des zones cultivées et mesures atmosphériques.

Par exemple, le programme «DeepWater» pour la garde côtière américaine vise à acquérir 76 drones pour la surveillance maritime et relever les nouveaux défis de sécurité : Observation des pipelines de pétrole et de gaz, surveillance de cargaisons dangereuses, dépistage de vols de contrebande, des actes de piraterie maritime mais aussi des sources d'eau, des vestiges archéologiques, des filons de matières premières ou de combustible. . .

## 1.8. Conclusion :

Nous avons pu constater la grande diversité des techniques existantes dans le domaine des drones, sur la forme de la conception, de leur grande variété de configuration et de la diversité de ces technologies, et encore domaine d'application.

Dans cette étude, nous avons concentré sur l'une des configurations qui a connu d'un grand intérêt dans cette dernière décennie.

# Chapitre 02

# Technologie du Quadcopter

## 1. Introduction:

Les appareils de type atterrissage et décollage verticale (VOL) UAV comme Quadcopter présentent plusieurs avantages sur les avions à voilure fixe, ils peuvent se déplacent dans n'importe quelle direction et sont capables de planent et volent à des vitesses faibles, en outre la capacité VOL permet un déploiement dans n'importe quel terrain ou les aéronefs à voilure fixe nécessitent une piste préparée pour le décollage et l'atterrissage.

À partir de cela on va faire dans ce chapitre une étude détaillée sur tous les composants qui construire le Quadcopter et le principe de fonctionnement et les critères de choix.

## 2.2. Concept Général :

L'objectif le plus important de ce processus de conception particulière est de respecter l'ensemble des exigences de l'aéronef, qui sont souvent résumées dans un cahier de charges. Dans cette section nous allons définir un prototype Quadcopter ainsi justifier les décisions et les équipements choisis pour atteindre ce but. Les spécifications pour notre prototype de Quadcopter sont les suivants :

- La masse globale est égale à 0.750 kg pour le DJI F330.
- L'autonomie de vol entre 15 et 30 minutes. L'autonomie dépend essentiellement de la charge des batteries si on veut augmenter la durée de vol il faut utiliser des batteries plus chères.
- Aptitude transmettre des données de télémesure en direct et de recevoir des ordres de mouvement à partir d'une station au sol sans fil, évitant ainsi l'utilisation de câbles qui pourraient se coincer l'appareil et provoquer un accident.
- Le Quadcopter ne doit pas voler très loin de la station sol de sorte qu'il n'est pas nécessaire de s'installer un matériel de télémétrie longue série et aussi les besoins en énergie supplémentaires associés à des transmissions à longue portée.

Par conséquent, les principales composantes devraient être :

- Quatre (4) Moteurs électriques et quatre contrôleurs de vitesse électronique (ESC).
- Quatre (4) Hélices.
- Une carte électronique de traitement et de contrôle à bord «la carte mère».
- Une centrale inertielle pour les données de la navigation liée à la carte électronique de traitement à bord, parce que dans l'espace tridimensionnel à bord d'un avion c'est un exploit nécessaire pour comprendre l'ampleur des forces qui agissent sur cet avion. Il

peut également être possible d'utiliser ces capteurs pour calculer les angles de lacet et de tangage avec la connaissance du vecteur d'accélération de la pesanteur.

- Une alimentation à bord (batteries), pour les moteurs et pour l'unité de traitement.
- Un Fuselage «cadre» pour soutenir tous les composants de l'avion.
- Une télécommande sans fil «RC» (Remote Contrôle) pour la télécommunication aérienne de type radio commandé.

## 2.3. Description des différents composants :

### 2.3.1. Le cadre :

Le cadre est la structure mécanique d'un avion qui prend en charge tous les composants, un peu comme un «squelette» des êtres humains.

#### 2.3.1.1. Les types des cadres :

Les types des configurations sont généralement :

- configuration croisée sous forme "**X**".
- configuration plus sous forme "+".
- configuration plus sous forme "**H**".

Les configurations les plus utilisées généralement sont "**+**" et "**X**" et sont présentées dans la Figure (2.1) [9] :

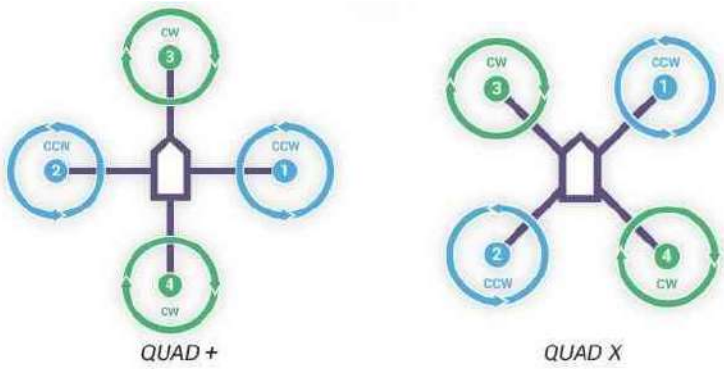



Figure (2. 1): Quadcopter"+" et "**X**"

La différence essentielle entre les deux est: [9]

**Physique:** le Quadcopter sera différent de l'opérateur, même avec les moteurs et les paramètres logiciels, plus en détail: lorsque vous faites le calcul pour contrôler un

Quadcopter, la distance qui le sépare de l'axe de rotation détermine le couple généré par les moteurs, considérez un Quadcopter avec chaque bras de longueur loin du centre de gravité du ça et songez à un axe de mouvement (roulis ou tangage).

- la configuration "+" les forces de poussée sont appliquées à une distance r.
- la configuration "**X**", les forces de poussée sont appliquées à une distance de $r \times \cos(\frac{\pi}{4})$d'environ 0.71×r, avec (r : c'est la distance entre l'axe du moteur et le centre du cadre), car les bras forment un angle de 45° par rapport à l'axe de rotation.
- Le moment d'inertie est le même car la structure du cadre est symétrie par rapport les deux axes (*x* et *y*.

Cela signifie que obtenir environ plus de 41% d'accélération en rotation d'une configuration "**X**" par rapport à la configuration "+".

**Visibilité du lacet:** la configuration"+" aura un bras avant marquée. En raison de la forme du cadre et des accessoires, l'opérateur ne peut souvent voir que deux des quatre bras d'un Quadcopter.

**L'emplacement de la caméra**: la configuration "**X**" peut avoir une caméra dirigée vers l'avant sans obstruction du cadre et plus facilement à la configuration"+". Certains modèles suppriment ce problème, soit en montant la caméra sur une entretoise, soit avec un train d'atterrissage en mouvement.

### 2.3.1.2. Les critères de choix :

Le choix du cadre de Quadcopter se fait selon des plusieurs critères comme :

- la configuration désirée : soit "X" ou "+".
- Les dimensions du cadre.
- La matière du cadre(le boit ; le plastique ; le fibre de carbone....) pour minimiser le poids et augmenter la rigidité et la stabilité.

Nous avons le modèle « DJI FlameWheel330»est présenté dans la Figure (2.2):



Figure (2. 2) : DJI FlameWheel330

Est un cadre de configuration valable pour les deux configurations «+" ou "X"» ; fait de plastique de haute qualité et caractérisé par :

- Leur poids est 156 g à vide et supporter jusque de1 kg.
- La longueur diagonale de(330) mm et latérale de (23.35) mm et de hauteur de (46.26) mm.
- Quatre bras croisés supporter le moteur et les contrôleurs électroniques des vitesses (ESC), cette partie a été conçue pour être léger et solide.
- Supporter une batterie de 3S et 4S LiPo.
- Le support du moteur permet un remontage facile du moteur,
- Le cadre porte aussi des vis et entretoises requis pour l'installation de carte électronique avec ces composants et la batterie aussi.

Le support central possède aussi une structure en forme de cage au sein de son centre, qui offrir une protection supplémentaire à des composants, ce détail peut se révéler particulièrement très utile quand il s'agit de la phase d'essais en vol, lorsque les accidents sont plus susceptibles de se produire.

### 2.3.2. Les moteurs brushless à courant continue (BLDC) :

Un moteur à courant continu à balais se compose d'un commutateur et de balais qui convertissent un courant continu dans une bobine d'induit en un courant alternatif, comme illustré à la Figure (2.3-a). Lorsque le courant circule dans le commutateur à travers les enroulements d'induit, le champ électromagnétique repousse les aimants voisins avec la même polarité et force l'aile à se tourner vers les aimants attirants de polarité opposée. Lorsque

l'induit tourne, le commutateur inverse le courant dans la bobine d'induit pour repousser les aimants proches, entraînant ainsi le moteur tournant en permanence. Le fait que ce moteur puisse être alimenté par des tensions et des courants continus le rend très attrayant pour les applications à faible coût. Cependant, les arcs produits par les bobines d'induit sur la surface du commutateur à balais génèrent de la chaleur, de l'usure et des interférences électromagnétiques, ce qui constitue un inconvénient majeur.

Parcontre un moteur BLDC effectue la commutation électroniquement en utilisant le retour d'information de position du rotor pour déterminer quand commuter le courant. La structure est illustrée à la Figure (2.3-b). Le retour d'information implique généralement un capteur de Hall ou un encodeur rotatif. Les enroulements du stator fonctionnent avec des aimants permanents sur le rotor pour générer une densité de flux presque uniforme dans l'entrefer. Cela permet aux bobines de stator d'être alimentées par une tension continue constante (d'où le nom de CC sans brosse), qui bascule simplement d'une bobine de stator à la suivante pour générer une forme d'onde de tension alternative de forme trapézoïdale.

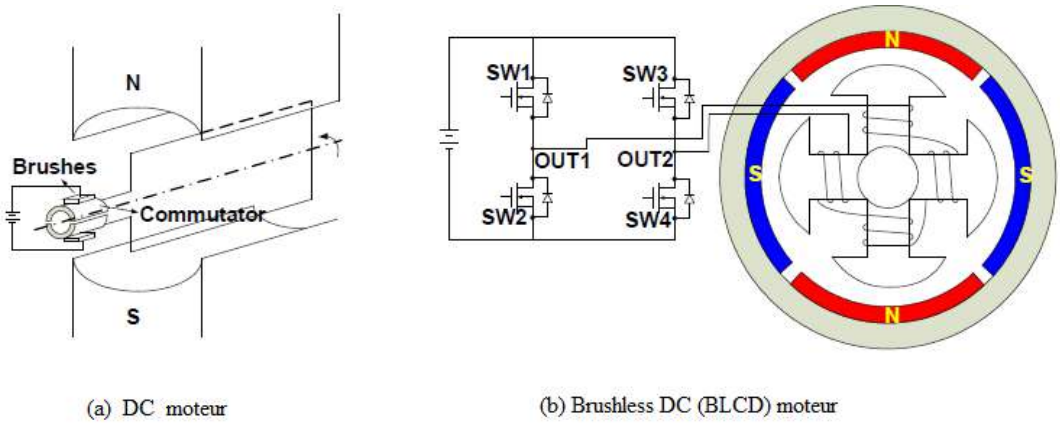



Figure (2.3) : représenté les deux moteur DC(a) et BLDC (b)

Les moteurs mis en œuvre dans ce type d'application sont généralement électriques à courant continu, ils sont plus légers et efficace que les moteurs à combustion et n'ont pas besoin d'un combustible, qui entre autres avantages :

- diminue le risque d'explosion.
- Les moteurs à courant continu disponibles sur le marché des amateurs de la radiocommandé RC sont soit brossé ou sans balais.
- Moteurs BRUSHLESS « sans balais » sont chers, mais ils ont une plus grande de rendement.
- Puissance et n'ont pas besoin d'entretien régulier.

- Les moteurs brossés ne coûtent pas cher, mais ont une plus courte durée de vie et leurs pinceaux ont besoin de remplacements réguliers.

  Pour ces raisons, il est préférable d'utiliser des moteurs sans balais, parce que la Perte de l'intégrité structurale du Quadcopter due à une défaillance du moteur doit être évitée en utilisant un équipement plus fiable.

Le moteur choisie dans notre étude est le «A2212/13T 1000KV» est présenté dans la Figure (2.4):




Figure (2.4): représente le moteur de «A2212/13T 1000KV»

Ce moteur à une puissance de 150 watts et capable de tourner à 11 000 (tr/min) et tourner une hélice de taille (10x8).

Le moteur est connecté à son contrôleur électronique de vitesse qui a été spécialement conçu et directement lie avec-il.

### 3.3. Les contrôleurs des vitesses (ESC) :

Un contrôleur électronique de vitesse (ESC) « Electical Speed Controler » d'un moteur BRUSHLESS ou bien l'onduleur de puissance c'est un circuit électronique faire le control de la vitesse de rotation du moteur par les transistors MOSFET appropriés afin de créer le champ magnétique rotatif de sorte que le moteur tourne. Habituellement, les commutateurs côté haut sont contrôlés à l'aide de PWM (Pulse Width Modulation), qui convertit une tension continue en une tension modulée, qui limite facilement et efficacement le courant de démarrage, la vitesse de commande et le couple. Plus la fréquence est élevée ou plus le contrôleur passe rapidement dans les intervalles de temps, plus la vitesse de moteur ne sera élevée.

L'ESC reçoit la puissance de la batterie et l'entraîne vers le moteur en fonction d'un signal (PWM) qui est fourni par l'unité de contrôle à bord « la carte mère » [10] [28].

On donne un schéma fonctionnel représente la communication entre le moteur BLDC et le ESC dans la Figure (2.5-a) :

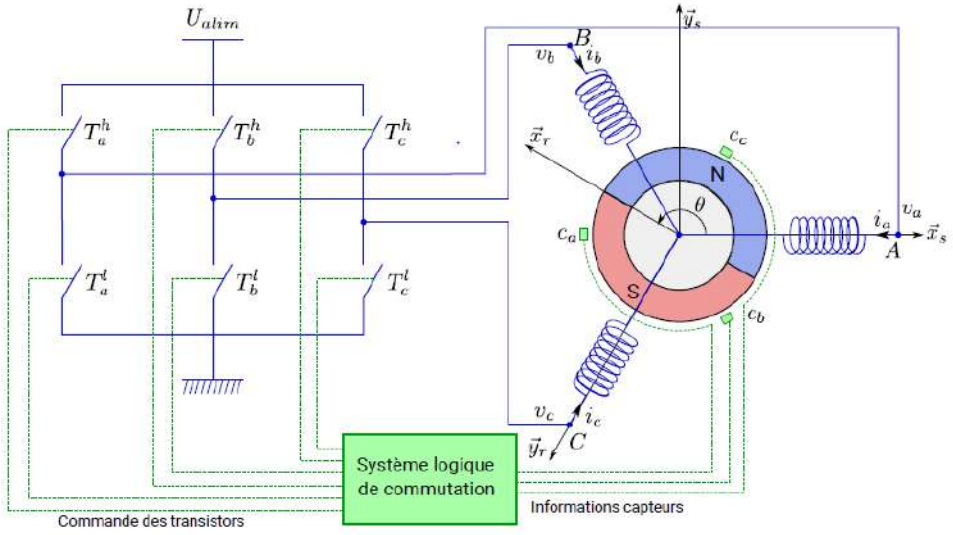



Figure (2.5-a) : représente la communication entre le moteur BLDC et l'ESC.

Notre choix du contrôleur électronique de vitesse est "OPTO", Figure (2. 5-b), est bien adapté pour le travail à la main, une masse de 32 g, de dimensions de 45 ×25 ×11 mm et qui est capable de fournir un courent maximal de 30A.




Figure (2. 5-b): représente le contrôleur électronique de vitesse « OPTO».

### 2.3.4. Les hélices :

L'objectif d'une hélice est de transmettre à la structure de l'appareil une vitesse de déplacement qui en créant une force propulsive(T) par variation de la quantité de mouvement de l'air qui la traverse [10].

Après le théorème de Froude on peut donner le comportement typique d'une hélice peut être défini par trois paramètres :

- La poussée *T* en N (Newton) :

$$T = C_t \frac{4\rho r^4}{\pi^3} \omega^2 \quad (2.1)$$

- La puissance P en W (Watt*)* :

$$P = C_p \frac{4\rho r^5}{\pi^2} \omega^3 \quad (2.2)$$

Avec :

- r : Le diamètre de l'hélice (m).
- $p$ : La masse volumique du l'air (1,225 kg/m$^3$ à 15 °C).
- ω: La vitesse angulaire (rd/s).
- $C_P$ : Le coefficient de la puissance.
- $C_t$ : Le coefficient de la poussée.

On peut simplifier l'équation (2.1) par la relation suivent :

$$T = b.\omega^2 \quad (2.3)$$

Avec :

$$b = C_t \frac{4\rho r^4}{\pi^3} \quad (2.4)$$

$b$ : est le coefficient de pousse modifie

Ces paramètres permettent le calcul de la poussée d'une hélice.

Ces formules montrent que les deux caractéristiques de la poussée et la puissance augmentent considérablement avec le diamètre de l'hélice. Si le diamètre est assez grand,

alors il devrait être possible d'obtenir une poussée suffisante, tout en exigeant une faible vitesse de rotation de l'hélice, Par conséquent le moteur d'entraînement de l'hélice aura une faible consommation électrique, ce qui donne à la Quadcopter une autonomie de vol plus élevée.

En réalité, ni la poussée ni les coefficients de puissance sont des valeurs constantes, ils sont tous les deux des fonctions du taux de progression (sans dimension) :

Avec:

$$J_p = \frac{V}{nD} \tag{2.5}$$

Où :

- $J$ : Le taux de progression.
- $V$ : est la vitesse de vol des aéronefs (m/s).
- $n$ : vitesse de rotation de l'hélice en (tr/s).
- D : est le diamètre de l'hélice(m).

Le rendement $\eta$ d'une hélice décrite en fonction de $J$ et $C_p$ et $C_t$ par la relation suivant :

$$\eta = \frac{C_t}{C_p} J \tag{2.6}$$

Avec :

- Le rendement η(%).
- $J$ : Le taux de progression

Le modèle utilisé dans notre projet est Le « EPP845 » Figure (2.7) est une hélice avec un diamètre de 203.2mm et 21g de pondération, se présentait comme un choix possible pour la mise en œuvre du modèle, (pair en rotation horaire et l'outre au sens anti horaire).



Figure (2.6) :l'hélice de « EPP845 »

### 2.3.5. L’unité de commande :

#### 2.3.5.1. La carte mère :

La carte mère un microcontrôleur de petite taille pour la stabilité nécessaire pour entraîner le Quadcopter parce qu’est naturellement instable.

Le microcontrôleur qui a obtenu une attention particulière de la communauté mondiale de la robotique est l’ARDUINO [12].

Cette plate-forme microcontrôleur se vend à très bon marché et dispose d'un environnement de langage C++ basé sur la possibilité du développement et qui est très intuitif à utiliser.

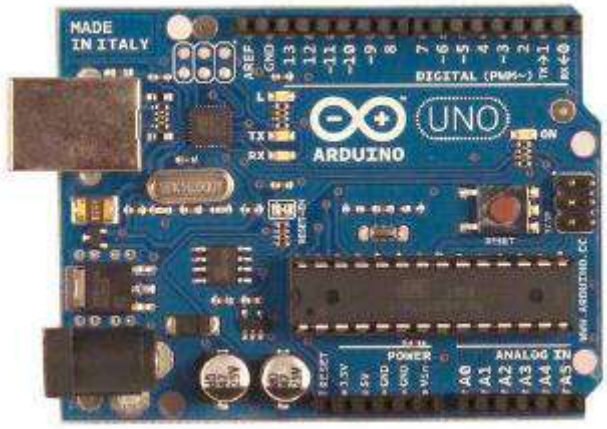



Figure (2.7-a) : Arduino « Uno R3 ».

Elle se compose d’un microcontrôleur avec d’autres composantes intégrées dans une carte électronique. Le microcontrôleur de la carte Arduino UNO est un **ATMega328**. C'est un micro contrôleur ATMEL de la famille AVR 8bits. Les principales caractéristiques sont :

**FLASH** = mémoire programme de 32Ko

**SRAM** = données (volatiles) 2Ko

**EEPROM** = données (non volatiles) 1Ko

**Analog I** (**entrées analogiques) :** soit 5 broches.

**Digital I/O (entrées-sorties Tout Ou Rien)** : soit 23 broches en tout I/O.

### 2.3.5.2. Le programmation avec l'IDE Arduino

**ARDUINO** fournit un environnement de développement (IDE) avec un éditeur de source, les opérations de compilation et de chargement dans la mémoire du microcontrôleur étant ramenées à des clicks sur des boutons dans l'IDE (très simple). La communication entre le PC et la carte se fait via le port USB, moyennant installation d'un driver adapte (fourni par ARDUINO).

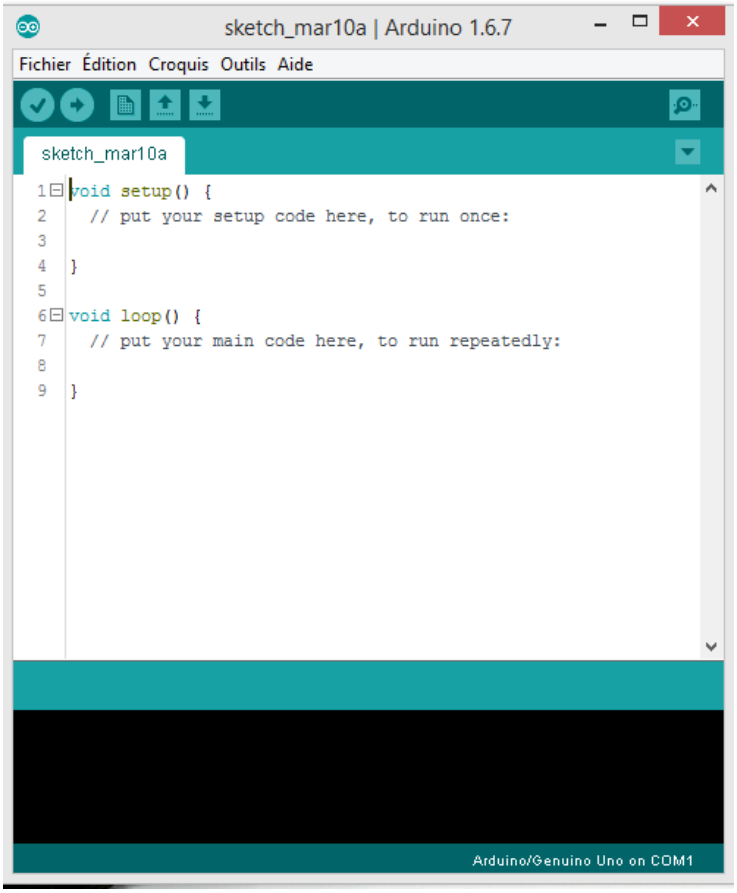



Figure (2.7-b) : interface USB logiciel Arduino

### 2.3.6. Capteur d'inertie : (Gyroscope et accéléromètre)

Les capteurs d'inertie d'une Quadcopter sont des éléments clé de la boucle de régulation. Ils sont chargés de fournir des informations comme l'accélération, altitude position, et d'autres données nécessaires.

Les avions modernes sont souvent porteurs de la technologie des capteurs robustes et coûteux. Ce qui est souvent synonyme de grands et lourds systèmes électromécaniques, mais la technologie du captures d'inertie est développée et sont généralement électronique.

Ces capteurs constituent l'unité de mesure inertielle. La fusion de ces données permet de calculer les angles d'Euler de drone. Ceux qui sont utilisés pour assurer la stabilité du système. La conception et le fonctionnement des déférents composants électroniques seront détaillés dans le chapitre du contrôle.

Le capteur choisir est le « MPU6050 Gyroscope et accéléromètre» Figure (2.9) de caractéristique de 6 axes de mouvements (3 axes de rotation pour le Gyroscope et 3 axes de translation pour accéléromètre)

Capable de détecter ±250 jusqu'à ±200º/sec pour Gyroscope et ± 2g jusqu'à 16g, et alimenté en 5 volt.

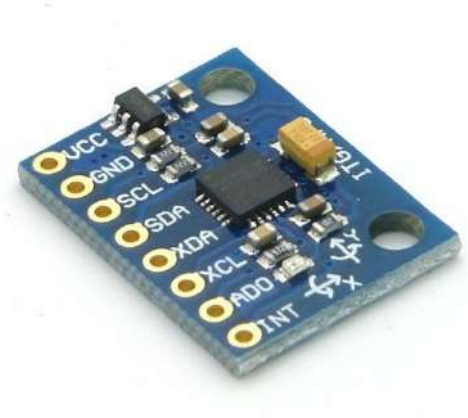



Figure (2.8): « MPU6050 Gyroscope et accéléromètre».

**2.3.7. Communication sans fil :**

La communication avec le Quadcopter est toujours sans fil pour piloter ça, donc il faut utilise un outil de communication soit par Bluetooth ou par WIFI ou bien un émetteur radiocommande RC.

Il existe plusieurs technologies pour les radiocommandes, les radios *FM* en 41*MHz* de moins en moins utilisées et les radios en 2.4 *GHz*, souvent programmables pour s'adapter à chaque appareil radiocommandé.

Une radiocommande doit idéalement comporter 6 voies, pour piloter un Quadcopter, 4 voies sur les manettes et 2 voies sur des interrupteurs pour actionner certaines fonctions. Il existe deux modes de configuration des manettes, le premier mode dans lequel les interrupteurs qui sont utilisé pour donner l'ordre de vol sont à droite et le deuxième mode où les interrupteurs qui sont utilisé pour donner l'ordre de vol sont à gauche. Certaines radio commandée fonctionnent dans les deux sens, c'est-à-dire qu'elles peuvent envoyer des ordres à l'émetteur mais aussi recevoir des informations de celui-ci. . .).

Le choix de notre radiocommande est le « FLYSKS FSi10 Channel» représenté dans la Figure (2.10) est composée de deux parties émetteur et récepteur; tell que le récepteur est monté sur le corps du Quadcopter.




Figure (2.9) : Radiocommande« FLY SKS FS i10 Channel».

La radio commandée (FLY SKS FS i10 Channel) de performances :

- 10 Channel d'émission Independent.
- Une distance d'émission Jusqu'à 1 km.

### 2.3.8. L'alimentation a borde (batterie) :

Le système de propulsion d'un Quadcopter est système électrique donc est nécessite d'alimentation, généralement donnée par les batteries.

Les batteries utilisées sur un Quadcopter est une alimentation sont essentiellement des «LiPo» (Lithium Polymère).

Elles sont issues d'une technologie qui permet d'avoir un très bon rapport poids/puissance.

On utilise en général des batteries à 3S ou 4S (S : cellules), c'est-à-dire chaque cellule fournit une tension de 3.7voltalorspour3S fournit une tension de (11.1) volt et pour 4S fournit une tension de 14.4volt. L'intensité est aussi un critère de choix.

Plus de la batterie ne possède une capacité de charge plus de longue durée de vol, par exemple une batterie de 3000 mAh aura une meilleure autonomie qu'une batterie de 2200 mAh.

Noter Quadcopter et alimentée par une batterie (XW POWER) ou (lithium polymère) représenté dans la Figure (2.11) de caractéristiques (178g) avec (3 cellules) de haut grade, une capacité de 2200 mA à 11.1 volts et une capacité de décharge de 10 C. Il comprend un PCM (Protection Circuit Module) qui protège la batterie contre la surcharge, la décharge et les courts-circuits. La batterie est protégée par une enveloppe rigide, conforme aux normes de sécurité et le temps de recharge de la batterie est de 90 minutes. La batterie LiPo est capable de fournir 1000 mA de courant à 11.1 volts sur une période plus de 20 min.

Elle dispose de deux connecteurs : un connecteur de décharge qui fournit du courant au drone et une autre plus petite pour l'équilibre de charge. La charge d'équilibre assure une charge optimale de chaque cellule pour fournir une meilleure capacité et une plus longue vie.




Figure (2.10) : La batterie « XW POWER »

### 2.3.9. Conclusion

Dans ce chapitre nous avons présenté des explications sur les composants nécessaires et leurs théories pour la réalisation d'un Quadcopter, puis nous avons choisi ces composants nécessaires pour faire la conception d'un prototype par SolidWorks.

# Chapitre 03

# Modalisation dynamique du Quadcopter

### 3.1. Introduction :

La première étape avant le contrôle est la modélisation du système dynamique. Cette phase permet de facilité l'étape de contrôle du Quadcopter, comme elle offre une meilleure façon de compréhension des aptitudes et la limitation du system. Ce chapitre porte sur la modélisation mathématique de la dynamique du Quadcopter en se basant sur les équations de mouvement de Newton. Dans un premier temps, nous présentons les repères de référence nécessaires pour exprimer l'orientation du Quadcopter. Dans un deuxième temps nous donnons la définition de toutes les grandeurs physiques nécessaires à la modélisation. Pour finir, nous identifions toutes les forces et les moments ayant un impact sur le modèle du Quadcopter [12].

### 3.2. Les mouvements du Quadcopter :

Dans les Quadcopters, la force de portance est généré par quartes hélices montées sur Quartes moteurs électriques (F1 ; F2 ; F3 ; F4), sont montent sur les bras croisé (un moteur pour chaque bras).
Généralement sont notés par (aventM1; droite M2; arriéréeM3; gouacheM4 ), sont tournes deux par deux, deux au sens horaires (avent et arriérée) et les deux outres sont tournes au sens antihoraires (droite, gouache),pour produit un couple réactif de couple de traînée pour évité les mouvements rotationnel et hélicoïdal du Quadcopter dans l'air.
La variation de la vitesse de rotation du moteurs créé une des mouvements sont [16] [20] :

**3.2.1 Mouvement de roulis ($\varphi$) :** Ce mouvement est assuré par la différence des forces ($F2$, $F4$) produites par les actionneurs droit et gauche. Cette différence de forces produit un Couple$\Gamma_{\varphi}$ autour de l'axe $x$.

**3.2.2 Mouvement de tangage ($\theta$) :** Ce mouvement est assuré par la différence des forces ($F1$, $F3$) produites par les actionneurs avant et arrière. Cette différence de forces produit un Couple$\Gamma_{\theta}$autour de l'axe $y$.

**3.2.3 Mouvement de lacet ($\psi$) :** Ce mouvement est assuré par la somme des couples de Traînée produits par les quatre actionneurs. Étant donné que les sens de rotation des Actionneurs ($M1$, $M3$) et ($M2$, $M4$) sont opposés, nous pouvons régler la somme des quatre Couples résistants. Quand les quatre rotors tournent à la même vitesse, ils sont soumis au Même couple résistant, donc la somme est nulle. Par conséquent, il n'y a pas de rotation

Autour de l'axe *Z*. Par contre, si nous provoquons une différence de vitesse entre les moteurs Tournant en sens opposé, les couples résistants provoquent un couple _ autour de l'axe *Z*, Provoquant ainsi la rotation de l'engin.

Les trois mouvements sont représentés dans la Figure (22) suivante :

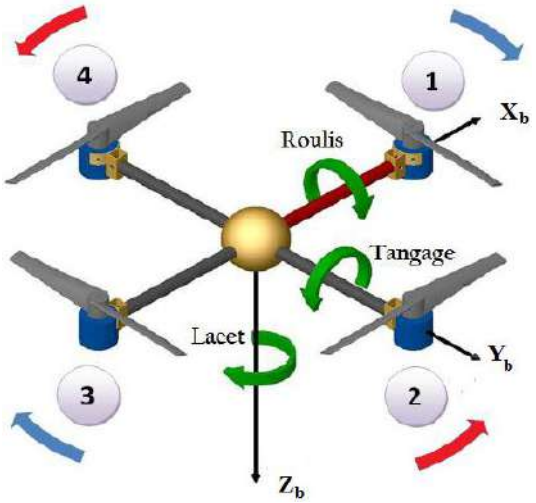



Figure (3.1) : représentée les mouvements principaux du Quadcopter.

**3.2.4 Le vol stationnaire :** Le vol stationnaire : en montée verticale et après avoir franchi le Seuil définissant l'effet du sol, le Quadcopter peut rester en vol stationnaire à une certaine Hauteur constante par rapport au sol en ayant une vitesse de translation nulle. La force de Sustentation doit alors équilibrer le poids *P* de le Quadcopter. Cette force de sustentation Correspond à une force de poussée *T* qu'est orientée (en l'absence de perturbation) dans la Direction de l'axe $Z_b$. Dans ce mode de vol, le Quadcopter a la liberté de faire des rotations Autour de l'axe $Z_b$ qui, dans ce cas, coïncide avec l'axe $Z_I$ du système de coordonnées inertiel.

**3.2.5 Les translations verticales :** Elles sont définies lorsque le Quadcopter se déplace suivant l'axe $Z_b$. En l'absence de perturbations, la force de poussé *T* est toujours verticale et en montée elle est toujours supérieure au poids de le Quadcopter ($T > P$) tandis qu'en descente elle est inférieure ($T < P$). La combinaison de l'inclinaison (_ $\varphi \neq 0$ et/ou $\theta \neq 0$) de Le Quadcopter et de la force de poussée *T* produit une composante delà force suivant l'axe $X_b$ et/ou $y_B$. Cette force est connue comme la force de traction et celle-ci assure la translation Du système dans la direction du vol souhaitée. Par conséquent, les translations verticales Sont aussi définies quand le Quadcopter se déplace dans deux directions simultanément, par

Exemple dans les plans $X_b$ $Yb$ ou $Y_bZ_b$.

**3.2.6 Les translations horizontales :** Elles sont définies de façon similaire aux translations Verticales mais cette fois-ci dans le plan $X_bY_b$. Lorsqu'une translation est effectuée suivant La direction $X_b$ et la force de poussée maintient le système à une hauteur constante par rapport Au sol. Le système effectue un vol connu dans la littérature sous le nom de "vol en palier".

Ces mouvements sont représentés dans le schéma de la Figure (3.2) suivante

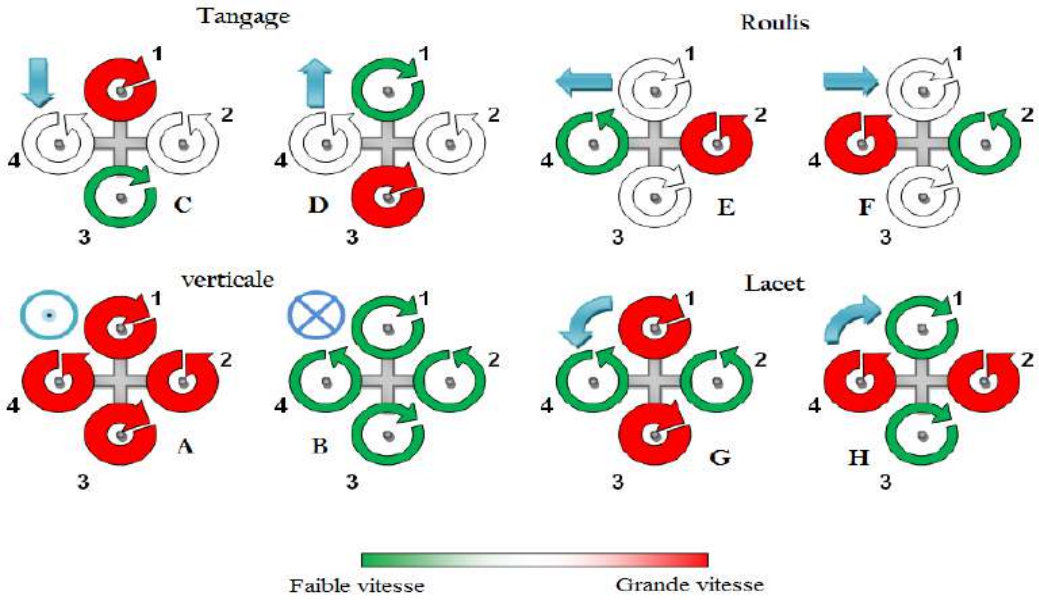



Figure (3.2) : représentée les différents mouvements du Quadcopter.

### 3.3. Référentiels et systèmes d'axes (repères) :

Les référentiels introduits dans cette section sont les plus fréquemment utilisés en mécanique du vol, ils sont définis de la façon suivante [2] :

#### 3.3.1. Le repère inertiel (terrestre) {$\mathfrak{T}$} ou {$\mathfrak{F}_I$} :

Il s'agit d'un référentiel orthogonal fixe de type galiléen, au sens que celui-ci n'accélère pas et ne tourne pas par rapport à un observateur étant dans un repère inertiel. Ainsi, il s'agit d'un repère dans lequel les lois de Newton s'appliquent [12] [13].

Il est identifié par l'indice I, soit Une convention typiquement utilisée en aéronautique est le repère Nord, East, bas (NEB).défini par : $\{F_I\} = [O_I X_I Y_I Z_I]^T$

Tel que :

- $X_I$ vers le nord géographique.
- $Y_I$ vers l'Est géographique.
- $Z_I$ vers le centre de la terre (bas).

Nous considérerons ici que la surface de la Terre est plate, donc $X_I$ et $Y_I$ sont parallèles

Au sol et $Z_I$ est perpendiculaire au sol.

### 3.3.2 Le repère de navigation {$\mathcal{B}$} ou {F $_b$}:

{F $_b$}: lié au centre de gravité G de la structure du Quadcopter et défini par la base de $\{F_b\} = [O_b X_b Y_b Z_b]^T$.

Tel que l'axe :

- $X_b$ est l'axe longitudinal point est orienté vers l'avant de véhicule.
- $Y_b$ définit l'axe latéral est orienté vers la droite de véhicule.
- $Z_b$ définit l'axe vertical du véhicule et pointe vers le haut.

Les deux repères sont représentent dans la figure suivante :

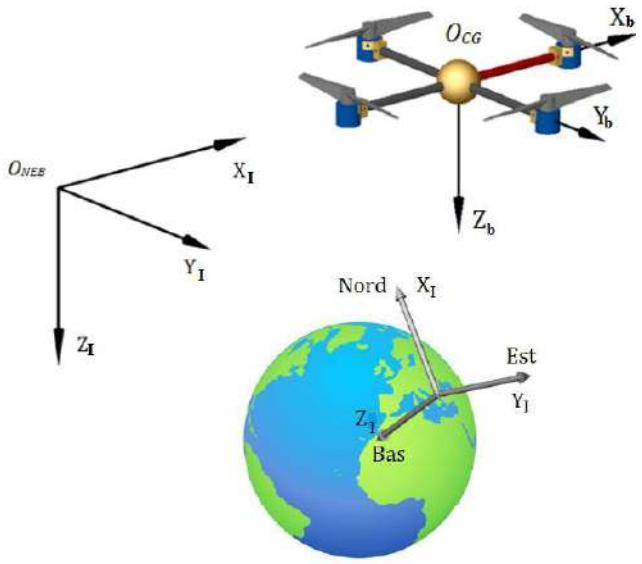



Figure (3.3) : Les Repères de référence fixe de terrestre et le repère mobile.

### 3.3.3 L'Angle d'Euler :

L'angle d'Euler ou bien les angles représentent l'orientation du repère **{ℱ $_b$}** mobile par rapport à **{ℱ $_I$}** et exprimé dans le repère inertiel défini par $\eta = [\varphi\ \theta\ \psi]^T$ [14].

Qui caractérisent le mouvement des (Roulis ; Tangage ; Lacet). Tell que l'angle de roulis en rotation autour de l'axe $X_b$ $(-\frac{\pi}{2} < \varphi < \frac{\pi}{2})$ suivi d'une rotation autour de l'axe $Y_b$ d'un angle de tangage $(-\frac{\pi}{2} < \theta < \frac{\pi}{2})$ suivi d'une rotation autour de l'axe $Z_b$ d'angle de lacet $(-\pi < \psi < \pi)$.

Est Représentée au Figure (3.4) suivent :

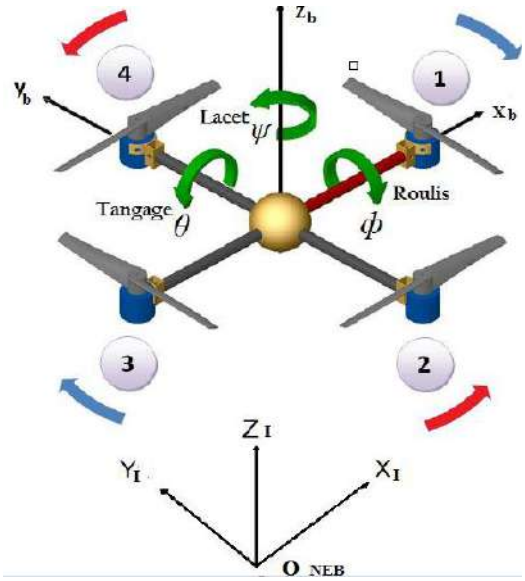



Figure (3.4) : représente l'angle d'Euler

Le repère $\{F_b\}$ est toujours en rotation par rapport du repère inertiel $\{F_I\}$ alors pour déterminer la position du Quadcopter par rapport au du repère inertiel il faut faire de passage du repères.

La matrice de passage du référentiel $\mathcal{B}$vers le référentiel $\mathfrak{T}$, communément appelée matrice d'attitude et notée $R_\eta$ [16].

On considère que les centres $O_I$ et $O_b$ des deux repères sont confondus, ce qui signifie que le repère $R_b$ ne fait que des rotations par rapport au repère $R_I$. Trois paramètres indépendants

sont nécessaires pour décrire complètement l'orientation du repère $R_b$ par rapport à celle de $R_I$.

Le passage du repère $R_b$ vers le repère $R_I$ se fera par trois rotations, en utilisant deux repères intermédiaires $R_1$et $R_2$.

- **Passage du repère $R_I$ vers le repère $R_1$ :**

La rotation se fait autour de l'axe $X_1 = X_I$. On passe du repère $R_I$ vers $R_1$en faisant une Rotation d'angle $\varphi$ l'angle de roulis.

$$(\mathrm{Rot}\,\mathrm{X_I}, \varphi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & cos\,(\varphi) & -\sin(\varphi) \\ 0 & \sin(\varphi) & cos\,(\varphi) \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

- **Passage du repère $R_1$ vers le repère $R_2$:**

La rotation se fait autour de l'axe $Y_2 = Y_1$. On passe du repère $R_1$ vers $R_2$en faisant une Rotation d'angle $\theta$ l'angle de tangage.

$$(\mathrm{Rot}\,\mathrm{Y_I}, \theta) = \begin{bmatrix} cos\,(\theta) & 0 & \sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\theta) & 0 & cos\,(\theta) \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

- **Passage du repère $R_2$ vers le repère $R_b$:**

La rotation se fait autour de l'axe $Z_b = Z_2$. On passe du repère $R_2$ vers $R_b$ en faisant une Rotation d'angle $\psi$ l'angle de lacet.

$$(\mathrm{Rot}\,\mathrm{Z_I}, \psi) = \begin{bmatrix} cos\,(\psi) & -\sin(\psi) & 0 \\ \sin(\psi) & cos\,(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

Le passage du repère $R_b$ vers le repère $R_I$ ou inversement se fait par trois rotations Successives de telle sorte que tous les axes de $R_b$ occupent des positions différentes de celle De $R_I$.

La matrice de passage de $R_b$ vers $R_I$ est donnée par le produit des trois matrices successives, On obtient :

La matrice totale égale à :

$R_{\eta} = R(\varphi, \theta, \psi) = = R_{\eta}^{-1} = R(X_I, \varphi) \times R(Y_I, \theta) \times R(Z_I, \psi)$

$$R_{\eta} = \begin{bmatrix} C_{\psi}C_{\theta} & C_{\psi}S_{\theta}S_{\varphi} - S_{\psi}C_{\varphi} & C_{\psi}S_{\theta}C_{\varphi} + S_{\psi}S_{\varphi} \\ S_{\psi}C_{\theta} & S_{\psi}S_{\theta}S_{\varphi} + C_{\psi}C_{\varphi} & S_{\psi}S_{\theta}C_{\varphi} - C_{\psi}S_{\varphi} \\ -S_{\varphi} & C_{\theta}S_{\varphi} & C_{\theta}C_{\varphi} \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

Avec S = sin et C = cos.

### 3.4. Paramètres cinématiques:

Les paramètres cinématiques, comprenant quatre vecteurs de trois éléments chacun, Représentent l'état du système. Les deux premiers vecteurs définissent la position et la vitesse du centre d gravité du drone tandis que les deux autres décrivent son orientation et sa vitesse angulaire [2].

Les paramètres sont définis de la façon suivante :

- $\xi$ : est la position du centre de gravité par rapport à $\mathfrak{T}$, exprimée dans$\mathfrak{T}$par:

$$\xi = [X\ Y\ Z]^{\mathrm{T}} \quad (3.5)$$

- $\dot{\xi}$ : La vitesse linéaire du centre de gravité par rapport à $\mathfrak{T}$exprimée dans$\mathfrak{T}$par :

$$\mathrm{V} = \dot{\xi} = [\dot{X}\dot{Y}\dot{Z}]^{\mathrm{T}} \quad (3.6)$$

- $\eta$ :est le vecteur des angles de roulis $\varphi$, de tangage $\theta$ et de lacet $\psi$. représenté la position angulaire (l'angle d'Euler) par

$$\eta = [\varphi \quad \theta \quad \psi]^{T} \quad (3.7)$$

- $\mathrm{V_b}$ : La vitesse linéaire du centre de gravité par rapport à $\mathcal{B}$exprimée dans $\mathcal{B}$ par :

$$\mathrm{V_b} = [u \quad v \quad w]^{T} \quad (3.8)$$

- ν: est la vitesse de rotation instantanée entre $\mathcal{B}$et $\mathfrak{T}$ exprimée dans $\mathcal{B}$ par :

$$\nu = [p\ q\ r]^{\mathrm{T}} \quad (3.9)$$

La vitesse linéaire au repère fixe en fonction du la vitesse linéaire au repère mobile est sous la forme suivante [15] :

$$\dot{\xi} = R_{\eta}.V_b \quad (3.10)$$

La vitesse angulaire au repère fixe en fonction du la vitesse angulaire au repère mobile est sous la forme suivante [16] :

$$\dot{\eta} = W_{\eta}.\nu \tag{3.11}$$

Avec

W : c'est la matrice de propagation d'Euler telle que :

$$\dot{\eta} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & S_{\psi}T_{\theta} & C_{\varphi}T_{\theta} \\ 0 & C_{\varphi} & -S_{\varphi} \\ 0 & S_{\varphi}/C_{\theta} & C_{\varphi}/C_{\theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \tag{3.12}$$

Et

$$\nu = W_{\eta}^{-1}.\dot{\eta} \tag{3.13}$$

$W^{-1}$ : c'est la matrice de propagation inverse tell que :

$$\nu = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -S_{\varphi} \\ 0 & C_{\varphi} & C_{\psi}S_{\theta} \\ 0 & -S_{\varphi} & C_{\theta}C_{\varphi} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \tag{3.14}$$

Avec : T= tan

On constate que la matrice $W_{\eta}$ présente une singularité pour $\theta \neq (2k-1)\,\pi/2$, ($k \in \mathbb{Z}$).Il s'agit d'un défaut de représentation par les angles d'Euler. Pour simplifier le travail par la suite, on

À recours à la représentation des rotations à l'aide des angles d'Euler quand le quadri-rotor fait des petites rotations, on peut faire les approximations suivantes [6] [17]:

$C_{\varphi} = C_{\theta} = C_{\psi} = 1 \quad S_{\varphi} = S_{\theta} = S_{\psi} = 0$

Donc la vitesse angulaire sera:

$$\dot{\eta} = [p \quad q \quad r]^T \tag{3.15}$$

### 3.5. Paramètres cinétiques:

Les modèles dynamique pour l'étude dynamique sont nombreux, on pout citer trois modèles

Le model de :

- Newton – Euler
- Lagrange-Euler
- l'énergie cinétique.

#### 3.5.1. Le model de (Newton – Euler) :

Le théorème fondamental de la mécanique, ou théorème de Newton, fait état que dans un Référentiel inertiel, l'accélération du centre de gravité d'un corps rigide est proportionnelle À la somme des forces appliquées $f$. De ce fait, dans le référentiel inertiel $\mathfrak{T}$ [2]:

$$m\frac{d\dot{\xi}}{dt_i} = f_{ext} \tag{3.16}$$

Avec :

$m$ : c'est la masse totale du Quadcopter.

$\frac{d}{dt_i}$ : C'est le dérivé par rapport au temps.

$f_{ext}$ : C'est la somme de la force exercée sur le Quadcopter.

On pout écrire l'équation (3.6) par :

$$m\frac{d\dot{\xi}}{dt_I} = R_\eta . f_b \tag{3.17}$$

$f_b$ : est décomposé en trois composants sur les trois axes car $f_b = [f_x \quad f_y \quad f_z]^T$

Après la règle de Coriolis exprimé la relation mathématique de La force au repère fixe par [19] :

$$m\frac{d\dot{\xi}}{dt_I} = m\left(\frac{dV_b}{dt_b} + \nu \wedge V_b\right) = f_b \tag{3.18}$$

Avec :

$m(\nu \wedge V_b)$Est représenté la force centrifuge au égale à $( {R_\eta}^T . g)$ ;

Avec :

g est la gravité. Alors la relation (3.18) sera :

$$m(\nu \wedge V_b) + m.\dot{V}_b = R_\eta{}^T.g + f_b \tag{3.19}$$

(3.19) : c'est l'équation du mouvement de translation exprimé dans $\mathcal{B}$.

Au repère $\mathfrak{T}$ on multiplie la relation (3.19) par $R_\eta$ et sera :

$$m.\ddot{\xi} = g + R_\eta.f_b \tag{3.20}$$

Le théorème d'Euler énonce que, dans un référentiel inertiel$\mathfrak{T}$, la dérivée temporelle du moment cinétique *H* exprimée au centre de gravité d'un corps rigide est égale à l'ensemble

Des moments agissant sur lui. De ce fait, dans le référentiel inertiel $\mathfrak{T}$: [2] [16] [19] [23] exprimé par :

$$\frac{dH}{dt_I} = \Gamma_b \tag{3.21}$$

Après la règle de Coriolis exprimé la relation mathématique du moment au repère fixe par [19] [23] :

$$\frac{dH}{dt_I} = \left(\frac{dH}{dt_b} + \nu \wedge H_b\right) = \Gamma_b \tag{3.22}$$

Et :

$$H_b = J \wedge \nu \tag{3.23}$$

Avec :

- $m$ : c'est le moment dynamique exprimé au repère mobile.
- $H_b$ : c'est le moment cinétique exprimé au repère mobile.
- $J$ : c'est la matrice d'inertie.

  La matrice d'inertie est défini par la relation suivent [14] [16] [19] [23] :

$$J = \begin{pmatrix} \int (y^2 + z^2) dm & -\int xy dm & -\int xz dm \\ -\int yx dm & \int (x^2 + z^2) dm & -\int yz dm \\ -\int zx dm & -\int zy dm & \int (x^2 + y^2) dm \end{pmatrix} \quad (3.24)$$

Apres la simplification l'équation (3.22) sera :

$$J = \begin{pmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{pmatrix} \quad (3.25)$$

La structure de la Quadcopter est symétrique, alors $I_{xy} = I_{yx} = I_{zy} = 0$.

Donc :

La matrice d'inertie écrit par la relation suivante :

$$J = \begin{pmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{pmatrix} \quad (3.26)$$

Par définition :

$$\Gamma_b = [\, \Gamma_\varphi \, \Gamma_\theta \, \Gamma_\psi \,]^T \quad (3.27)$$

$$\dot{v} = \begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{1}{I_{xx}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{I_{yy}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{I_{zz}} \end{pmatrix} \left[ \begin{pmatrix} 0 & r & -q \\ -r & 0 & p \\ q & -p & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \tau_\varphi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{pmatrix} \right] \quad (3.28)$$

$$\begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} qr \\ \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} qr \\ \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} pq \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \frac{1}{I_{xx}} \tau_\varphi \\ \frac{1}{I_{yy}} \tau_\theta \\ \frac{1}{I_{zz}} \tau_\psi \end{pmatrix} \quad (3.29)$$

Donc on peut a simplifier les équations (3.20) par utilisation les équations (3.21) à (3.28) et on obtenant :

$$J\dot{\nu} = -\nu \wedge J\nu + \Gamma_b \tag{3.30}$$

(3.29) : c'est la projection du théorème d'Euler dans le référentiel $\mathcal{B}$.

Les équations du mouvement d'un corps rigide s'écrivent donc de manière générale [2]:

$$\begin{cases} \dot{\xi} = V \\ m\dot{V} = R_\eta f \\ \dot{\eta} = W_\eta . \nu \\ J\dot{\nu} = -\nu \wedge J\nu + \Gamma_b \end{cases} \tag{3.31}$$

### 3.5.2. Forces agissants sur le Quadcopter :

Dès qu'un véhicule aérien quelconque quitte le sol, ses mouvements sont dictés par la présence de trois forces, à savoir :

- le poids : qui s'exerce vers le bas en raison de la gravité,
- la poussée : qui s'exerce dans le sens des mouvements du véhicule,
- la traînée : qui s'exerce dans le sens opposé aux mouvements du véhicule.

Comprendre comment ces forces sont créent et s'exercent sur le véhicule et savoir les maîtriser à l'aide d'un algorithme de commande sont essentiels au bon déroulement du vol [2] [16] [23].

#### 3.5.2.1. Le poids :

Le poids est la force de la pesanteur, d'origine gravitationnelle et inertielle, exercée par la terre sur tous les corps massiques présents dans son voisinage. Elle s'applique au centre de gravité de chaque corps et elle est dirigée vers le centre de la Terre. Sa valeur est généralement connue et calculée comme étant le produit de la masse m d'un corps par la valeur de l'accélération de la pesanteur à la surface de la Terre g, ainsi dans $\mathfrak{T}$ :

$$P = mg.z_I$$

L'équation (4.6) est décrite sous la forme

$$P = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \tag{3.32}$$

Sous nos latitudes européennes, la valeur de l'accélération de la pesanteur vaut approximativement ($9.81\ {}^{m}/_{s^2}$)[2].

### 3.5.2.2. La poussée :

La poussée, étroitement liée à la notion de portance dans le cas des véhicules à voilure tournante, est la force qui détermine la direction des mouvements d'un véhicule. Elle est générée par l'accélération d'un fluide, en l'occurrence l'air, dans le sens opposé aux mouvements désirés.

L'accélération du fluide est quant à elle obtenue par la rotation des pales dans ce fluide. De ce fait, la poussée produite par une hélice peut être exprimée comme une fonction de la vitesse de rotation de ses pales [2] [10] [19] [24] [26]**.**

$$T = b\omega^2 \tag{3.33}$$

Toutefois, comme on suppose que le Quadcopter est un corps rigide, plusieurs termes sont Considérés constants, ainsi on peut réécrire l'équation précédente :

$$T_{hi} = b\omega_i^2 \tag{3.34}$$

Avec :

- $b = C_t \rho A$
- $\omega_i$ : c'est la vitesse de rotation de chaque hélice.

  La relation (4.8) sera :

$$T_h = \sum_{i=1}^{4} T_i = b \sum_{1}^{4} \omega_i^2 \; ; T_h = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ T \end{bmatrix} \tag{3.35}$$

### 3.5.2.3. La force de traînée:

La force de traînée est le couplage entre une force de pression et la force de frottement visqueux, dans ce cas on a deux forces de traînée agissant sur le système, elles sont [2] [14] [27] :

La traînée dans les hélices: agissant 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 :

$$T_d = d\omega_i^2 \tag{3.36}$$

Avec:

$K_d$: Le coefficient de traînée "drag", il dépend de la fabrication de l'hélice.

- La traînée selon les axes (*x, y, z*): elle est due au mouvement du corps du Quadcopter, elle donnée par la relation suivante:

$$F_{ft} = K_{ft}.V \tag{3.37}$$

Avec:

$K_{ft}$ : Le coefficient de traînée et ν la vitesse linéaire.

L'équation (3.37) sera :

$$F_{ft} = \begin{bmatrix} K_{ftx} & 0 & 0 \\ 0 & K_{fty} & 0 \\ 0 & 0 & K_{ftz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} \tag{3.38}$$

### 3.5.3. Moments agissants sur le Quadcopter :

Il existe plusieurs moments appliqués dans le fonctionnement du quadri-rotor, ces moments sont dus aux forces de poussée et de traînée et aux effets gyroscopiques [16] [19] [27].

#### 3.5.3.1. Moments dus aux forces de poussée:

Sont des moments génèrent par la rotation des hélices selon les deux axes [16] [19] :

#### 3.5.3.2. Moment de Roulis:

Elle est due au moment créé par la différence entre les forces de portance des rotors 2 et 4, ce moment est donné par la relation suivante :

$$\Gamma_\varphi = l(F_4 - F_2) = bl(\omega_4^2 - \omega_2^2) \tag{3.39}$$

Avec:

$l$: La longueur du bras entre le rotor et le centre de gravité du Quadcopter.

$b$ : Le coefficient de portance (poussée).

**3.5.3.3. Moment de tangage**:

Elle est due au moment créé par la différence entre les forces de portance des rotors 1 et 3, ce moment est donné par la relation suivante :

$$\Gamma_\theta = l(F_3 - F_1) = bl(\omega_3^2 - \omega_1^2) \quad (3.40)$$

**3.5.3.4. Moment de lacet** :

Elle est due à un couple réactif provoqué par les couples de traînée dans chaque hélice ce moment est donné par la relation suivante :

$$\Gamma_\psi = l(F_2 - F_1 + F_4 - F_3) = d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \quad (3.41)$$

L'équation (3.41) sera :

$$\Gamma_\eta = \begin{bmatrix} \Gamma_\varphi \\ \Gamma_\theta \\ \Gamma_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l(F_4 - F_2) \\ l(F_3 - F_1) \\ l(F_2 - F_1 + F_4 - F_3) = \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} bl(\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ bl(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (3.42)$$

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

$$\Gamma_{fa} = \begin{bmatrix} K_{fax}\dot{\varphi}^2 \\ K_{fay}\dot{\theta}^2 \\ K_{faz}\dot{\psi}^2 \end{bmatrix} \quad (3.43)$$

Avec:

$K_{fax}; K_{fay}; K_{faz}$: sont des coefficients des frottements aérodynamiques.

**3.5.3.5. Effet gyroscopique :**

L’effet gyroscopique se définit comme la difficulté de modifier la position ou l’orientation du plan de rotation d’une masse tournante. Il prend son nom en référence au mode de fonctionnement du gyroscope ; appareil de contrôle de mouvement utilisé dans l'aviation [13], [47]. Dans notre cas, il y a deux moments gyroscopiques, le premier est le moment gyroscopique des hélices, et l'autre est le moment gyroscopique dû aux mouvements du quadri-rotor.

**3.5.3.5.1. Moment gyroscopique des hélices:**

Il est donné par la relation suivante:

$$\Gamma_{gh} = \sum_1^4 \nu \wedge J_r(0 \quad 0 \quad (-1)^i \omega_i)^T \tag{3.44}$$

Avec:

$J_r$: L'inertie des rotors.

**3.5.3.5. 2. Moment gyroscopique dû aux mouvements de Quadcopter :**

Il est donné par la relation suivante :

$$\Gamma_{gm} = -\nu \wedge J\nu \tag{3.45}$$

**3.5.4. Forces et moments non modélisés**

Il existe d'autres effets aérodynamiques qui peuvent perturber le mouvement du quadri-rotor qui ne seront pas modélisés dans le cadre de ce mémoire, car ceux-ci peuvent être négligés à faible vitesse.

**3.5.4.1. Battement d'hélice :**

Cet effet a lieu lorsque l'hélice se déplace horizontalement, ce qui crée une différence de vitesse engendrant un écart de poussée entre la partie de l'hélice qui attaque le flux d'air et l'autre qui se retire du flux d'air. Cet écart de poussée entre ces éléments de l'hélice oblige le plan de l'hélice à s'incliner ce qui va modifier la direction du vecteur de poussée.

**3.5.4.2. Friction de l'air :**

Le châssis du Quadcopter ainsi que les hélices offrent une résistance à l'air. Celle-ci génère une force de friction qui s'oppose au mouvement linéaire et rotatif du quadri-rotor. Cette force est proportionnelle au carré de la vitesse du Quadcopter et dépend des conditions de l'air ainsi que de la géométrie du Quadcopter.

**3.5.4.3. Effet de sol :**

Cet effet est créé suite à la perturbation générée par le flux d'air. Généralement, cet effet s'applique lorsque la surface se trouve à une distance d'une demi fois la longueur de l'hélice. Cet effet s'applique seulement lors du décollage et d'atterrissage de l'appareil.

**3.5.4.4. Instabilité de l'air et du vent :**

Le vent applique une force extérieure sur le quadri-rotor qui peut affecter la dynamique du Quadcopter.

Après l'application de la deuxième loi de newton l'équation (3.21) sera :

$$\begin{cases} \dot{\xi} = \nu \\ m\dot{\nu} = T_h + F_{ft} + P \\ \dot{\eta} = W_\eta . \nu \\ J\dot{\nu} = -\nu \wedge J\nu + \Gamma_\eta + \Gamma_{gh} + \Gamma_{fa} \end{cases} \tag{3.46}$$

A partir de l'équation (3.46) on à :

$$m\dot{\nu} = T_h + F_{ft} + P \tag{3.47}$$

On remplace chaque force par sa formule, on trouve :

$$m\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_\varphi C_\psi S_\theta + S_\varphi S_\psi \\ C_\varphi S_\theta S_\psi - S_\varphi S_\psi \\ C_\varphi C_\theta \end{bmatrix} \sum_{i=1}^{4} T_i - \begin{bmatrix} K_{ftx}\dot{x} \\ K_{fty}\dot{y} \\ K_{ftz}\dot{z} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \tag{3.48}$$

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

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{1}{m}(C_\varphi C_\psi S_\theta + S_\varphi S_\psi)\sum_{i=1}^{4} T_i - \frac{K_{ftx}}{m}\dot{x} \\ \ddot{y} = \frac{1}{m}(C_\varphi S_\theta S_\psi - S_\varphi S_\psi)\sum_{i=1}^{4} T_i - \frac{K_{fty}}{m}\dot{y} \\ \ddot{z} = \frac{1}{m}\left(C_\varphi C_\theta\right)\sum_{i=1}^{4} T_i - \frac{K_{ftz}}{m}\dot{z} - g \end{cases} \quad (3.49)$$

A partir de l'équation (3.47) on à :

$$J\dot{\nu} = -\nu \wedge J\nu + \Gamma_\eta + \Gamma_{gh} + \Gamma_{fa} \quad (3.50)$$

$$J\dot{\nu} = -\nu \wedge J\nu - \sum_1^4 \omega \wedge J_r(0 \quad 0 \quad (-1)^i \omega_i)^T - \Gamma_{fa} + \Gamma_\eta \quad (3.51)$$

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

$$\begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\varphi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = -\left( \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \wedge \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \right) - \begin{bmatrix} J_r\overline{\omega_r}\dot{\varphi} \\ J_r\overline{\omega_r}\dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$- \begin{bmatrix} K_{fax}\dot{\varphi}^2 \\ K_{fay}\dot{\theta}^2 \\ K_{faz}\dot{\psi}^2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} bl(\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ bl(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (3.52)$$

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

$$\begin{cases} I_{xx}\ddot{\varphi} = -\dot{\theta}\dot{\psi}\left(I_{zz} - I_{yy}\right) - J_r\overline{\omega_r}\dot{\theta} - K_{fax}\dot{\varphi}^2 + bl(\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ I_{yy}\ddot{\theta} = -\dot{\varphi}\dot{\psi}(I_{zz} - I_{xx}) - J_r\overline{\omega_r}\dot{\varphi} - K_{fay}\dot{\theta}^2 + bl(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ I_{zz}\ddot{\psi} = -\dot{\varphi}\dot{\theta}\left(I_{yy} - I_{xx}\right) - K_{faz}\dot{\psi}^2 + d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{cases} \quad (3.53)$$

Avec :

$$\overline{\omega_r} = (\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4) \quad (3.54)$$

### 3.6. Modèle dynamique complet du Quadcopter :

En combinant les équations de mouvement de translation avec celles de mouvement de rotation, on arrivera au modèle dynamique complet qui régit le Quadcopter qui est le suivant:

$$\begin{cases} \ddot{\varphi} = \frac{-\dot{\theta}\dot{\psi}(I_{zz}-I_{yy})}{I_{xx}} - \frac{J_r}{I_{xx}}\overline{\omega_r}\dot{\theta} - \frac{K_{fax}}{I_{xx}}\dot{\varphi}^2 + \frac{l}{I_{xx}}u_2 \\ \ddot{\theta} = \frac{-\dot{\varphi}\dot{\psi}(I_{zz}-I_{xx})}{I_{yy}} - \frac{J_r}{I_{yy}}\overline{\omega_r}\dot{\varphi} - \frac{K_{fax}}{I_{xx}}\dot{\theta}^2 + \frac{l}{I_{yy}}u_3 \\ \ddot{\psi} = \frac{-\dot{\varphi}\dot{\theta}(I_{yy}-I_{xx})}{I_{zz}} - \frac{K_{faz}}{I_{zz}}\dot{\psi}^2 + \frac{1}{I_{zz}}U_4 \\ \ddot{x} = \frac{1}{m}u_x u_1 - \frac{K_{ftx}}{m}\dot{x} \\ \ddot{y} = \frac{1}{m}u_y u_2 - \frac{K_{fty}}{m}\dot{y} \\ \ddot{z} = \frac{C_\varphi C_\theta}{m}u_1 - \frac{K_{ftz}}{m}\dot{z} - g \end{cases} \quad (3.55)$$

Avec :

$$\begin{cases} u_x = (C_\varphi C_\psi S_\theta + S_\varphi S_\psi) \\ u_y = (C_\varphi S_\theta S_\psi - S_\varphi S_\psi) \end{cases} \quad (3.56)$$

Les entrées de commande sont les suivantes:

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b & b & b & b \\ 0 & -lb & 0 & lb \\ -lb & 0 & lb & 0 \\ d & -d & d & -d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (3.57)$$

A partir de l'équation (3.56) on trouve:

$$\begin{cases} \varphi_d = sin^{-1}(u_x \sin(\psi_d) - u_y \cos(\psi_d)) \\ \theta_d = sin^{-1}(\frac{(u_x \cos(\psi_d) + u_y \sin(\psi_d))}{\cos(\varphi_d)}) \end{cases} \quad (3.58)$$

### 3.7. Représentation d'état du système :

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

$$X = [\varphi \quad \dot{\varphi} \quad \theta \quad \dot{\theta} \quad \psi \quad \dot{\psi} \quad x \quad \dot{x} \quad y \quad \dot{y} \quad z \quad \dot{z}]^T$$

$$= [x_1 \quad x_2 \quad x_3 \quad x_4 \quad x_5 \quad x_6 \quad x_7 \quad x_8 \quad x_9 \quad x_{10} \quad x_{11} \quad x_{12}]^T \tag{3.59}$$

On obtient la représentation d'état suivante:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = a_1 x_4 x_6 + a_2 x_2^2 + a_3 \overline{\omega_r} x_4 + b_1 u_2 \\ \dot{x}_3 = x_4 \\ \dot{x}_4 = a_4 x_2 x_6 + a_5 x_4^2 + a_6 \overline{\omega_r} x_2 + b_2 u_3 \\ \dot{x}_5 = x_6 \\ \dot{x}_6 = a_7 x_2 x_4 + a_8 x_6^2 + b_3 u_4 \\ \dot{x}_7 = x_8 \\ \dot{x}_8 = a_9 x_8 + \frac{1}{m} u_x u_1 \\ \dot{x}_9 = x_{10} \\ \dot{x}_{10} = a_{10} x_{10} + \frac{1}{m} u_y u_1 \\ \dot{x}_{11} = x_{12} \\ \dot{x}_{12} = a_{11} x_{12} + \frac{C_\varphi C_\theta}{m} u_1 - g \end{cases} \tag{3.60}$$

Avec :

$$\begin{cases} a_1 = \frac{(I_{yy} - I_{zz})}{I_{xx}}, a_2 = -\frac{K_{fax}}{I_{xx}}, a_3 = \frac{J_r}{I_{xx}}, a_4 = \frac{(I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}}, a_5 = -\frac{K_{fay}}{I_{yy}} \\ a_6 = \frac{J_r}{I_{yy}}, a_7 = \frac{(I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}}, a_8 = -\frac{K_{faz}}{I_{zz}}, a_9 = -\frac{K_{ftx}}{m}, a_{10} = -\frac{K_{fty}}{m} \\ a_{11} = -\frac{K_{ftz}}{m} b_1 = \frac{l}{I_{xx}}, b_2 = \frac{l}{I_{yy}} b_3 = \frac{l}{I_{zz}} \end{cases} \tag{3.61}$$

### 3.8. Conclusion :

Ce chapitre présente le modèle dynamique selon le formalisme de Newton –Euler afin de se rapprocher le plus possible de la dynamique réelle du Quadcopter. Le modèle choisi est

n'est pas réaliste puisqu'il n'introduit pas la dynamique des moteurs. A partir du modèle obtenu, nous concluons que le Quadcopter est un système sous actionné. De plus, la complexité du modèle, non linéarité, et l'interaction entre les états du système, peuvent se voir clairement.

Dans le chapitre 05, nous présenterons les notions nécessaires pour établir les contrôleurs Permettant l'asservissement du Quadcopter.

# Chapitre 04
# Conception du Quadcopter

## 4.1. Introduction :

La modalisation dynamique représentée dans le chapitre précédent contient des paramètres dynamiques et géométriques du Quadcopter. Donc la détermination du  ces paramètres nécessite un prototype.

Dans ce chapitre  nous allons passer à la conception et à la détermination des paramètres géométriques de ce prototype par SolidWorks.

Notre prototype est constitue généralement en deux parties :

- Le cadre : est déjà définie et représenté dans le deuxième chapitre.
- L'ensemble des organes et des accessoires : sont (les moteurs BLDC ; les ESC ; le récepteur ; la batterie ; l'Arduino et gyroscope aussi).Sont câblé entre elles par des fils électriques représenté dans la Figure suivante :

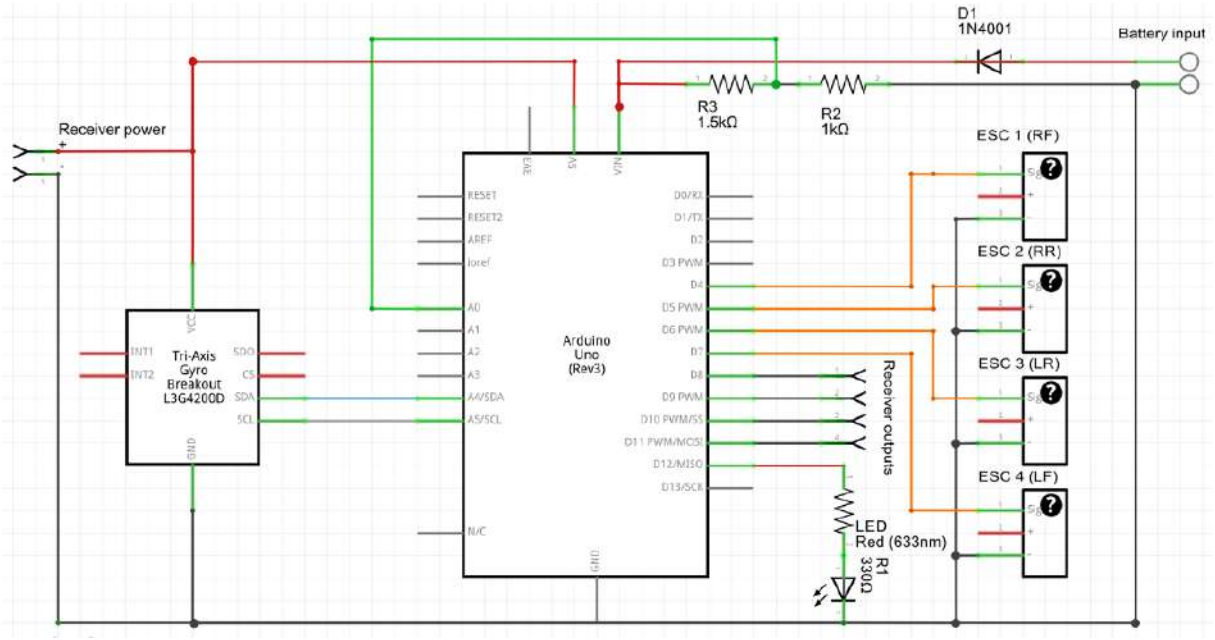



Figure (4.1) : représente le schéma électrique du Quadcopter.

## 4.2. La conception du cadre :

Notre cadre est constitue par trois pièces sont :

- Top Board 330FBT.
- Bottom Board 330FBB
- Arm 330FAW.

L’Arm 330FAWestreprésentée dans la Figure (4.2a et b).

Le Top Board 330FBT est représenté dans la Figure (4.2-c).

Le Bottom Board 330FBB est représenté dans la Figure (4.2-d).

Et le dessin d’assemblage est représenté dans la Figure (4.2-e).



Figure (4.2-a)



Figure (4.2-b)



Figure (4.2-c)

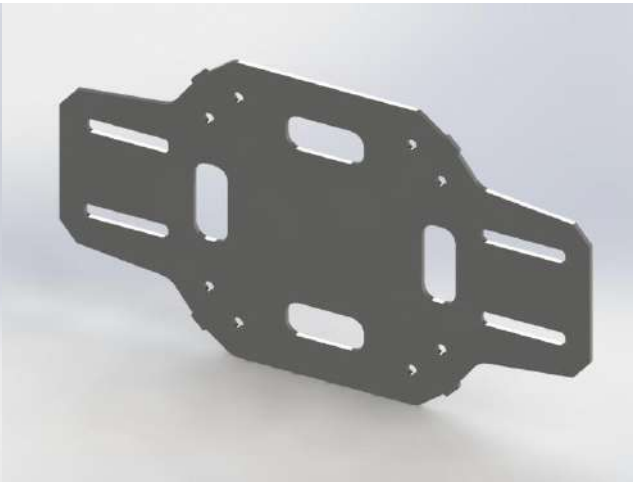


Figure (4.2-d)



Figure (4.2-e)

Figure (4.2): représente les composants du cadre.

### 4.3. La conception des hélices:

Nous avons deux paires des hélices :

- Une paire de CW (tourne au sens horaire).
- Une pire de CCW (tourne au sens anti horaire).

L'hélice CW est représentée dans la Figure (4.3-a).

L'hélice CCW est représentée dans la Figure (4.3-b).



Figure (4.3-a)



Figure (4.3-b)

Figure (4.3): représente les hélices CW et CCW.

### 4.4. Conception d'assemblage du Quadcopter:

Après la conception du cadre et les hélices on passe à la conception du outres organes et la conception total du notre prototype, puis on a fait le dessin d'assemblage et le vue éclaté.

L'assemblage aussi représenté en détaille dans la mise en plan.

L'assemblage du Quadcopter est représenté dans la Figure (4.4).



Figure (4.4) : représente l'assemblage du Quadcopter.

Ces pièces sont représentent en détaille dans la mise en plan.

### 4.5. La détermination des paramètres géométriques :

Après la conception total du notre prototype on passe a la détermination du ces paramètres.

Les paramètres géométriques sont les moments d'inertie définissent au l'équation (4.4) au chapitre trois.

Donc la détermination du ces paramètres par l'outil SolidWorks est comme suite :

- On utilise la fonction « **Evalue »** puis « **propriétés de masse** » au **« assemblage** » puis« **remplacer les propriétés de masse »**puis «**système de coordonnées d'assemblage (par défaut)** ».

Comme la Figure (4.5) suivante :

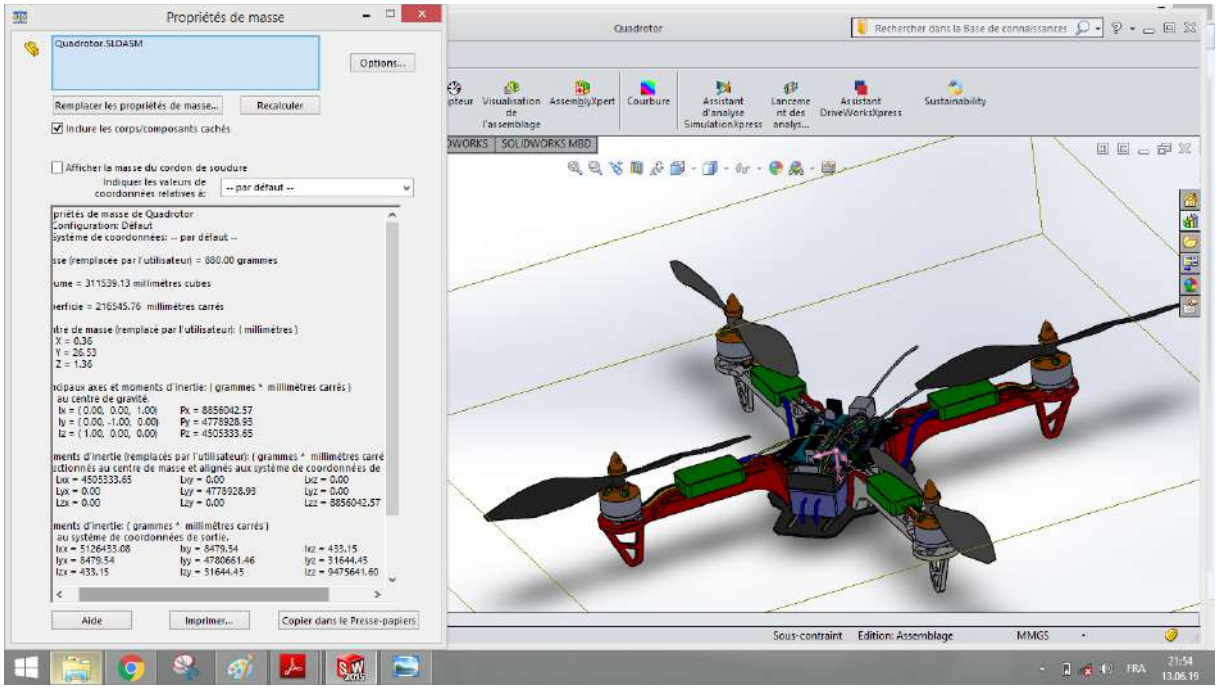



Figure (4.5) : représente la méthode de détermination des moments d'inertie par SolidWorks.

**Remarque :**

Les outres paramètres (dynamiques) comme le coefficient de poussé et la trainé des hélices sont données par le fabriquent et le frottement aérodynamique et le frottement de l'air sont déterminés par des expériences.

Touts les paramètres géométriques et dynamiques sont représentent dans le tableau suivant [27] :

| **Paramètre** | **Valeur** | **Paramètre** | **Valeur** |
|---|---|---|---|
| $m$ | 0.755 kg | $k_{fax}$ | 5,5670.$10^{-4}$N/rad/s |
| $g$ | 9.81N/kg | $k_{fay}$ | 5,5670.$10^{-4}$N/rad/s |
| $l$ | 0.165 m | $k_{faz}$ | 6.3540.$10^{-4}$N/rad/s |
| $b$ | 2,9842. $10^{-5}$N/rad/s | $k_{ftx}$ | 0,0320 N/m/s |
| $d$ | 3.2320.$10^{-7}$Nm/rad/s | $k_{fty}$ | 0,0320 N/m/s |
| $J_r$ | 2,8385.$10^{-5}$kg. $m^2$ | $k_{ftz}$ | 0,0480N/m/s |
| $I_x$ | 4.5.$10^{-3}$kg. $m^2$ | $I_z$ | 4.8. $10^{-3}$kg. $m^2$ |
| $I_y$ | 4.9.$10^{-3}$kg. $m^2$ | | |

Tableau (4.1):représente les Paramètres utilisées pour le modèle du Quadcopter.

### 4.6. Conclusion :

Ce chapitre présent la conception du notre prototype et la détermination des Paramètres dynamiques utilisés dans la modalisation dynamique pour passer à la partie du contrôle au prochain chapitre.

# Chapitre 05

# Control  du Quadcopter

## 5.1. Introduction :

La théorie de la commande est une branche de la théorie des systèmes dynamiques. Son premier objectif est de manipuler les variables d'entrée u(t) d'un système donné afin d'asservir ses variables de sortie y(t) à une trajectoire de référence yr(t) [3].La synthèse de la commande d'un véhicule aérien est généralement difficile. Cette difficulté provient soit du non linéarité de ses équations dynamiques et/ou le fort couplage entre eux.

Généralement les algorithmes des commandes utilisées pour contrôleur un véhicule aérien sont des algorithmes linéaire comme (Commande proportionnelle, intégrale, dérivative « PID », Commande par placement de pôles …ex.), et des algorithmes non linéaire comme (Commande par Backstepping, Contrôle intelligent (logique floue et réseaux de neurones artificiels), Commande par mode de glissement « SMC »…ex).

L'objectif principal de ce chapitre est la synthèse de lois de commande stabilisantes robustes en termes de translation et d'orientation pour le Quadcopter. Le Quadcopter est un Véhicule aérien à voilure tournante, la difficulté de son contrôle est due principalement à sa dynamique complexe, non linéaire, multi variables et surtout de son sous actionnement [3].

Nous avons fait appel une technique de commande dans notre mémoire, la commande linéaire par le régulateur classique (PID).

La stratégie de commande adoptée est basée sur la décomposition du système d'origine en deux sous-systèmes; le premier concerne la commande en orientation tandis que le second est celui de la commande en position.

## 5.2. Commande linéaire d'un Quadcopter par régulation PID :

La commande par régulation PID (pour Proportionnelle - Intégrale - Dérivée) est la structure de commande la plus couramment utilisée dans l'industrie. Elle s'est en effet imposée dans plus de 90 % des architectures de commande, dont la plupart ne sont constituées que des actions proportionnelle et intégrale. La prévalence de cette approche est due, au-delà de sa simplicité, aux performances qu'elle offre aux systèmes pilotés en boucle fermée, quel que soit leur domaine d'application [2].

### 5.2.1. Concept de la commande PID :

Le régulateur (PID) Proportionnel-Intégral-Dérivé est l'algorithme le plus courant et utile dans l'ingénierie des systèmes de contrôle. Dans la plupart des cas, les boucles de rétroaction sont contrôlées à l'aide de l'algorithme PID. La principale raison pour laquelle la rétroaction est très importante dans les systèmes est d'être en mesure d'atteindre une consigne indépendamment des perturbations ou de toute variation des caractéristiques de toute forme.
Le régulateur PID est toujours conçu pour corriger l'erreur entre la valeur mesurée d'un processus et une consigne particulière désirée dans un système. Une illustration simple sur la façon dont le PID fonctionne est donnée ci-dessous [30].

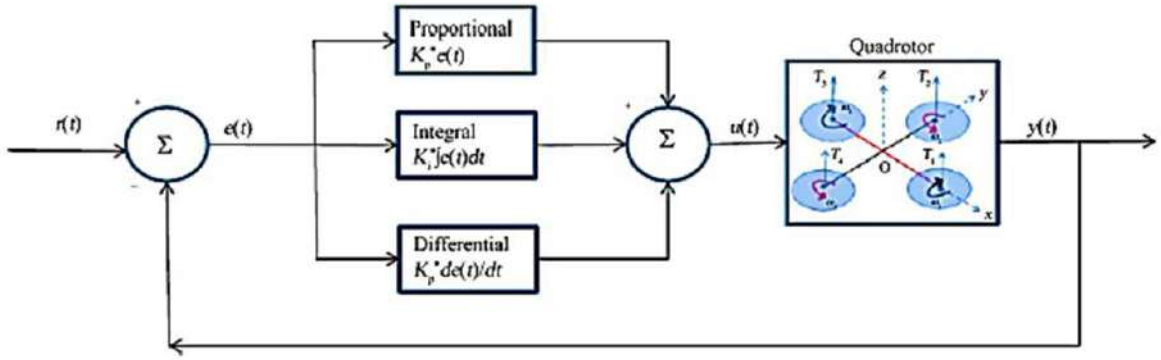



Figure (5.1): Schéma du régulateur PID appliqué au quadcopter.

Le contrôleur fournit l'excitation nécessaire au système et il est conçu pour contrôler le comportement global du système. L'idée centrale de ce type de régulateur est de délivrer un signal de commande à partir de la différence entre une consigne R et une mesure Y. Soit 'e' l'écart entre R et Y défini par:

$$e = R - Y \tag{5.1}$$

L'expression du signal de commande 'u' généré par un correcteur PID est donnée dans le domaine temporel par [2] [16] [31]:

$$u(t) = k_P e(t) + k_I \int_0^t e(\tau)d\tau + k_D \frac{de(t)}{dt} \tag{5.2}$$

Le signal de commande est donc la somme de trois termes : un terme proportionnel à l'erreur, un terme proportionnel à l'intégrale de l'erreur et un terme proportionnel à la dérivée de l'erreur.

Les parties intégrale, proportionnelle et dérivée pouvant être considérées comme des actions de commande basées sur le passé, le présent et le futur respectivement. L'adaptation de la commande 'u' aux exigences du système en boucle fermée se fait en sélectionnant de façon appropriée le gain proportionnel$K_p$, le gain intégral $K_i$et le gain dérivé$K_d$ [2] [16].

**5.2.2. Caractéristiques des effets des paramètres du régulateur PID :**

Il n'existe pas de méthode unique pour déterminer les paramètres du régulateur PID, et il est alors nécessaire de réaliser des compromis entre durée du régime transitoire, dépassement, erreur statique et robustesse [2].

Le gain proportionnel$K_p$ , permettra de réduire le temps de montée et pourrait réduire ou supprimer l'erreur en régime permanent du système. Le gain intégral $K_i$ , permettra d'éliminer l'erreur d'état stationnaire, mais il pourrait être un effet négatif sur la réponse transitoire (une mauvaise réponse pourrait être produite dans ce cas). Et le gain dérivé$K_d$ , aura tendance à augmenter la stabilité du système, ce qui réduit le pourcentage de dépassement, et l'amélioration de la réponse transitoire du système [48]. Le tableau ci-dessous illustre le comportement de la boucle fermée lorsque les paramètres augmentent indépendamment les uns des autres [30].

Tableau (5.1): Influence de l'augmentation des paramètres du PID sur le comportement du système en boucle fermée.

La capacité d'associer ces trois paramètres feront un système très efficace et stable. Il convient de noter que la relation entre les trois paramètres du contrôleur ne peut pas exactement être précise en raison de leur interdépendance. Par conséquent, il est très possible de calculer un paramètre particulier dont les effets seraient remarqués sur les deux autres [30].

**5.2.3. Recommandations de conception du contrôleur PID :**

La conception d'un régulateur PID peut nécessiter certaines des étapes suivantes pour obtenir un système plus efficace et stable:

1. Il est souhaitable d'obtenir la réponse en boucle ouverte du système d'abord et ensuite déterminer les éléments à améliorer.
2. Ajouter un contrôle de gain proportionnel pour améliorer le temps de montée.
3. Ensuite, ajouter un gain dérivé pour améliorer le pourcentage de dépassement.

4. Et peut-être, ajouter le contrôle intégral pour éliminer l'erreur en régime permanent.

5. Par la suite, ajuster chacun des paramètres pourrait être important pour atteindre une performance globale souhaitée (ou de sortie).

Et surtout, l'ensemble des trois paramètres du régulateur PID peuvent ne pas être nécessairement utilisés dans certains cas. Dans la plupart des cas, le réglage s'arrête à la combinaison de contrôle PI.

En plus, il convient de noter que le principal objectif des paramètres PID est d'obtenir un temps de montée rapide avec un dépassement minimum et non (presque pas) d'erreur permanente [30].

| Paramètre | Temps de montée | Dépassement | Temps de stabilisation | L'erreur en régime permanent |
|---|---|---|---|---|
| $k_P$ | ↓ | ↑ | Léger changement | ↓ |
| $k_I$ | ↓ | ↑ | ↑ | Elimine |
| $k_D$ | Léger changement | ↓ | ↓ | Léger changement |

Tableau (5.1) : représente le principal objectif des paramètres PID.

### 5.2.4. Synthèse de lois de commande par PID pour le Quadcopter :

En général, l'application de la commande par régulation PID sur le Quadcopter est basée sur la linéarisation du système autour d'un point d'équilibre qui est le vol stationnaire.

Dans ce mémoire, nous avons abordé une autre méthode qui se repose sur la restriction des lois de commandes à partir des équations différentielles définissant la dynamique du Quadcopter, ces dernières ont été présentées dans le troisième chapitre.

Lorsque notre système est non linéaire alors leur commande est décrite par

$$\ddot{x} = f(X) - g.u \tag{5.3}$$

Avec :

$$\ddot{x} = U \tag{5.4}$$

On prend l'équation suivante à partir de l'équation (3.61):

$$\ddot{z} = \frac{C_\varphi C_\theta}{m} u_1 - \frac{K_{ftz}}{m} \dot{z} - g \tag{5.5}$$

$$\ddot{z} = \frac{k_{ftz}}{m} \dot{z} - g + \frac{cos\varphi cos\theta}{m} u_1 \tag{5.6}$$

On met :

$$\ddot{z} = U1 \tag{5.7}$$

Avec: U≠ u1 et qui représente la sortie du régulateur PID. On remplace dans l'équation (5.6), on trouve:

$$U1 = \frac{k_{ftz}}{m} \dot{z} - g + \frac{cos\varphi cos\theta}{m} u_1 \tag{5.8}$$

Alors, l'entrée de commande qui va exciter le système est donnée par:

$$u_1 = \left(U_1 + \frac{K_{ftz}}{m} \dot{z} + g\right) \times \frac{m}{\cos\phi \cos\theta} \tag{5.9}$$

Les mêmes étapes sont reprises afin d'extraire :$u_2, u_3, u_4, u_x$et $u_y$ :

$$\begin{cases} u_2 = \left(U_2 + \dot{\theta}\dot{\psi}\frac{(I_z - I_y)}{I_x} + \frac{J_r}{I_x}\overline{\Omega}_r\dot{\theta} + \frac{K_{fax}}{I_x}\dot{\phi}^2\right) \times \frac{I_x}{l} \\ u_3 = \left(U_3 + \dot{\phi}\dot{\psi}\frac{(I_z - I_x)}{I_y} + \frac{J_r}{I_y}\overline{\Omega}_r\dot{\phi} + \frac{K_{fay}}{I_y}\dot{\theta}^2\right) \times \frac{I_y}{l} \\ u_4 = \left(U_4 + \dot{\phi}\dot{\theta}\frac{(I_y - I_x)}{I_z} + \frac{K_{faz}}{I_z}\dot{\psi}^2\right) \times I_z \\ u_x = \left(U_x + \frac{K_{ftx}}{m}\dot{x}\right) \times \frac{m}{u_1} \\ u_y = \left(U_y + \frac{K_{fty}}{m}\dot{y}\right) \times \frac{m}{u_1} \end{cases} \tag{5.10}$$

### 5.3. Conception du block de simulation et leur contrôleur PID:

Pour faire la conception le block simulation te le contrôleur, on divise ce travail à deux parties. Une partie représente le block modèle et l'outre représente le contrôleur PID.
Pour faire sa on utilise l'outil de MATLAB Simulink.

**5.3.1. Conception du block de simulation** : ou bien le modele dynamique :

Est représanté comme suite :

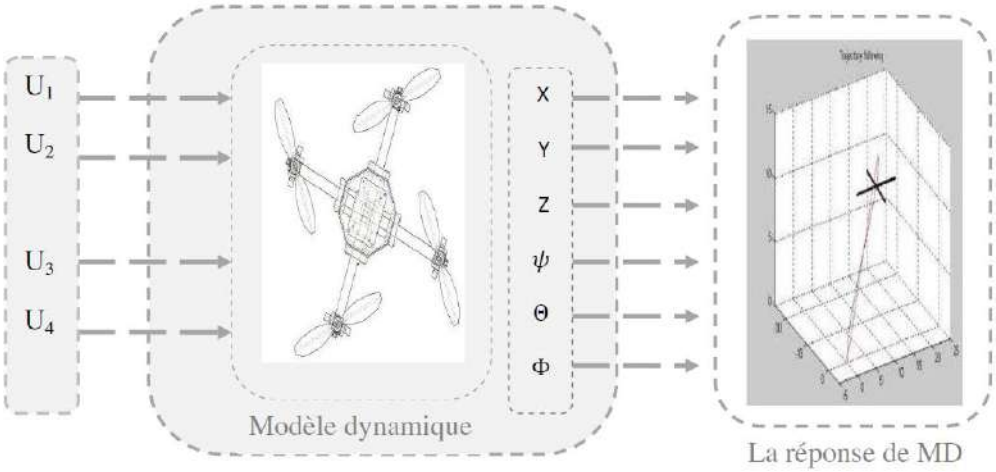



Figure (5.2) : représente le block de simulation par MATLAB Simulink.

La structure de ce block de simulation est constitue par des sous block de simulation comme le schéma représenté si dessous :

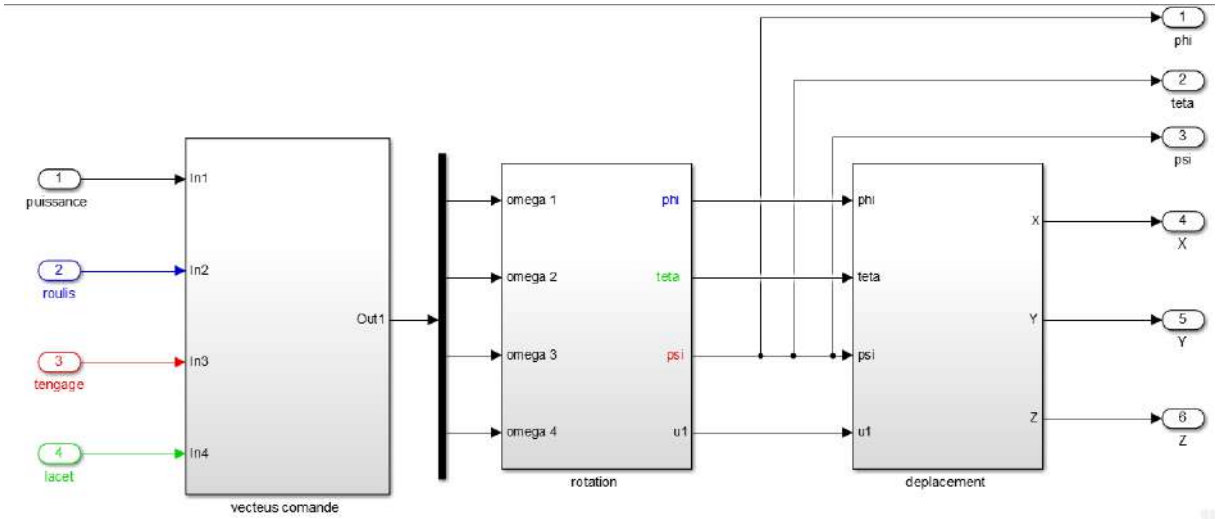



Figure (5.3) : représente-les (sous block) du modèle dynamique par MATLAB Simulink.

On a trois (sous block) :

- 1 : représente le sous block de vecteur commande.
- 2 : représente le sous block des agnels de rotation (Phi ; thêta ; psi).
- 3 : représente le sous block de déplacement (X ; Y ; Z).

  Tell que :

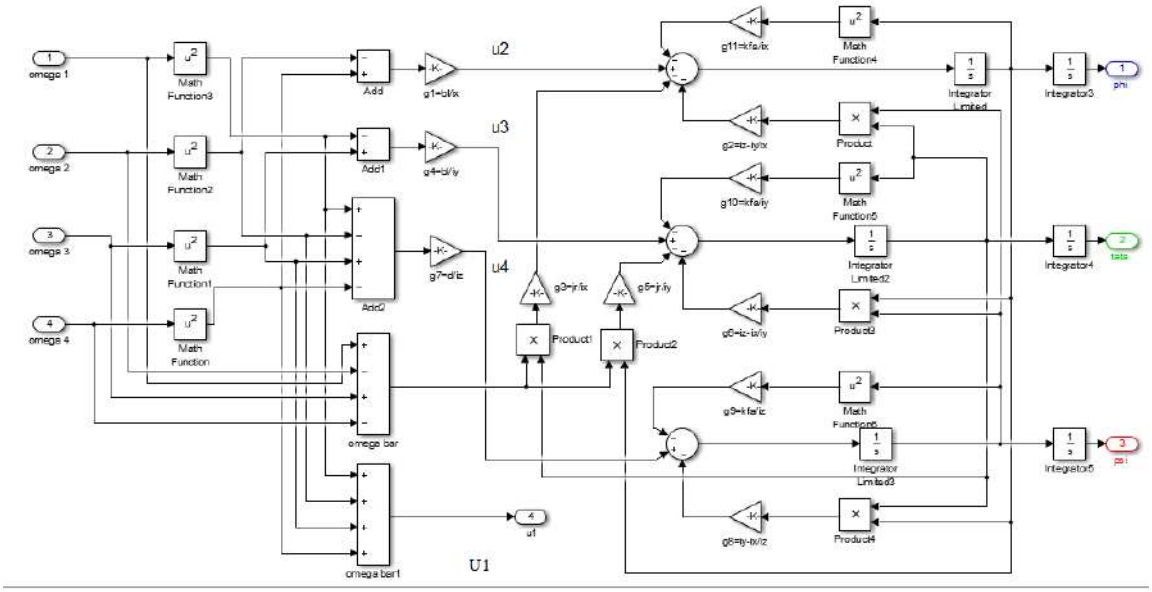



Figure (5.4-a) : représente le sous block des agnels de rotation (Phi ; thêta ; psi).

Et :

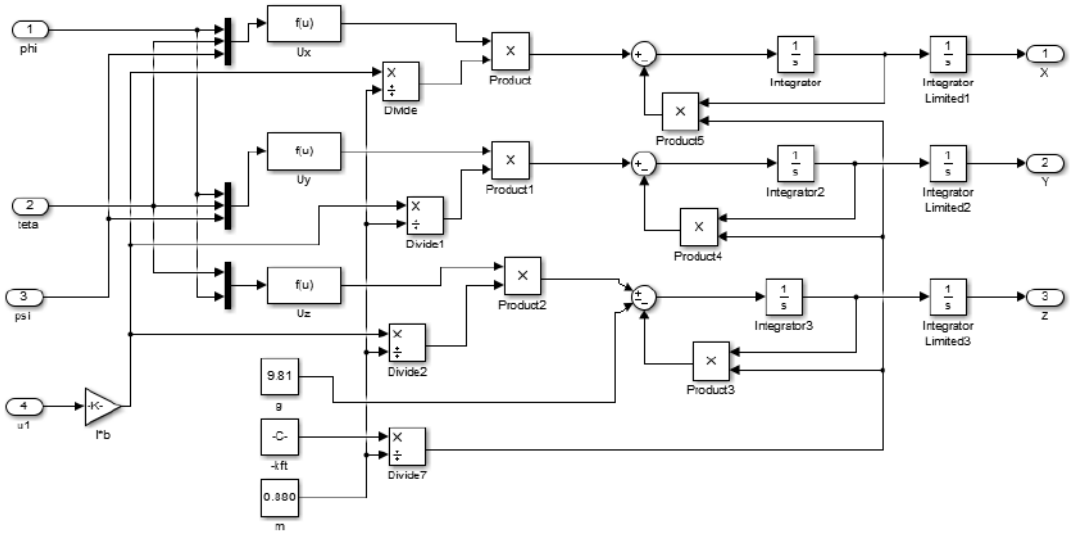



Figure (5.4-b) : représente le sous block de déplacement (X ; Y ; Z).

**Remarque :** lorsque le modèle dynamique contient des fonctions d'intégration alors on peut négliger le correcteur **I.**

**5.3 .2. Conception du contrôleur PD:**

Lorsque notre système est non linéaire, alors la structure du contrôleur ou bien la boucle de régulation est ne peut être pas un retour unitaire, pour construire la structure du contrôleur on utilise les équations (5.9) et (5.10) et en obtenait « un contrôleur développé ».

La structure du block simulation de contrôleur développé est représentée dans la Figure suivante :

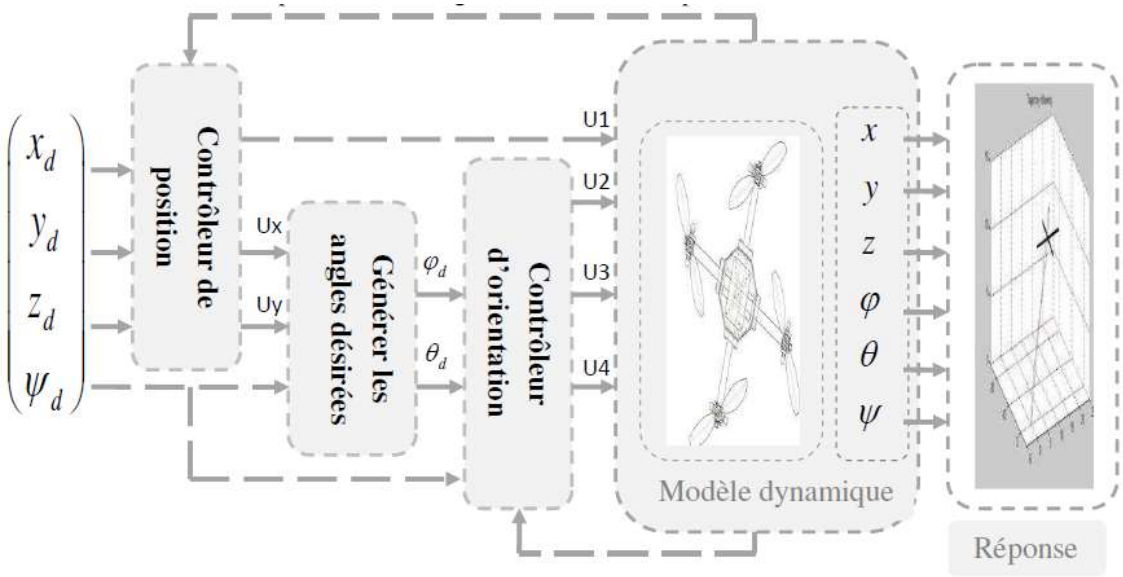



Figure (5.5) : représente le block simulation de contrôleur développé.

Le contrôleur développé de notre simulation est la commande PD.

Le modèle Simulink de la commande PD est illustré dans la figure ci-dessous :

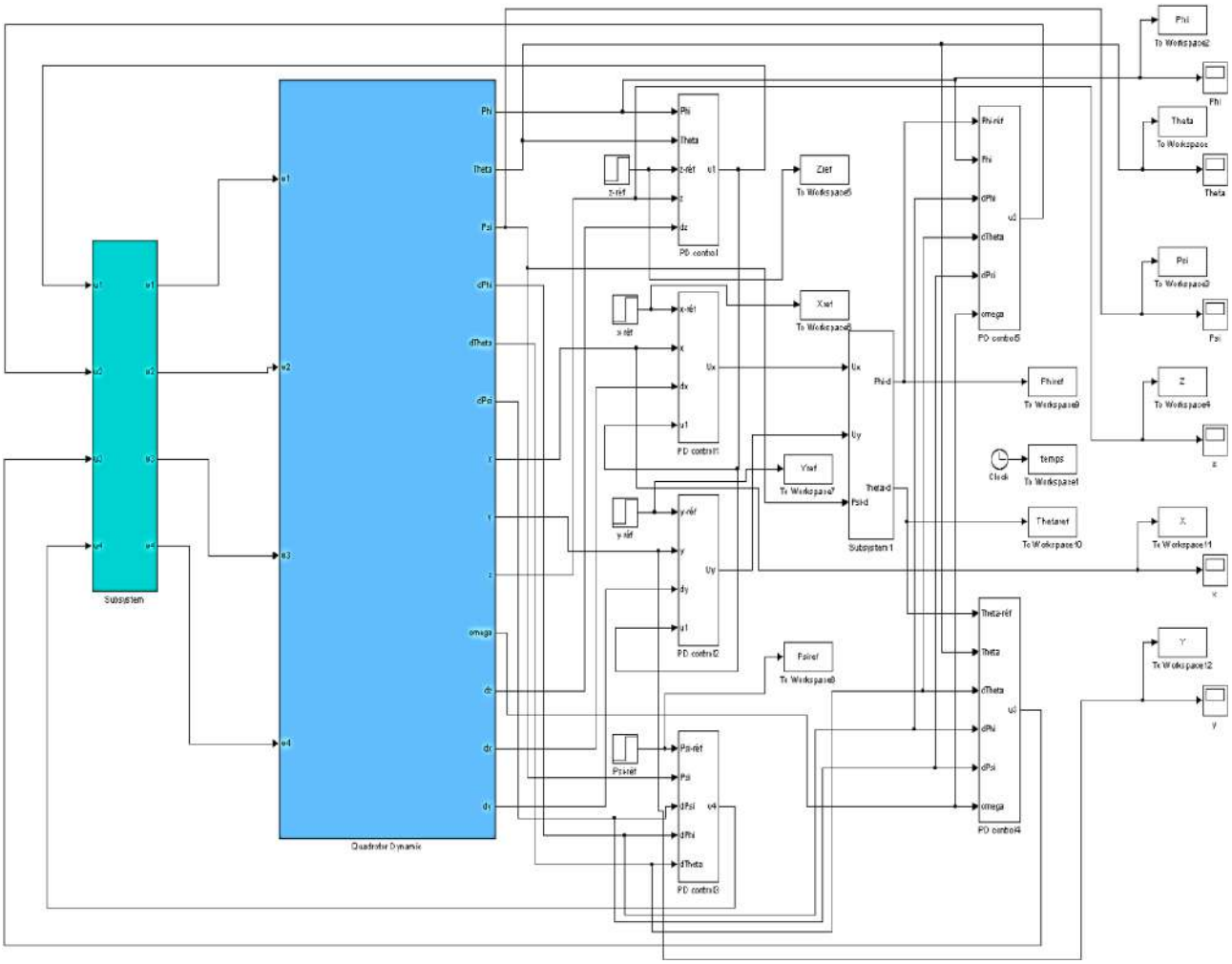



Figure (5.6): représente Modèle Simulink de la commande PD.

## 5.4. Simulation des résultats:

### 5.4.1. Simulation en boucle ouverte :

Dans cette section, on va faire une simulation en boucle ouverte sur le quadcopter En injectant directement les vitesses de rotation des quatre rotors a une vitesse de ($\omega = 249rd/s$), Équivalant a une de force égale a (7.4009 N). Pour cela, les vitesses de rotation des quatre rotors sont choisies égales c'est le cas du mouvement vertical.

Les résultats de cette simulation sont représentent a la Figure (5.7 (a)-(f)) si dessous :

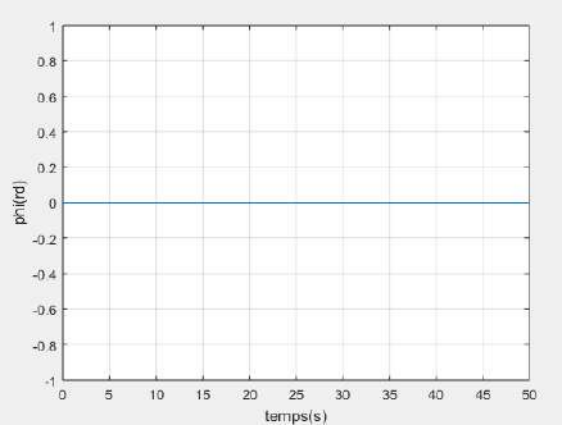



Figure (5.7 -a)

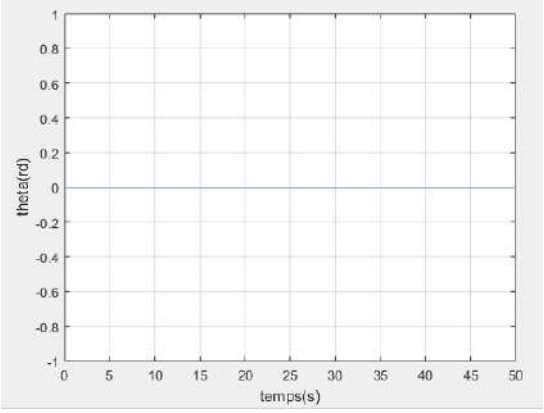



Figure (5.7 -b)

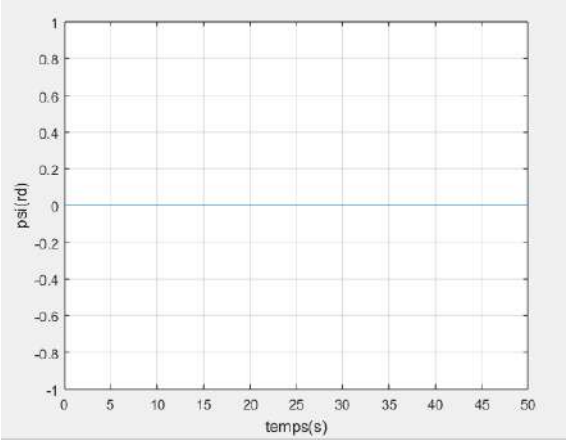



Figure (5.7 -c)

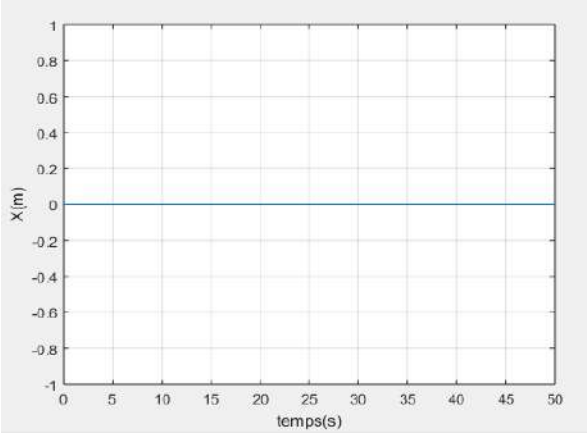



Figure (5.7 -d)

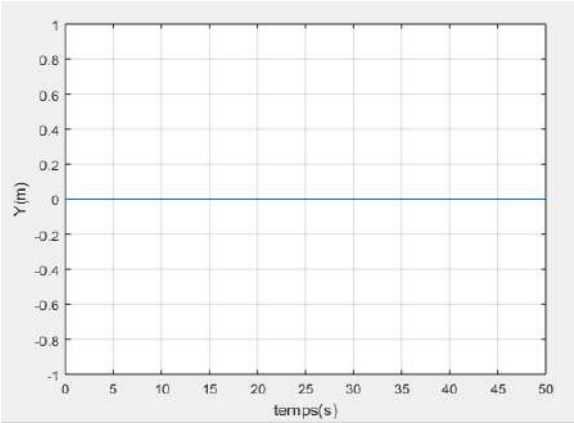



Figure (5.7 –d)

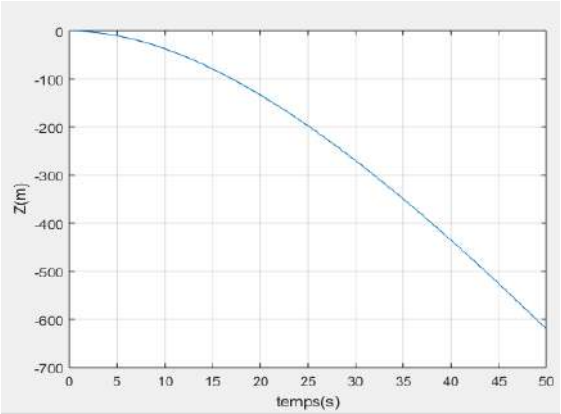



Figure (5.7 -e)

Figure (5.7): représente Résultats de simulation, les trajectoires réelles de modèle dynamique.

**Remarque :** Nous remarquons que, dans les Figures (5.7 (a) – (f)) les réponses de système $X = [\varphi\ \theta\ \psi\ x\ y\ z\ ]^T$ ne sont pas acceptables car le système il est instable (dans la figure (f) voir la translation selon l'axe z tend vers – infinie) est divergé.

Donc pour éliminer le cas de divergence il fout faire la simulation en boucle fermé par l'application du régulateur PD développé sur modèle dynamique avec la détermination des valeurs des corrections pour chaque du commande et pour chaque déplacement.

### 5.4.2 Simulation en boucle fermé :

Pour faire la simulation en boucle fermé on pose des conditions initiales.
Ces conditions sont représentent dans le tableau suivant :

| Paramètre: | Les valeurs des déplacements désaérés(m) | Les valeurs des correcteurs proportionnels | Les valeurs des correcteurs dérivées |
|---|---|---|---|
| $X$ | $X_d = 5$ | $K_P$=1 | $K_D = 1.2$ |
| $Y$ | $Y_d = 6$ | $K_P$=5 | $K_D = 2$ |
| $Z$ | $Z_d = 10$ | $K_P$=1 | $K_D = 1$ |
| $\psi$ | $\psi_d =$ pi/2 | $K_P = 1$ | $K_D = 1$ |
| $\varphi$ | Sont calculées à partir de l'équation (3.58) | $K_P$=100 | $K_D = 30$ |
| $\theta$ | | $K_P$=100 | $K_D = 30$ |

Tableau (5.2): conductions initiaux du système de la simulation en boucle fermée.

Les résultats de la simulation en boucle fermé sont illustrés dans les figures ci-dessous :

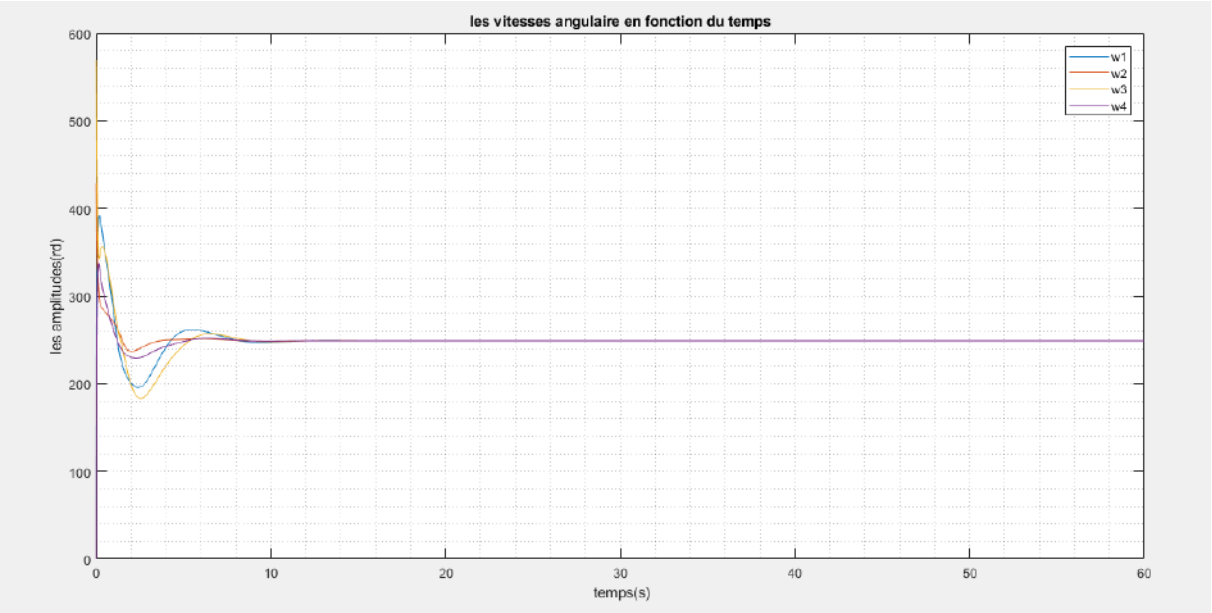



Figure (5.8) : représente les variations des vitesses angulaires en fonction du temps.

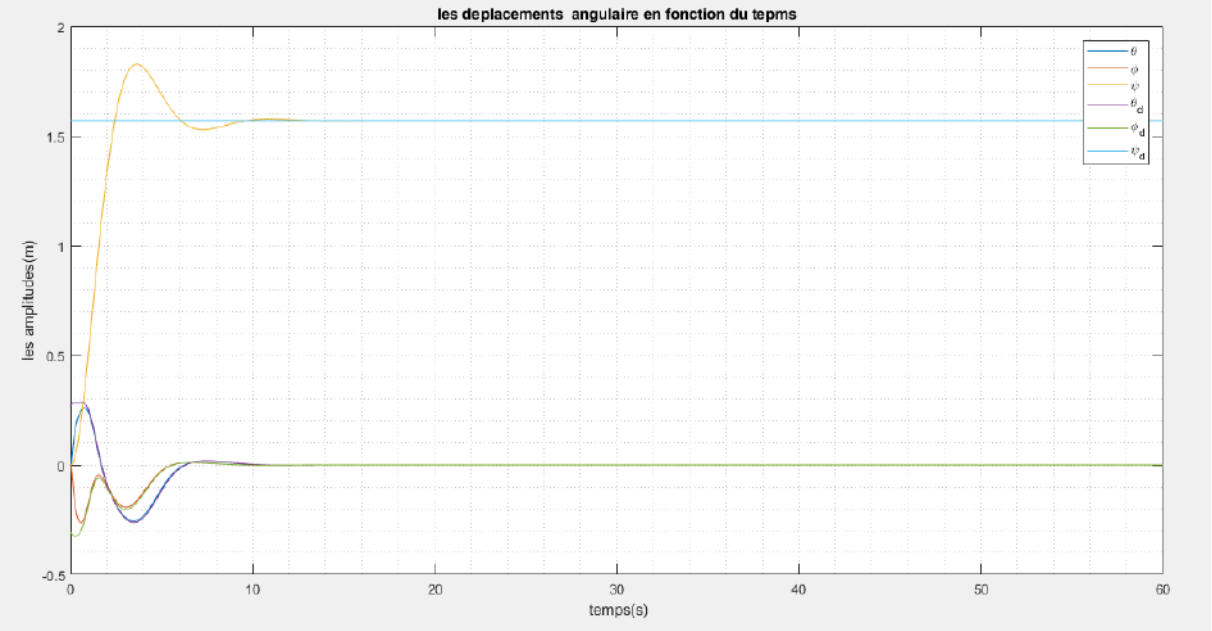



Figure (5.9) : représente les variations des déplacements angulaires en fonction du temps.

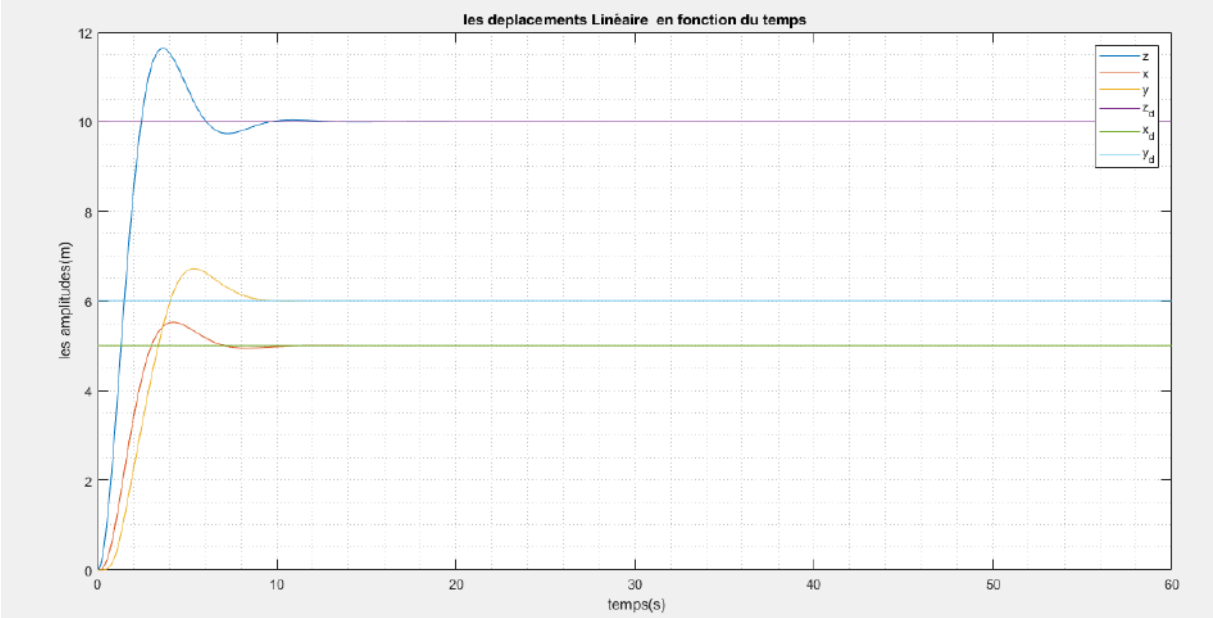



Figure (5.10) : représente les variations des déplacements linéaires en fonction du temps.

### 5.5. l'interpritation du résultats :

On remarque que les réponses du système suivent les consignes désirées mais avec des dépassements importants tell que :

- Le temps de réponse du système est égal à 11.51(s).

- Les dépassements maximal sont (pour X est (0.526) ; pour Y est (0.717) ; pour Z est (1.63) ; pour φ est nul ; pour θ est (0.258); pour ψ est (0.256) ;

- Les dépassements minimaux sont (pour X est (-0.0460) ; pour Y est nul ; pour Z est

(-0.2650) ; pour φ est (-0.264) ; pour θ est (-0.256); pour ψ est (-0.0420) ;

Quand peut les éliminer en travaillant plus sur le réglage des paramètres de commande (les $k_i$ avec $i$=1,…,12), le temps de réponse est réduit par rapport aux deux autres commandes et qui ne dépasse pas 6s, les angles de roulis et tangage vont se stabiliser à zéro.

Au niveau de la poursuite d'une trajectoire, on remarque que le Quadcopter suit la trajectoire de référence d'une manière parfaite.

### 5.6. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons appliqué la commande linéaire PD ainsi que la commande sur le modèle dynamique d'un quadcopter utilisant le logiciel MATLAB/SIMULINK.

Il est clair qu'un tel modèle est très complexe, voir difficile à contrôler car la commande est multi-variables dans le sens ou six degrés de liberté sont à contrôler de manière simultanées.

La simulation en boucle ouverte montre l'instabilité du système, ce qui implique la nécessité de l'application d'un régulateur en boucle fermée.

La simulation en boucle fermée avec la commande PD a montré des résultats assez acceptables, les réponses du système suivent les consignes désirées, néanmoins quelques dépassements persistent dans le régime transitoire et qu'ils se diffèrent d'une commande à une autre. Ces résultats peuvent être améliorés en jouant sur le réglage des paramètres pour chaque commande.

# Conclusion générale :

Durant ces dernières années, la robotique aérienne a fait de grand progrès. Ceci est justifié par les avancées technologiques récentes qui rendent possibles la conception et la construction des mini-drones et par le domaine d'application civile et militaire très vaste de ces aéronefs.

Le Quadcopter est l'un des mini-drones les plus populaires et attrayant grâce à sa dynamique élégante. Conséquemment, il a attiré l'attention et devenu le sujet de recherche de plusieurs équipes et laboratoires ces dernières années. Ce type d'appareil est un système complexe non linéaire, multi-variables, instable et il possède une dynamique hautement non linéaire, couplée et sous-actionnée, ce qui augmente le défi rencontré par le concepteur.
Dans ce mémoire, nous avons abordé la problématique du contrôle de Quadcopter dans le but de garantir en premier lieu la stabilité de ce dernier ainsi que la poursuite de trajectoire avec plus ou moins des performances acceptables.

Dans le premier chapitre, nous avons discuté sur les drones et leurs historiques et leurs classifications qui permettent de connaitre les principaux types et configurations des drones ensuite nous avons donnés une illustration globale sur les Quadcopters et leurs applications Et leurs différents composants.

Dans le deuxième chapitre Nous avons fait des explications sur les déférents composants du Quadcopter et leur principe de fonctionnement et les critères de choix de ces composants, et fait la conception d'un prototype par SolidWorks avec la détermination les déférents paramètres géométrique .A partir de sa on passe au troisième chapitre. Nous avons étudiée des mouvements du Quadcopter dans l'espace pour la modélisation dynamique, par utilisation les équations du mouvement, commencent par l'application des bases de la formalisation de Newton-Euler et représente le model d'état.

Dans le quatrième chapitre nous avons fait la conception par SolidWorks et la détermination du des déférents paramètres géométrique et déférents paramètres dynamique.

Dans le cinquième chapitre nous avons fait la synthèse des lois de commande pour le Quadcopter en se basant sur le modèle dynamique développé dans le troisième chapitre à partir des équations de mouvement, on a les résultats obtenus en simulation de la commande linéaire

PD. Cette simulation a été implémentée sous MATLAB/SIMULINK. La commande donnée de bons résultats mais qu'ils peuvent être améliorés en termes de temps de réponse et des dépassements en agissant sur les paramètres des commandes.
Ce résultat peut être considéré comme une preuve de modèle appliqué au noter prototype. Simulation permettant soumettre le système aux différents tests. Les résultats de la simulation présentés dans ce chapitre montrent le bon choix de la modélisation.

En outre ,afin de compléter le présent travail, on propose les points suivants :

- Implémentation de la dynamique des rotors afin de pouvoir s'approcher le plus possible du modèle réel.
- Implémentation des techniques de navigation pour permettre au Quadcopter d'effectuer des missions autonomes bien précises.
- Le choix des commandes appropriées et leurs paramètres de réglage pour augmenter la stabilisation.
- Une modification des contrôleurs est aussi envisageable.
- Adopter le modèle complet du Quadcopter au lieu du modèle réduit en supprimant l'hypothèse qui approxime les vitesses angulaires au niveau du repère fixe à celle du repère mobile.

Le souhait principal à la fin de toute simulation est l'implémentation expérimentale de ces lois de commande sur un prototype réel, afin de pouvoir valider les résultats de simulation pour voir le véritable comportement de ce système dans la réalité, malheureusement et par un manque de matériel et de temps nous n'avons pas pu implémenter ces lois de commande dans un modèle réel.

# BIBLIOGRAPHIE:


[1] Kimon P.Valavinis, GeorgeJ.Vachtsevanos. « Handbook of Unmanned Aerial Vehicles ».

[2] Adrien Drouot. « Stratégies de commande pour la navigation autonome d'un drone projectile miniature » thèse de doctorat, spécialité Automatique, Université de Lorraine, 2 décembre 2013.7

[3] Eswarmurthi Gopalakrishnan, « quadcopter flight mechanics model and control algorithms », thèse de mester, faculté de génie électrique, département de Control, Université de Luleå_ tchèque, May 2017.

[4] A. Buirette, A. Jumeline, B.Watier, I. Fortin et J. Sangaré, « Drone Quadrirotor Autonome », Projet de fin d'étude, École Centrale d'Electronique, Paris, 2010.

[5] K.P. Valavanis, « Advances in Unmanned Aerial Vehicles ", State of the Art and the Road to Autonomy, Internationale Séries on Intelligent Systems Control and automation : Science and Engeneering, volume 33, Springer 2007.

[6] M. Asencio.Fondation pour la recherche stratégique note N 6/11"L'utilisation Civile des Drones-Problèmes Technique, Opérationnels et Juridiques",2011. «»

[7] S. Bouabdallah, P. Murrieri, R. Siegwart, «Design and Control of an Indoor Micro-Quadrotor», IEEE International conférence on robotics and automation, New Orleans, 2004.

[8] T. Hamel and R. Mahony, R. Lozano and J.P. Ostrowski, «Dynamic Modeling and Configuration Stabilization for an x4-flyer", in IFAC 15th Word Congress on Automatic in control», Barcelona, Spain, 2002.

[9] https://www.quora.com/Why-is-x-configuration-preferred-over-+-config-of-quadcopter.

[10] Nicolas Achotte « Conception, optimisation et dimensionnement d'un micromoteur planaires à aimants permanent pour drones miniatures en vol stationnaire ». Thèse de doctorat Université de Joseph-Fourier – Grenoble I, 2005.

[11] E.G.Tulapurkara «Flight dynamics-I Chapter IV ». Indian Institute of Technology.

[12] Guillaume CHARLAND-ARCAND « contrôle non linéaire par backstepping d'un hélicoptère de type quadrotor pour des applications autonomes ». Thèse de magister Université du QUÉBEC, MONTRÉAL, 2014.

[13] Tommaso Bresciani « Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter », Université du Lund département du contrôle automatique, 2008.

[14] Mokhtari Mohammed Rida, « Observation et Commande de Drones Miniatures à voilures tournantes ». Thèse de doctorat Université de Aboubekr Belkaid Tlemcen Département de Génie Électrique, 2015. 3]

[15] A. Kadi, « Mécanique Rationnelle Cours et Exercices Résolus», Université M'hamed Bougera, Boumerdés.

[16] Teppo Luukkonen, « Modelling and control of quadcopter », Université de Alto, école de science .2011

[17] Mechirgui Monia, « Commande Optimale Minimisant la Consommation d'Energie d'un Drone utilisé comme Relai de Communication », Maîtrise en Génie Electrique, Université de Québec, Ecole de Technologie Supérieure, 2014.

[18] Khebbache Hicham, « Tolérance aux Défauts via la Méthode Backstepping des Systèmes Non Linéaire: Système UAV de Type Quadri-rotor », Thèse Magister, Université de Ferhat Abbas de Sétif , Faculté de Technologie, 2012.

[19] Randal W, Beard Brigham, « Quadrotor Dynamics and Control », Université de Brigham Young, (2008).

[20] Damien POINSOT, « Commande d'un drone en vue de la conversion vol rapide – vol stationnaire », Thèse de doctorat, Université de Toulouse, l'Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace.2008.

[21] Tommaso Bresciani, «Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter» Département d'automatique et control, Thèse de Master, Université de Lund, 2008.

[22] Ivana Palunko, Rafael Fierro, « Adaptive Control of a Quadrotor with Dynamic Changes in the Center of Gravity », Université de New Mexico, Albuquerque NM département de génie électrique et informatique, 2011 « »

[23] FRANCESCO SABATINO, « Quadrotor control: Modeling, nonlinear control design, and simulation », Thèse de Master Université de Stockholm, 2015.

[24] Samir BOUABDALLAH, « design and control of quadrotors with application to autonomous flying », Thèse de Doctorat école polytechnique fédérale de lausanne ,2007.

[25] Walid ACHOUR « Estimation à erreurs bornées et guidage pilotage des aéronefs autonomes en milieu perturbé », Thèse de Doctorat, Ecole Doctorale « Sciences et Technologies de l'Information des Télécommunications et des Systèmes ».2011

[26] Samir BOUABDALLAH; Siegwart, Roland, « Design and Control of a Miniature Quadrotor» Intelligent Systems, Control and Automation: Science and Engineering 33 ,2007

[27] Khebbache Hicham, « Tolérance aux Défauts via la Méthode Backstepping des Systèmes Non Linéaire: Système UAV de Type Quadri-rotor », Thèse Magister en Automatique, Faculté de Technologie, Université Ferhat Abbas de Sétif, 2012.

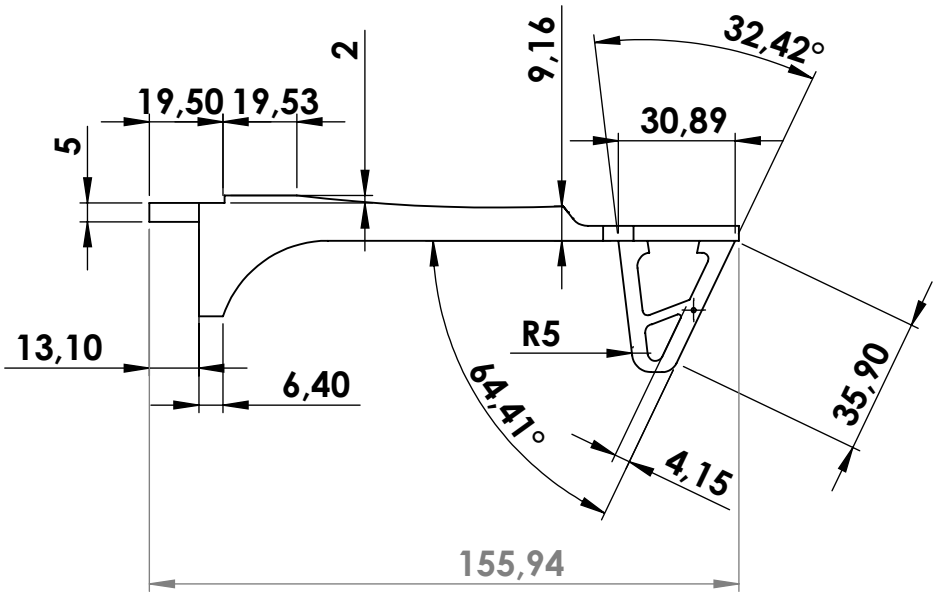
[28] Jian Zhao/Yangwei Yu, « Brushless DC Motor Fundamentals Application Note», MPS,2008.

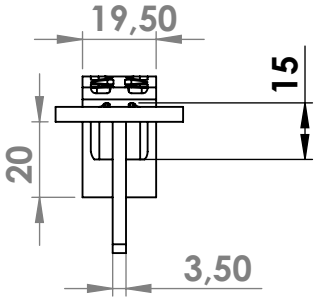
[29] Zeghlache Samir, « Commande non linéaire d'un appareil à vol vertical », Thèse de Doctorat, Université de M'sila Faculté de Technologie Département D'électronique, 2013/2014.

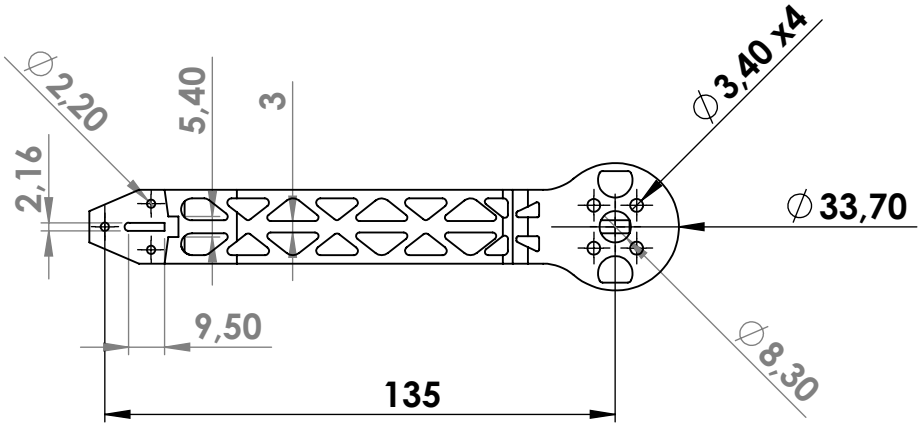
[30] Oludayo John Oguntoyinbo, «PID Control of Brushless DC Motor and Robot Trajectory Planning and Simulation with MATLAB/SIMULINK», University of Applied Sciences, 2009.

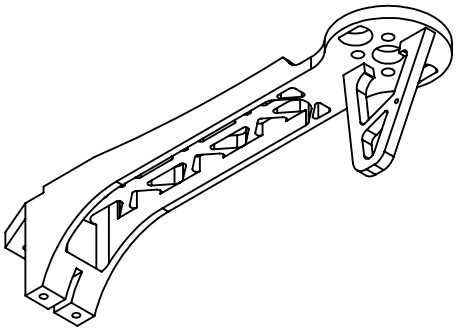
[31] Nizar Hadi Abbas, Ahmed Ramz Sami, « Tuning of PID Controllers for Quadcopter System using Hybrid Memory based Gravitational Search Algorithm – Particle Swarm Optimization » International Journal of Computer Applications (0975 – 8887) Volume 172 – No.4, August 2017.

# ANNEXES:



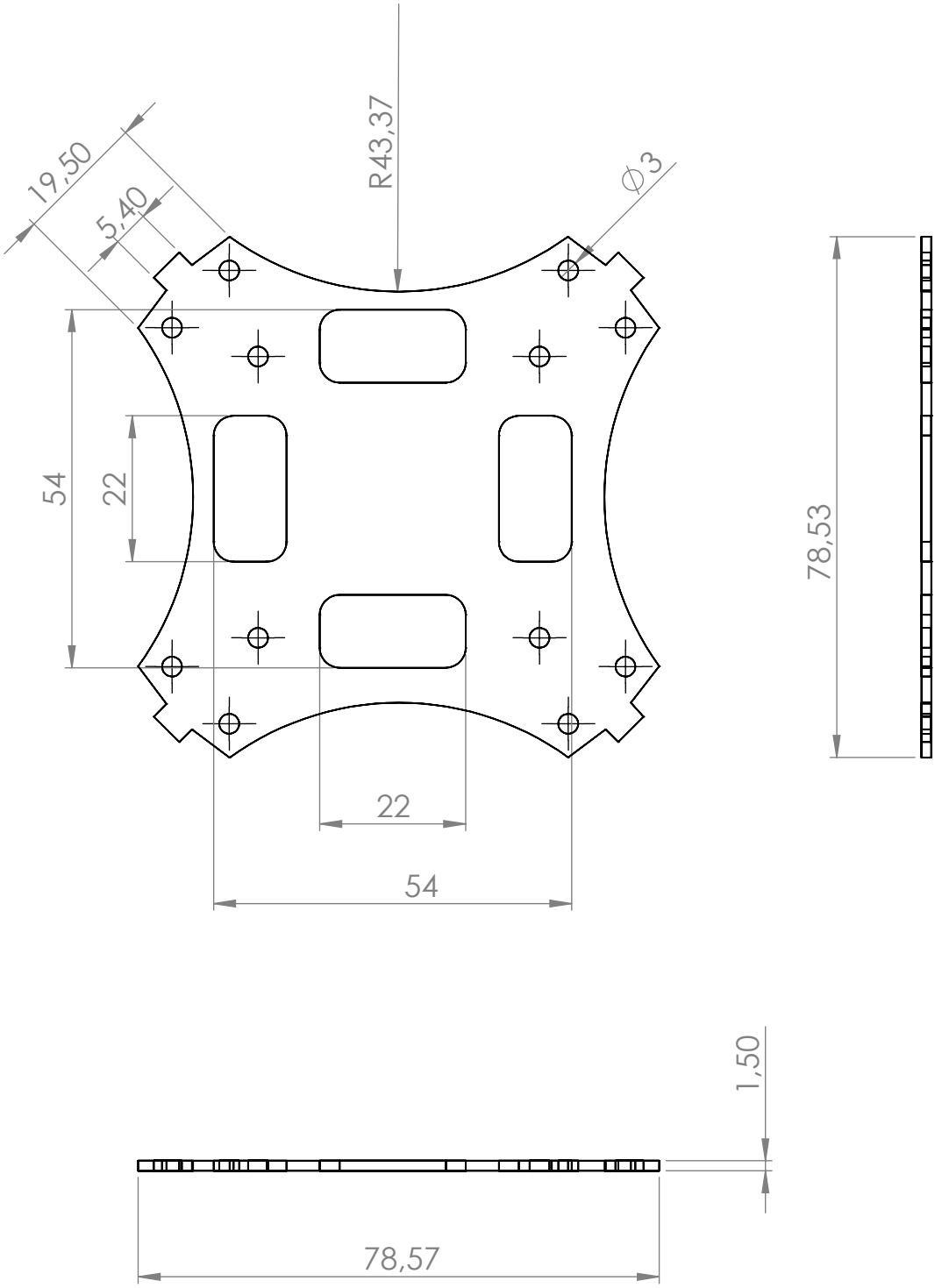



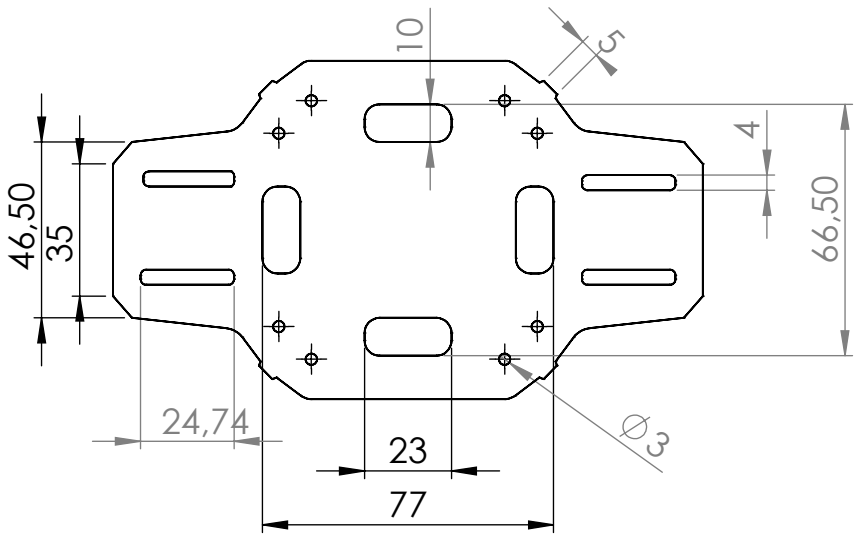
# UNIVERSITE “Dr Yahia FARES” de Médéa

| | | |
|---|---|---|
| **2eme année master mecatronique** | **Arms 330FAW** | **ECH:1/2** |
| **promo: 2019** | **SAHIRI Samir __HALOUI Abdelkader** | |



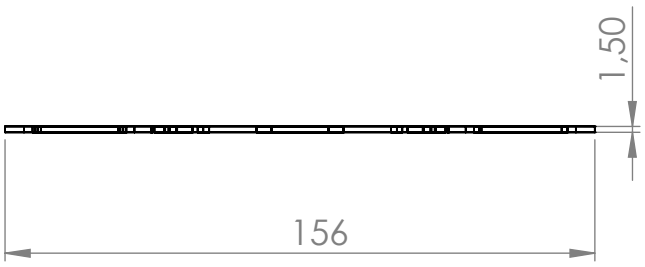

# UNIVERSITE “Dr Yahia FARES” de Médéa

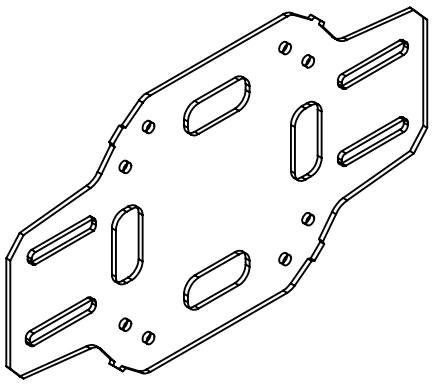
| | | |
|---|---|---|
| **2 eme année master mecatronique** | **Top Board 330FBT** | **ECH:1/2** |
| **promo: 2019** | **SAHIRI Samir __HALOUI Abdelkader** | |





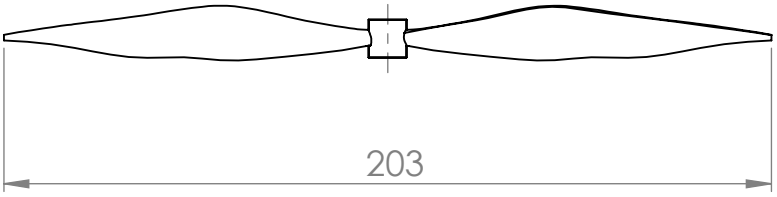


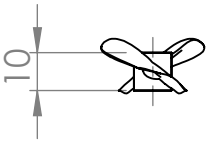


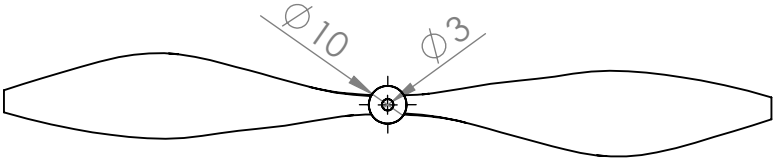



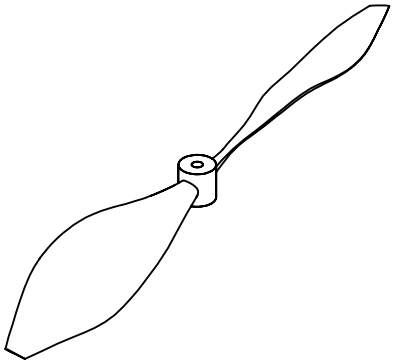
UNIVERSITE “Dr Yahia FARES” de Médéa

| | | |
|---|---|---|
| **2 eme année master mecatronique** | **Bottom Board 330FBB** | **ECH:1/2** |
| **promo: 2019** | **SAHIRI Samir __HALOUI Abdelkader** | |



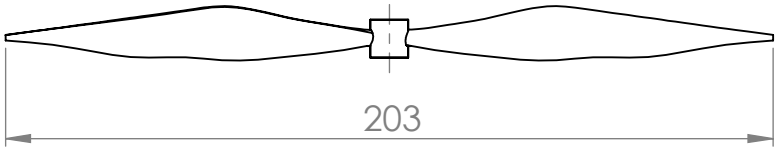



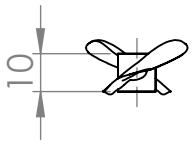



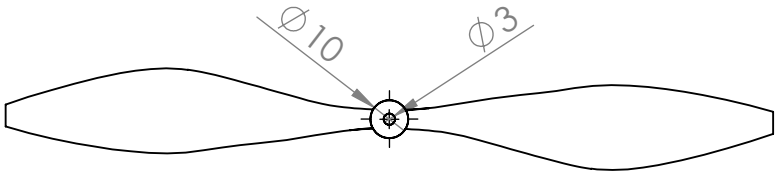



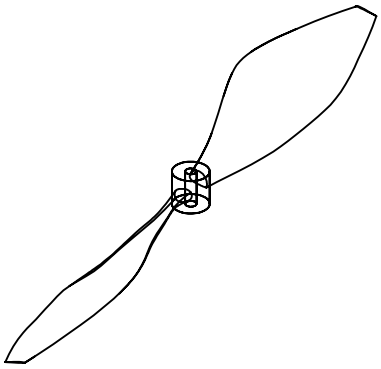
# UNIVERSITE “Dr Yahia FARES” de Médéa

| | | |
|---|---|---|
| **2 eme année master mecatronique** | **helice CW** | **ECH:1/2** |
| **promo: 2019** | **SAHIRI Samir __HALOUI Abdelkader** | |



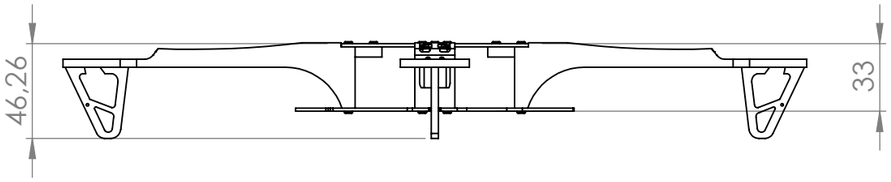



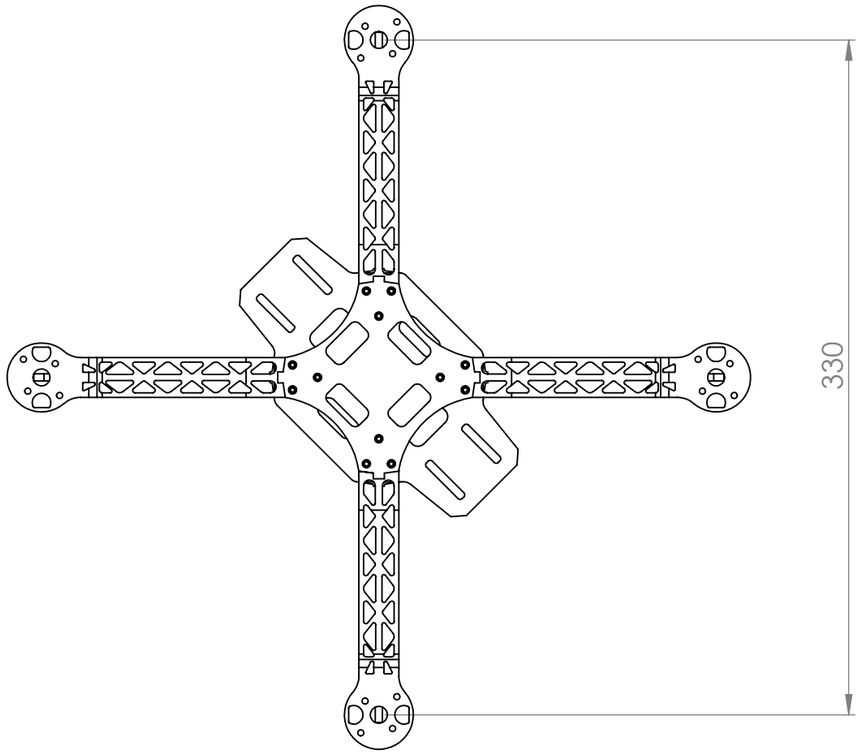



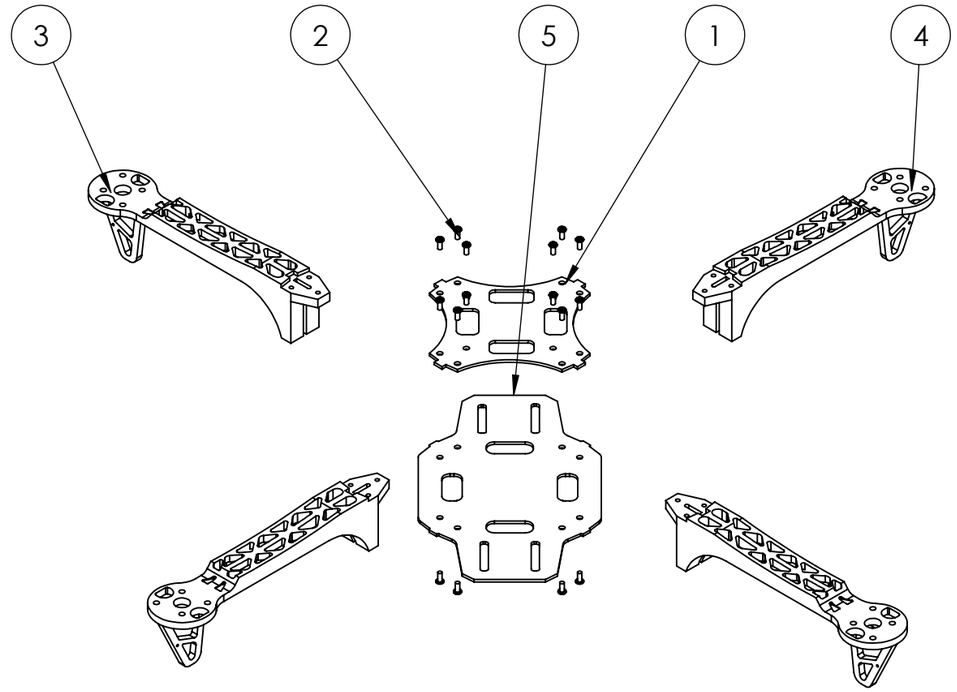



UNIVERSITE “Dr Yahia FARES” de Médéa

| | | |
|---|---|---|
| **2 eme année master mecatronique** | **helice CCW** | **ECH:1/2** |
| **promo: 2019** | **SAHIRI Samir __HALOUI Abdelkader** | |



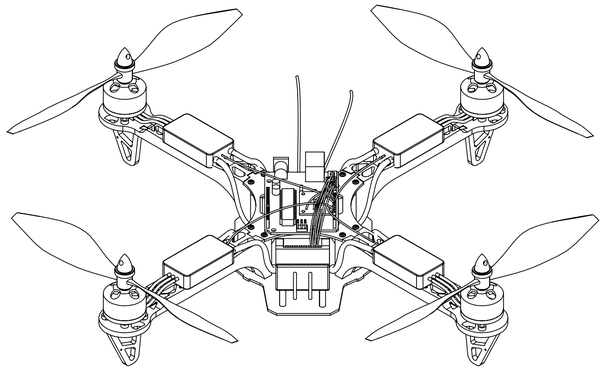



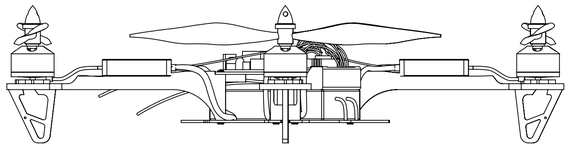



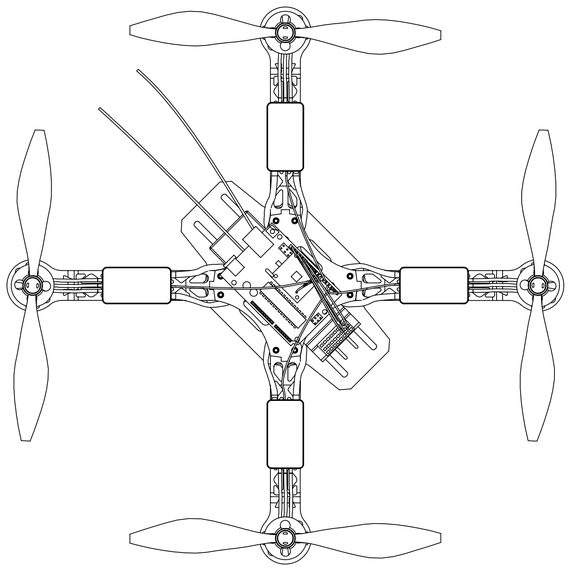

| No. ARTICLE | NUMERO DE PIECE | DESCRIPTION | QTE |
|---|---|---|---|
| 1 | Top Board 330FBT | | 1 |
| 2 | vis | | 20 |
| 3 | white Arms 330FAW | | 2 |
| 4 | red Arms 330FAW | | 2 |
| 5 | Bottom Board 330FBB. | | 1 |

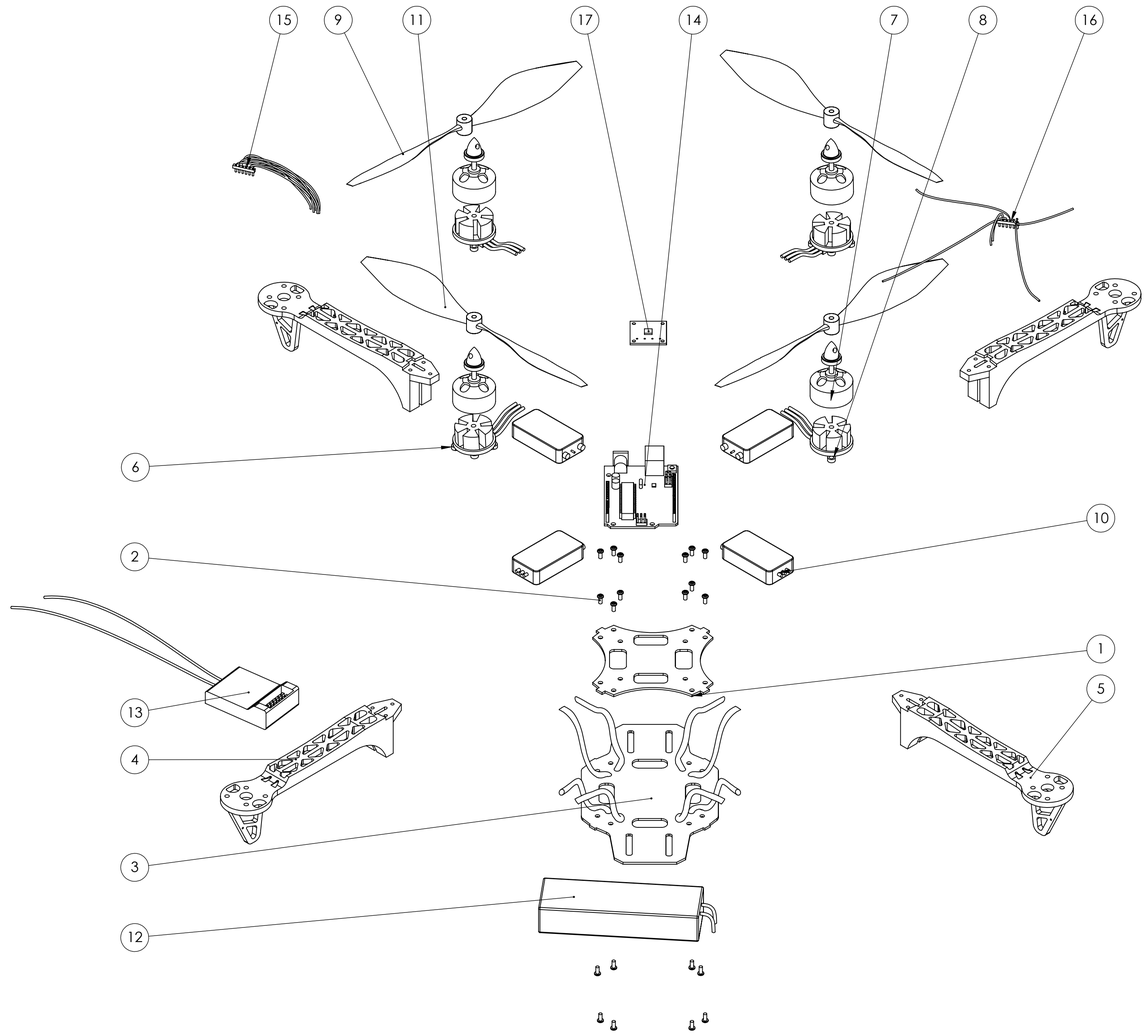
UNIVERSITE “Dr Yahia FARES” de Médéa

| | | |
|---|---|---|
| **2eme année master mecatronique** | **Dessin d'assemblage du cadre** | **ECH:1/3** |
| **promo: 2019** | **SAHIRI Samir __HALOUI Abdelkader** | |










| No. ARTICLE | NUMERO DE PIECE | DESCRIPTION | QTE |
|---|---|---|---|
| 1 | Top Board 330FBT | | 1 |
| 2 | vis | | 20 |
| 3 | Bottom Board 330FBB | | 1 |
| 4 | red Arms 330FAW | | 2 |
| 5 | white Arms 330FAW | | 2 |
| 6 | satateur CW | | 2 |
| 7 | Roteur | | 4 |
| 8 | satateur CCW | | 2 |
| 9 | helice-CCW | | 2 |
| 10 | Esc | | 4 |
| 11 | helice -CW | | 2 |
| 12 | battrie | | 1 |
| 13 | reciver | | 1 |
| 14 | arduino | | 1 |
| 15 | fils 1 | | 1 |
| 16 | fils | | 1 |
| 17 | gyroscope | | 1 |

UNIVERSITE “Dr Yahia FARES” de Médéa

| | | |
|---|---|---|
| **2eme année master mecatronique** | **Vue éclaté** | **ECH:1/2** |
| **promo: 2019** | **SAHIRI Samir __HALOUI Abdelkader** | |