République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieure et de la Recherche Scientifique
Universitaire Yahia FARES de Médéa
Faculté De Technologie
Département de Génie mécanique



Projet de fin d'étude

Pour l'obtention du diplome de Master en mécatronique

filière:Génie éléctromécanique

Thème :

Réalisation et Commende simple d'un Quadcopter

Préparé et Présenté par :

TAKDENTI Ibrahim

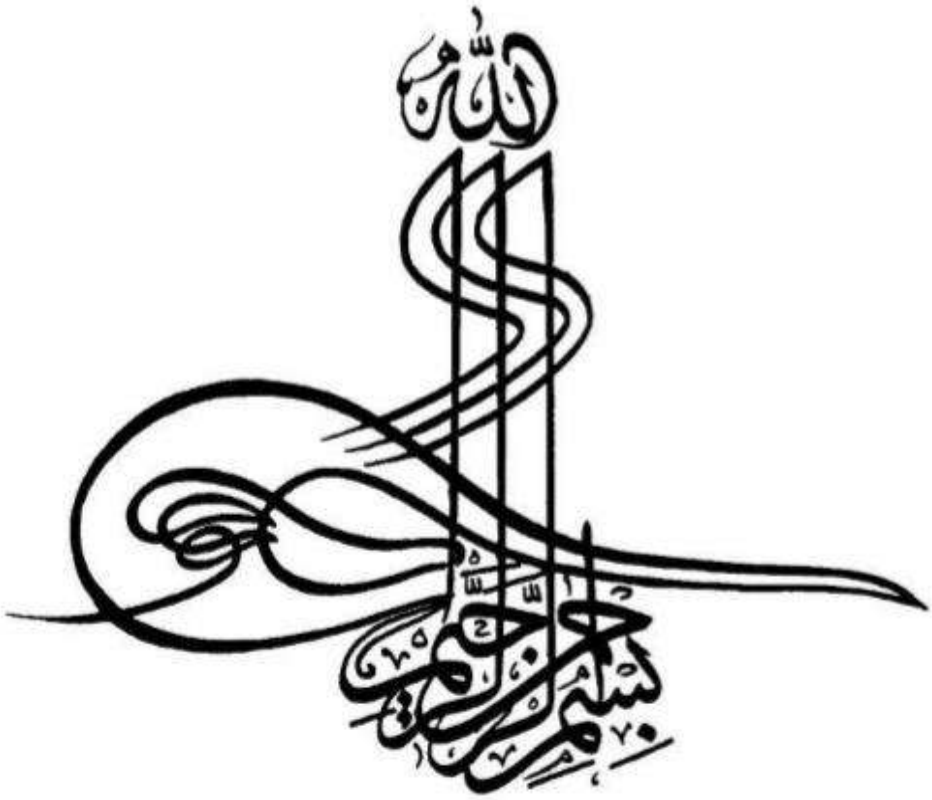
BENMOULOD Abderrahim

Encadré par :

Dr REBHI Ridha

Dr ALLICHE Mounir

Promotion Juin 2020


الله
بسم الله الرحمن الرحيم

Remerciements

Louange à Dieu Créateur des univers, l’Omniscient, Qui m’a donné la force, le courage et l’endurance jusqu'à l’accomplissement de ce travail.

Au terme de ce travail, Nous souhaitons remercier en premier lieu Dr. REBHI Redha et Dr. ALLICHE Mounir pour avoir dirigé notre travail, son encadrement, ses précieux conseils nous ont été d’une aide précieuse.

Un grand merci pour:

- les professeurs de la branche génie mécanique.
- Merci à tous ceux qui ont participé directement ou indirectement aux résultats de ce travail.

Et nous remercions particulièrement Abdessalem Elmohri, Abdessalem Hadjameur, Amine Tassist, Youcef Benyahia, Muhammad Hantabli, Muhammad Tamar et Samir Sahiri

- Enfin, je souhaite remercier ma famille, Celui qui m'a aidé et ce travail ne se serait pas passé sans eux.

Dédicace

C’est avec profonde gratitude et sincères mots,

que nous dédions ce modeste travail de fin d’étude à nos très chers parents; qui ont sacrifié leur vie pour notre réussite et nous ont éclairé le chemin par leurs conseils judicieux. Nous dédions aussi ce travail à nos frères, sœurs et leurs époux. Nos grands-parents. Nos tantes, nos oncles et leurs familles. Nos cousins et cousines. Tous nos adorables amis. Ainsi qu’à toute personne qui nous ont soutenus.

ملخص:

تتمثل مساهمة هذا المشروع في إنشاء التصميم والتحكم الغير خطي لطائرة بدون طيار ذات أجنحة دوارة من نوع كوادكوبتر. هذا الأخير له بنية متناظرة.

وحدة التحكم الغير الخطية المستخدمة هي من نوع PID. الهدف من وحدة التحكم هذه هو تحقيق تتبع نقطة ضبط جيدة للمواضع (x، y، z) وزاويةالانعراج(Ψ)، مع الحفاظ على ثبات زوايا اللف(θ) والتدرج(φ)وأن يتبع كوادكوبتر مسارًا محددًا أو حسب الطلب.

للقيام بذلك، تم إجراء نمذجة رياضية لديناميكيات التحكم في الحركة وتم محاكاة المثال المطروح وتجسيده على الواقع.

الكلمات المفتاحية: كوادكوبتر، التحكم الخطي، الطائرة بدون طيار، رباعي الدفع، PID

Résumé:

La contribution de ce projet consiste à établir la conception et la commande no linéaire pour un drone à voilure tournante de type Quadcopter. Ce dernier possède une structure symétrique.

Le contrôleur no 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 puisse suivre une trajectoire déterminée ou selon la demande.

Pour ce faire, Une modélisation mathématique de la dynamique du contrôle de mouvement a été réalisé et l'exemple présenté est simulé et concrétisé.

Mot clés: Drone, Quadcopter, commande linéaire et PID

Abstract:

The contribution of this project consists in establishing the design and the linear control for a quadcopter type rotary wing drone. The latter has a symmetrical structure.

The no linear controller used is of the PID type. The objective of this controller is to achieve good setpoint tracking of the positions (x, y, z) and the yaw angle, while maintaining the stability of the roll and pitch angles and that the Quadcopter can follow a determined trajectory or as requested.

To do this, we do mathematical modeling of the dynamics of motion control was carried out and the example presented is simulated and made concrete.

Keywords: Drone, Quadcopter, linear control and PID

Table des matières

Introduction générale 1

Chapitre 1 : Généralités sur les drones 5

1.1. Introduction 5

1.2. Les premiers drones opérationnels 5

1.3. Classification des drones 6

1.3.1. Principales catégories (par taille) 6

1.3.2. Les mini et micros drones 6

1.3.3. Les drones tactiques 7

1.3.4. Les drones stratégiques à « haute endurance » 7

1.4.1. Les Quadcopters 8

1.4.2. Les type des Quadcopter 9

1.4.2.1. Quadcopter intérieur 9

1.4.2.2. Quadcopter extérieur 9

1.4.3. Les avantages et les inconvénients des Quadcopter 9

1.4.4. Application d'un drone Quadcopter 10

1.5. Conclusion 11

Chapitre 2 : Technologie du Quad-copter 13

2.1. Introduction 13

2.2. Concept Général 13

2.3. Description des différents composants 14

2.3.1. Le cadre 14

2.3.2. Les circuits imprimés 16

2.3.3. Les moteurs brushless 17

2.3.4. Les contrôleurs des vitesses (ESC) 19

2.3.5. Les hélices 20

2.3.6. L'unité de commande 21

2.3.7. Capteur d'inertie : (Gyroscope et accéléromètre) 24

2.3.8. Communication sans fil 25

2.3.9. L'alimentation a borde (batterie) 26

2.4. Conclusion 27

Chapitre 3 : Modélisation dynamique du Quadcopter 30

3.1. Introduction : 30

3.2. Définition des repères : 30

3.3. Définition du vecteur de position, de force et de moment : 31

3.4. Représentation de l'orientation et matrice de rotation : 32

3.5. Vitesses angulaires 33

3.6. Vitesses linéaires : 34

3.7. Forces et moments principaux 34

3.7.1. Les force 35

3.7.2. Les moments 36

3.7.3. Effet gyroscopique : 37

3.8. Forces et moments non modélisés 38

3.8.1. Battement d'hélice 38

3.8.2. Friction de l'air 38

3.8.3. Effet de sol 38

3.8.4. Instabilité de l'air et vent 38

3.9. Développement du modèle mathématique selon Newton-Euler 38

3.9.1. Equations de mouvement de translation 40

3.9.2. Equations de mouvement de rotation 40

3.9.3. Dynamique du rotor 41

3.10. La représentation d'état du système 42

3.11. Conclusion 43

Chapitre 4 : Conception du Quadcopter 45

4.1. Introduction.....45

4.2. La conception du circuit imprimé (PCB).....45

4.2. La conception du cadre 47

4.3. La conception des hélices 48

4.4. Conception d'assemblage du Quadcopter 49

4.5. La détermination des paramètres géométriques 50

4.6. Conclusion 51

Chapitre 5 : Control du Quadcopter et réalisation 53

5.1. Introduction.....53

5.2. Description des régulateurs.....54

5.3. Caractéristiques des effets des paramètres du régulateur PID 55

5.4. Recommandations de conception du contrôleur PID 56

5.5. Optimisation et Simulation : 56

5.5.1. Les résultats de Simulation.....59

5.6. Conclusion 65

Conclusion général 67

Annexe 1 70

Annexe 2.....71

Annexe 3.....73

Annexe 4.....75

Bibliographie.....**Erreur ! Signet non défini.**

Liste des figures

Figure 1:La forme de mini drone et micro drone....7
Figure 2:La forme de drone tactique à voilure fixe ou tournante....7
Figure 3:La forme des drones MALE et HALE....8
Figure 4: L'appareil no 2 d'Oehmichen Brisse Figure 5: le Quadcopter de Pascal et....8
Figure 6: DDF F182 Quadcopter....9
Figure 7: DDF F182 Quadcopter....9
Figure 8 : Quadcopter"+" et "X"....14
Figure 9 : F450 Frame Kit....15
Figure 10 : Le circuit imprimé....17
Figure 11 : Exemple de situation de commutation....18
Figure 12 : représente le moteur de «A2212/13T 1000KV»....19
Figure 13 : représente la communication et le fonctionnement entre le moteur et l'ESC.....20
Figure 14 : représente le contrôleur électronique de vitesse «HW30A ESC».....20
Figure 15 :l'hélice de «1045 Propeller »....22
Figure 16 : Arduino « Uno R3 ».....23
Figure 17 : interface USB logiciel Arduino....24
Figure 18 : « MPU6050 Gyroscope et accéléromètre».....25
Figure 19 : Radiocommande« FLY SKS FS i6 Channel».....26
Figure 20 : La batterie «HRB»....27
Figure 21 : Les Repères de référence fixe de terrestre et le repère mobile. 31
Figure 22 : Repère $RIetRb$....31
Figure 23 : Définition des axes....32
Figure 24 : représente l'angle d'Euler....37
Figure 25 : représente le schéma électrique du Quadcopter.....45
Figure 26 : Le circuit électrique (EAGLE) 46
Figure 27 : Le schéma Apre l'impression sur la plaque....46
Figure 28 : l'êta final de PCB....47
Figure 29 : L'Arm F450 arms Red Figure 30 : L'Arm F450 arms White....47
Figure 31 : Le Bottom Board F450 with Integrated PCB et Le Top Board F450 48
Figure 32 : représente les composants du cadre assemble. 48
Figure 33 : L'hélice CCW Figure 34 : L'hélice CW....49
Figure 35 : représente les hélices CW et CCW. 49
Figure 36 : représente l'assemblage du Quadcopter. 49

Figure 37 : représente la méthode de détermination des moments d'inertie par SolidWorks. 50
Figure 38 : Algorithme de contrôle PID classique.....53
Figure 39 : Schéma fonctionnel d'un processus réglé par un PID classique.....55
Figure 40 : schéma Simulink du régulateur PID.....57
Figure 41 : Modèle Simulink complet et système de contrôle pour quadcopter dans Matlab.....58
Figure 42 : Modèle Simulink complet et système de contrôle pour quadcopter dans Matlab.....58
Figure 43: représente les variations des vitesses angulaires en fonction du temps.....59
Figure 44 : représente les variations des déplacements linéaires en fonction du temps.....59
Figure 45 : représente les variations des déplacements angulaires en fonction du temps.....59
Figure 46 : représente les variations des vitesses angulaires en fonction du temps. 60
Figure 47 : représente les variations des déplacements linéaires en fonction du temps.....60
Figure 48 : représente les variations des déplacements angulaires en fonction du temps.....60
Figure 49 : représente les variations des vitesses angulaires en fonction du temps. 61
Figure 50 : représente les variations des déplacements linéaires en fonction du temps.....61
Figure 51 : représente les variations des déplacements angulaires en fonction du temps.....61
Figure 52 : représente les variations des vitesses angulaires en fonction du temps. 62
Figure 53 : représente les variations des déplacements linéaires en fonction du temps.....62
Figure 54: représente les variations des déplacements angulaires en fonction du temps.....62
Figure 55 : représente les variations des vitesses angulaires en fonction du temps. 63
Figure 56 : représente les variations des déplacements linéaires en fonction du temps.....63
Figure 57 : représente les variations des déplacements angulaires en fonction du temps.....63
Figure 58 : représente les variations des vitesses angulaires en fonction du temps. 64
Figure 59 : représente les variations des déplacements linéaires en fonction du temps.....64
Figure 60 : représente les variations des déplacements angulaires en fonction du temps.....64
Figure 61 : Le schéma final de PCB.....70
Figure 62 : schéma bloc Quadrotor Dynamique.....71
Figure 63:schéma bloc Subsystem.....72
Figure 64 : Outil de stabilité.....73
Figure 65 : Deux photos expliquant le design 73
Figure 66 :l'Outil de stabilité avec le drone 74

Liste des tableaux

Tableau 1: Paramètres mécanique et électrique du modèle du quadcopter. 43
Tableau 2 : représente les Paramètres utilisées pour le modèle du Quadcopter. 51
Tableau 3 : représente le principal objectif des paramètres PID. 56

Liste des abréviations, notations et symboles

F_i : Les forces de poussée avec i=1,…,4.

F_t: La traînée selon les axes (x, y, z).

T_i: La traînée dans les hélices avec i=1,…,4.

P : La puissance en (W).

r : Le diamètre de l'hélice (m).

p: La masse volumique du l'air (1,225 kg/m3 à 15 °C).

ω_i: Les vitesses angulaires des moteurs avec i=1,…,4. (rd/s).

C_p : Le coefficient de la puissance.

C_t : Le coefficient de la poussée.

b : est le coefficient de pousse modifie.

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).

μ : Le rendement (%).

R : la matrice de rotation.

k_p: est le coefficient de portance.

k_d: est le coefficient de traînée.

K_{ft}: Le coefficient de force de traînée de translation.

v : La vitesse linéaire.

d: la distance entre le centre de masse du quadcopter et l'axe de rotation du rotor.

J_r: L'inertie des rotors.

J : l'inertie du système.

$\boldsymbol{O_I}$: L'origine du repère inertiel

$\{\boldsymbol{X_I}, \boldsymbol{Y_I}, \boldsymbol{Z_I}\}$: Coordonnées liées au repère inertiel.

$\boldsymbol{O_b}$: L'origine du repère mobile.

$\{\boldsymbol{X_b}, \boldsymbol{Y_b}, \boldsymbol{Z_b}\}$: Coordonnées liées au repère mobile.

$\boldsymbol{\eta} = [\boldsymbol{x} \,.\, \boldsymbol{y} \,.\, \boldsymbol{z}]^{\boldsymbol{T}}$: Vecteur position qui exprime la position du quadri-rotor dans le repère fixe.

$\dot{\boldsymbol{\eta}} = [\dot{\boldsymbol{x}} \,.\, \dot{\boldsymbol{y}} \,.\, \dot{\boldsymbol{z}}]^{\boldsymbol{T}}$: Vecteur vitesse linéaire exprimé dans le repère fixe.

$\boldsymbol{v} = [\boldsymbol{\mathcal{U}}, \boldsymbol{\mathcal{V}}, \boldsymbol{\mathcal{W}}]^{\boldsymbol{T}}$: Vecteur vitesse linéaire exprimé dans le repère du mobile.

$\boldsymbol{F} = \left[\boldsymbol{f_x f_y f_z}\right]^{\boldsymbol{T}}$: Les forces appliquées au centre du quadri-rotor exprimées dans le repère mobile.

$\boldsymbol{M} = \left[\boldsymbol{\tau_\varphi \tau_\theta \tau_\psi}\right]^{\boldsymbol{T}}$: Les moments appliqués au centre du quadri-rotor exprimés dans le repère mobile.

m : La masse totale du quadcopter en (kg).

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: Matrice d'inertie symétrique.

Ω : La vitesse angulaire exprimée dans le repère inertiel « fixe».

R : La matrice de rotation.

$\wedge$: Le produit vectoriel.

$S(\Omega)$: la matrice antisymétrique.

F_f: est la force totale générée par les quatre rotors.

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

$F_{ftx}, F_{fty}, F_{ftz}$ Les coefficients de traînée de translation.

F_g : force de gravité.

M_f: moment provoqué.

M_a: moment résultant des frottements aérodynamiques

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

V: la tension d'entrée du moteur.

K_e, K_m: représentent respectivement les constantes des couples électrique et mécanique.

K_r: la constante du couple de charge.

r, l: La résistance du moteur et l'inductance.

C_s: représente le frottement sec.

e : l'erreur.

K_p : Le gain proportionnel.

K_d: Le gain dérivé.

K_i: Le gain intégral.

M_i: Moteur électrique.

u(t) : L'entré de commande.

$\ddot{x}$: L'accélération linéaire sur l'axe X en (m/s2).

$\ddot{y}$: L'accélération linéaire sur l'axe Y en (m/s2).

$\ddot{z}$: L'accélération linéaire sur l'axe Z en (m/s2).

Θ:vecteur les angles d'Euler.

ω : La vitesse angulaire (rd/s).

φ : Rotation autour de l'axe x ; angle de roulis

$\ddot{\varphi}$: L'accélération angulaire sur l'axe X en (rd/s²).

θ : Rotationautour l'axe y ; angle de lacet

$\ddot{\theta}$: L'accélération angulaire sur l'axe Y en (rd/s²).

ψ : Rotation autour l'axe z ; angle de tangage

$\ddot{\psi}$: L'accélération angulaire sur l'axe Z en (rd/s²).

UAV : Unmanned Aerial Vehicle

MALE : Medium Altitude Long Endurance

HALE : High Altitude Long Endurance

TUAV : Tactical Unmanned Air Vehicle

RC : Remote Contrôle

PCB : printed circuit board

RES : resistance

AC : Alternating Current

DC : Direct Current

ESC : Electronic Speed Controller

IMU : Inertial Measurement Unit

LED : Light Emitting Diode

P : Proportionnel

PI : Proportionnel Intégrale

PID : Proportionnel Intégrale Dérivée

PWM : Pulse Width Modulation

USB :Universal Serial Bus

MPU : memory protection unit

LiPo :Lithium Polymère

PCM : Protection Circuit Module

DDL : degrés de liberté

LQ : linéaire quadratique

Introduction générale

Introduction générale

Les drones où UAV (Unmanned Aerial Vehicles) sont des engins volants sans pilote capables de mener à bien une mission de façon semi autonome ou en mode téléguidé.

Leur utilisation est d'abord militaire pour des missions de reconnaissances ou de survellance.

En effet, ils sont bien adaptés pour la réalisation des missions qui mettraient potentiellement un équipage en danger ou qui nécessitent une permanence sur une zone. Des application sciviles font leur apparition comme la surveillance du trafic autoroutier ,la prévention des feux de forêts, la récolte de données météorologiques ou bien encore l'inspection d'ouvrages d'art.

Le développement de plates-formes robotiques volantes connaît un essor

croissant depuis quelques années en raison de laminiaturisation 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.

Quelle que soit la méthode utilisée pour obtenir un modèle mathématique d'un système physique ,il existe toujours un compromis entre la simplicité du modèle et son aptitude à décrire l'ensemble des phénomnes qui le caractérise. Ces écarts entre le modèle et le système réel sont souvent modélisés par des grandeurs d'erreurs (erreur d'entrée, erreur de sortie, erreur sur l'état, erreur de modèle).

On peut ajouter à cela la nécessité d'avoir un modèle linéaire du système pour pouvoir appliquer la plupart des méthodes de commande, la linéarisation se faisant généralement autour d'un point de fonctionnement du processus physique. Ce modèle n'est donc valide que dans le voisinage de ce point.

Le second type de phénomènes perturbateurs vient du fait que le système est soumis à des perturbations extérieures qui généralement ne sont pas prise en compte lors de la modélisation. En aéronautique, elles peuvent provenir du vent ou des turbulences atmosphériques.

Nous pouvons donc conclure que dans le meilleur des cas, il est seulement possible d'obtenir un modèle décrivant au mieux le comportement du système, ce qui nécessite une stabilisation robuste. En effet, un correcteur synthétisé sur le modèle linéarisé devra non seulement stabiliser le modèle mais aussi le système physique, incluant les phénomènes négligés, les erreurs de modèles et les perturbations extérieures aux quelles il pourrait être soumis. Dans certains cas, on désire enplus conserver certaines spécifications faites sur les performances (temps de réponse, rapidité, découplage...),on parle alors der obustesse des performances. Pour arriver à ces fins, la méthode qui est généralement adoptée est de représenter le système physique par un ensemble de modèles, appelé classe,tel que le système réel soit un élément de cet ensemble. Un correcteur qui stabilise cette classe stabilisera donc le système physique. L'automatique l'un des domaines les plus récent et efficace dans cet autonomie a permi l'élaboration de lois de commande performantes pour les systèmes.L'application de certaines de ces méthodes à des procèdes réels a montré leur efficacité, ces étude ont fait l'objet de nombreux travaux derecherche.

Par ailleurs, les systèmes à commander devenant de plus en plus complexes, les lois de commande deviennent elles mêmes complexes et par fois difficiles à mettre en œuvre. En outre, l'obtention d'un modèle précis du procédé devient nécessaire. L'automaticien est alors confronté à un problème de choix pour la construction de lois de commande. [1]

But de l'étude

Etude, Commende simple et réalisation d'un drone

Contenu de la thèse

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

Dans **le 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 de PCB par EAGLEet fait la conception des pièces mécanique par SolidWorks et détermine les déférents paramètres géométriques et les déférents paramètres dynamiques.

Dans **le cinquième chapitre** nous avons fait la 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.

En fin de compte, la conception du modèle réelle.

Chapitre I
Généralité sur les drones

Chapitre 1

Généralités sur les drones

1.1. Introduction

La recherche dans le domaine des drones exige des contributions de différentes disciplines y compris l'aéronautique, l'électronique, le traitement du signal, la commande automatique, l'informatique, la mécanique et les capteurs, et même le domaine de la biologie dans les travaux de recherche sur les nano drones.

1.2. Les premiers drones opérationnels

C'est lors de la Seconde Guerre mondiale, devant les importantes pertes de l'aviation d'observation de chacun des antagonistes, que l'idée de développer des engins d'observation sans équipage (ni pilote ni observateur), en vue d'applications opérationnelles, a vu le jour. Toutefois, la sensibilité au brouillage de leurs systèmes de guidage rendait leur emploi difficile, voire impossible. L'arrivée de l'informatique dans les années 1960 a alors permis d'envisager des engins autonomes, capables d'opérer au-dessus d'une zone donnée afin d'y recueillir de précieuses informations. C'est à cette époque que sont apparus en France les premiers drones européens, tel le R20 développé par la société Nord-Aviation et dérivé de l'engin cible CT20 utilisé comme cible pour les avions de chasse ou les missiles. Destiné à la surveillance des champs de bataille, ce drone de reconnaissance R20, opérationnel de 1966 à 1976, est muni d'un programme de vol interne, ce qui le rend insensible aux brouillages.

Depuis cette époque, les progrès considérables réalisés dans des domaines tels que l'informatisation, la robotique, l'optronique, l'imagerie radar ou encore la transmission de données ont permis d'étendre l'utilisation des drones à des missions de plus en plus diversifiées. De plus, le concept de conflit « zéro mort », d'origine américaine – en réalité le souhait d'une stricte limitation des pertes humaines –, ne peut qu'amplifier l'emploi de ces engins. Les drones sont des aéronefs capables de voler et d'effectuer une mission sans présence humaine à bord. D'origine anglaise, le mot «drone», qui signifie «bourdon», ou « faux-bourdon » est communément employé en Français en référence au bruit que font certains d'entre eux en volant, le terme est employé pour désigner des véhicules aériens, terrestres, de surface ou sous-marins, alors que la classification anglo-saxonne distingue chaque type d'appareil.

Un drone ou UAV (UnmannedAerialVehicles) est défini comme un robot volant sans pilote. Il peut être contrôlé à distance depuis le sol ou complètement autonome. La taille d'un drone aérien peut aller de quelques centimètres pour les modèles miniatures à plusieurs mètres pour les drones spécialisés (surveillance, renseignement, combat, transport, loisirs). L'autonomie en vol va de quelques minutes à plus de 40 heures pour les drones de longue endurance. [2]

1.3. Classification des drones

1.3.1. Principales catégories (par taille)

Il n'existe pas une façon unique de classer les drones car ils peuvent être classés selon plusieurs critères : autonomie, portée, altitude, mission, système de contrôle, etc. Cependant, pour des raisons de sécurité dans l'espace aérien national, plusieurs pays se sont penchés sur la classification de ces drones. La famille des drones est classifiée par taille comme suit :

- Les mini et micros drones ;
- Les drones tactiques, lents ou rapides, (à voilure fixe ou tournante) appelés TUAV (TacticalUnmanned Air Vehicle)
    - les drones de combat, encore appelés UCAV (Unmanned Combat Air Vehicle)
- Les drones stratégiques à « haute endurance » :
    - les drones volant à moyenne altitude et de grande autonomie appelés MALE (Medium Altitude Long Endurance)
    - les drones volant à haute altitude et de grande autonomie appelés HALE (High Altitude Long Endurance)

1.3.2. Les mini et micros drones

Le mini drone est parfait pour débuter dans l'apprentissage du pilotage d'un véritable drone ;Petit, léger, facilement transportable et pratiquement incassable, le mini-drone est le l'idéalpour s'entraîner dans des conditions réelles de vol. [3]

Les micro-drones, dont les dimensions sont inférieures à 15 cm, pèsent environ 50 grammes, pour une vitesse de croisière de l'ordre de 50 Km/h, une autonomie d'une vingtaine de minutes et un rayon d'action d'une dizaine de kilomètres.

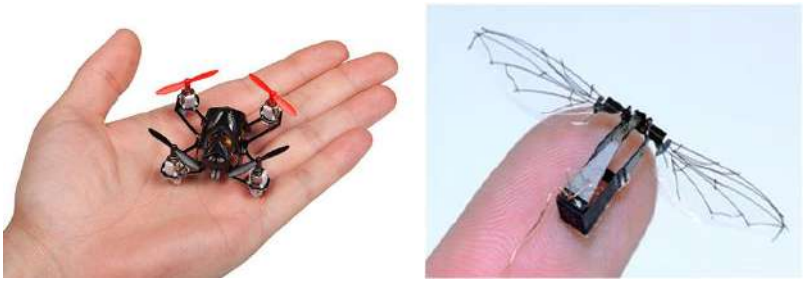


Figure 1.1 :La forme de mini drone et micro drone

1.3.3. Les drones tactiques

Ayant un rayon d'action jusqu'à plus de cent kilomètres, leur poids peut largement dépasser la tonne. Ils nécessitent une empreinte logistique importante et parfois des installations aménagées. Leur endurance peut atteindre 8 heures et leurs charges utiles multifonctionnelles.

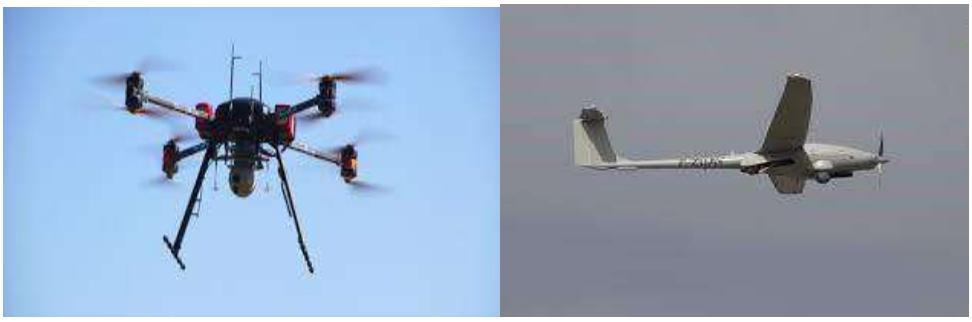


Figure 1.2:La forme de drone tactique à voilure fixe ou tournante

L'emploi de drones à hautes performances, spécifiquement conçus pour le combat, est envisagé au sein de véritables systèmes de combat mixtes, aux côtés des aéronefs de combat pilotés.

1.3.4. Les drones stratégiques à « haute endurance »

Les drones MALE (Moyenne Altitude Longue Endurance)

L'altitude de vol est, pour cette catégorie, comprise entre 5000 et 12000 mètres, ce qui permet de parcourir jusqu'à 1000 km, à des vitesses relativement faibles, de 220 à 360 km/h (induites par des moteurs à pistons ou des turbopropulseurs). La masse peut cette fois atteindre 3,5 tonnes, et l'envergure est généralement comprise entre 10 et 20 mètres).

Les drones HALE (Haute Altitude Longue Endurance)

On atteint dans cette catégorie les dimensions d'un avion civil (Airbus A320 par exemple) pour des autonomies de plusieurs milliers de kilomètres (10 000 km et plus)

parcourues en volant largement au-dessus des trafics aériens courants, tant civils que militaires (jusqu'à 20000 m d'altitude). Les moteurs sont cette fois des turboréacteurs.



Figure 1.3:La forme des drones MALE et HALE

- Dans cette étude on s'intéresse à un seul type des drones appelé le Quadcopter

1.4.1. Les Quadcopters

Le Quadcopter est un système sous actionne (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.

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

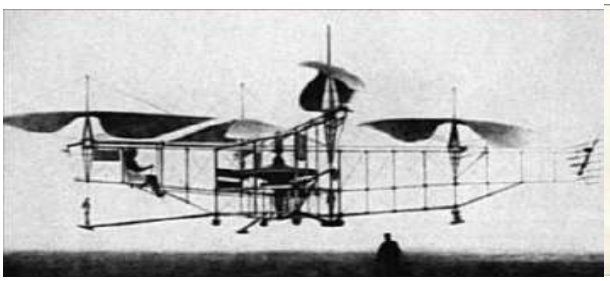


Figure 1.4: L'appareil no 2 d'Oehmichen Brisse Tirée de Pascal Brisset et Antoine Drouin

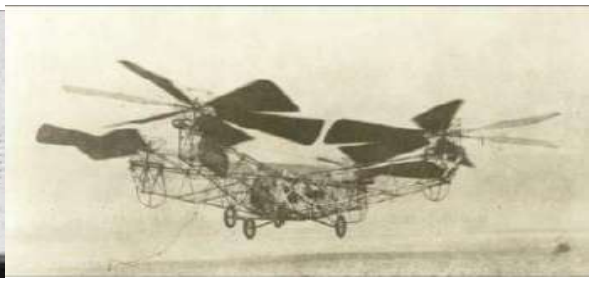


Figure 1.5: le Quadcopter de Pascal et bothezat

Plus tard en1956, un Quadcopter appelé, en anglais, "Convertawings Model A" a été conçu à la fois pour l'usage militaire et civil. Le projet a pris fin en raison principalement de l'absence de la demande pour les avions. De nos jours, il y a un projet appelé " Bell Boeing Quad Tilt rotor", développé par Bell et Boeing en tant que candidat au programme de l'armée américaine "Joint Heavy Lift programme", ayant quatre rotors il devrait être capable

d'emporter 25 tonnes à 450 km/h sur une distance de 460 km, et atterrir verticalement comme un hélicoptère. [4]

1.4.2. Les types de Quadcopter

Il existe généralement deux types de Quadcopters qui sont :

1.4.2.1. Quadcopter intérieur

C'est un Quadcopter équipé par un protecteur 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. Le Quadcopter intérieur ne peut pas utiliser le GPS pour le positionnement absolu.

Le meilleur exemple pour un Quadcopter en intérieur est DDF F182 est présenté dans la figure ci-dessous :



Figure 1.6: DDF F182 Quadcopter.

1.4.2.2. 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 ci-dessous: [5]



Figure 1.7: DDF F182 Quadcopter.

1.4.3. Les avantages et les inconvénients des Quadcopters

Parmi les avantages du Quadcopter, on peut citer : la rapidité de livraison en cas d'urgence, cette livraison d'extrême rapiditérepresente un grand avantage pour le client (que ce soit pour le travail ou bien pour le loisir…)

De plus, le drone aérien est une machine aéronautique beaucoup moins complexe que les avions ou les hélicoptères. En effet, pour faire avancer un avion, les ailes doivent être contrôlées par un pilote, et pour contrôler un hélicoptère il faut changer l'inclinaison des hélices ou la vitesse de ces dernières. Alors que les drones regroupent les meilleures parties des avions et des hélicoptères. En effet, il y'a plusieurs moteurs et d'hélices qui permettent au drone de se déplacer juste en changeant la vitesse de la rotation des moteurs. Le drone est aussi composé d'une partie mécanique simple qui fait de lui un objet avec une simplicité de construction.

Enfin, notons aussi l'avantage écologique du drone car le drone distributeur utilise l'électricité pour avancer. [6]

Parmi les inconvénients du Quadcopter on peut citer : l'autonomie du drone qui est très faible. En effet, le drone ne peut se déplacer que sur environ 16 kilomètres avant qu'il n'ai besoin d'être rechargé, aussi la saturation d'espace dans l'air. Imaginons que toutes les compagnies utilisent ce concept, l'espace aérien serait donc saturé.

1.4.4. Application d'un drone Quadcopter

Par ses capacités à rester en vol stationnaire ou à évoluer selon des trajectoires complexes, le drone multirotors devient un outil privilégié utilisé par :

- **Les réalisateurs et photographes, les journalistes** pour des prises de vue aériennes inédites (photographie d'art, documentaires, films, etc...)
- **Les services de secours** (police, sapeurs-pompiers et gendarmerie, etc…) afin de prendre des informations stratégiques sur des interventions en hauteur et délicates (exemples : feu de toiture, victime d'avalanche, etc...)
- **Les topographes, géomètres, archéologues**, et tous les corps de métiers nécessitant une prise de vue en hauteur sur un site.

1.5. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons décrit les drones et leurs principales classifications selon leur taille, et leur voilure. Puis nous avons abordé les différentesconfigurations.

Enfin la constitution d'un drone miniature et les contraintes associées ont été présentées. La modélisation du Quadcopter et la représentation d'état associe feront l'objet du chapitre suivant.

Chapitre II:
Technologie du Quadcopter

Chapitre 2

Technologie du Quadcopter

2.1. Introduction

Les appareils de type atterrissage et décollage vertical (VOL) UAV comme le Quadcopter présentent plusieurs avantages sur les avions à voilure fixe, ils peuvent se déplace dans n'importe quelle direction et sont capables de planer et voler à des vitesses faibles, en outre la capacité des 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 constituentle Quadcopter et le principe de fonctionnement et les critères de choix. [5]

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 Quadcopteret ainsi justifier les décisions et les équipements choisis pour atteindre ce but. Les spécifications pour notre prototype de Quadcopter sont les suivantes :

- La masse globale est égale à 0.790 kg pour le F450.
- L'autonomie de vol entre 15 et 30 minutes, cette dernière dépend essentiellement de la charge des batteries ;Si on veut augmenter la durée de vol il faut utiliser des batteries plus chères.
- Aptitude à 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 coincer l'appareil et provoquer un accident.

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, car il est difficile dans l'espace tridimensionnel de 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, à l'image d'un «squelette» des êtres humains.

2.3.1.1. Les types des cadres

Les types de 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):

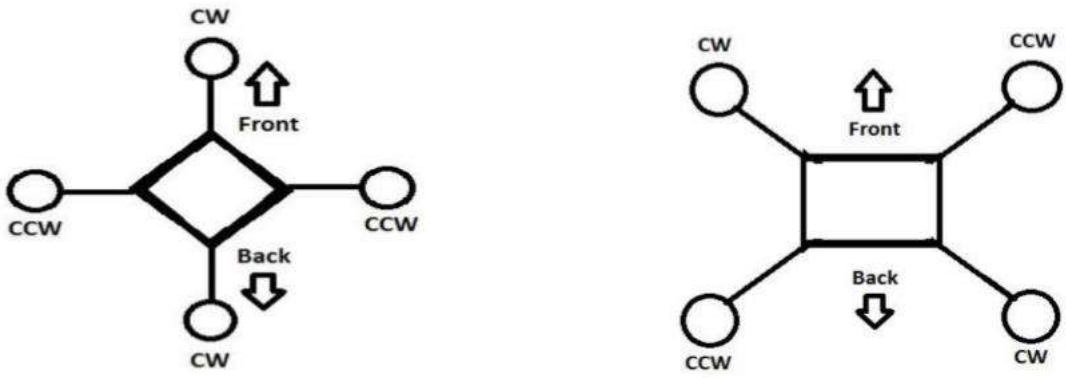


Figure 2.1 : Quadcopter"+" et "X"

La différence essentielle entre les deux types est: [5]

- 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×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 qu'on obtient 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 bois; le plastique ; la fibre de carbone....) pour minimiser le poids et augmenter la rigidité et la stabilité.

➢ Nous avons le modèle «F450 Frame Kit» qui est présenté dans la Figure (2.2):



Figure 2.2 : F450 Frame Kit.

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

- Un poids de 295g.

- Unelongueur diagonale de(450) mm et une hauteur de (55) mm.

- Quatre bras croisés supportent le moteur et les contrôleurs électroniques de vitesses (ESC), cette partie a été conçue pour être légere et solide.

- Capacité à supporterune batterie de 3S ou 4S.

- Le support du moteur permet un remontage facile de ce dernier

- 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 offre une protection supplémentaire aux composants, ce détail peut se révéler particulièrement 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 circuits imprimés

Un circuit imprimé ou PCB (PrintedCircuit Board) est un support, en général une plaque, permettant de maintenir et de relier électriquement un ensemble de composants électroniques entre eux, dans le but de réaliser un circuit électronique complexe. On le désigne aussi par le terme de carte électronique.

Il est constitué d'un assemblage d'une ou plusieurs fines couches de cuivre séparées par un matériau isolant. Les couches de cuivre sont gravées par un procédé chimique pour obtenir un ensemble de pistes, terminées par des pastilles. Le circuit imprimé est souvent recouvert d'une couche de vernis coloré qui protège les pistes de l'oxydation et d'éventuels courts-circuits.

Les pistes relient électriquement différentes zones du circuit imprimé. Les pastilles, une fois perforées, établissent une liaison électrique, soit entre les composants soudés à travers le circuit imprimé, soit entre les différentes couches de cuivre. Dans certains cas, des pastilles non perforées servent à souder des composants montés en surface. [7]

- Notrecircuit imprimé est présenté dans la Figure (2.3):

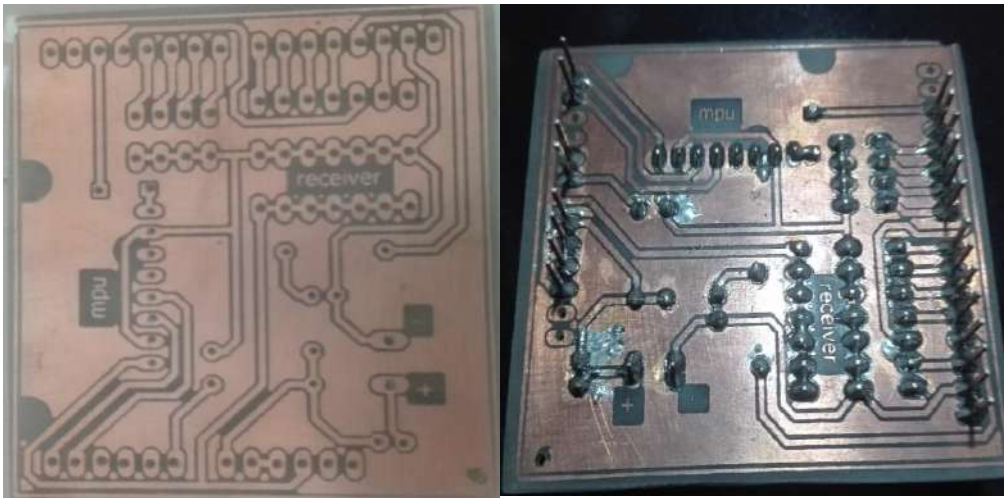


Figure 2.3 : Le circuit imprimé

2.3.3. Les moteurs brushless

Le moteur « brushless », moteur sans balais, tire son nom par opposition au moteur à courant continu qui dispose de bobinages sur le rotor et nécessite un collecteur pour alimenter ces bobinages. Ce collecteur est un point faible du moteur à courant continu : pertes énergétiques (mécaniques et électriques), usure, étincelles, etc.

La machine synchrone, incapable de démarrer seule sur une source de courant alternative, est depuis longtemps utilisée uniquement comme génératrice. Avec l'apparition d'onduleurs à fréquence variable, elle est désormais utilisée comme moteur. Sa proximité de comportement et de fonctionnement (en remplaçant la commutation par collecteur par une commutation électronique) avec le moteur à courant continu conduisent à l'appeler « moteur à courant continu sans balais » : Brushless.

Les moteurs brushless ont beaucoup d'avantages par rapport aux moteurs à courant continu : l'absence de balais conduit à de meilleures performances énergétiques et une meilleure fiabilité. Les bobinages étant sur le stator, l'évacuation de la chaleur est plus facile et l'inertie est réduite (les bobinages de cuivre sur le rotor des moteurs à courant continus sont très lourds), ce qui améliore encore les performances énergétiques dans les applications nécessitant des accélérations et décélérations. Le rapport poids/puissance est meilleur et le coût des commandes électroniques triphasées est désormais inférieur au coût d'un collecteur. Pour les applications pointues, la commande de machine synchrone permet de contrôler précisément le champ magnétique dans la machine, et ainsi le couple généré, bien mieux que sur un moteur à courant continu. Aussi, le moteur brushless remplace progressivement le

moteur à courant continu dans certains champs d'application, en particulier lorsque la masse ou la vitesse de rotation sont des critères importantes.

2.3.3.1 Fonctionnement

Le moteur brushless fonctionne à partir de trois sources de tensions variables, fournies par un onduleur, et permettant de générer un champ magnétique tournant. Le rotor, généralement équipé d'un aimant permanent, tend à suivre le champ magnétique tournant. La figure (2.4) montre l'architecture du moteur et de son onduleur. [8]

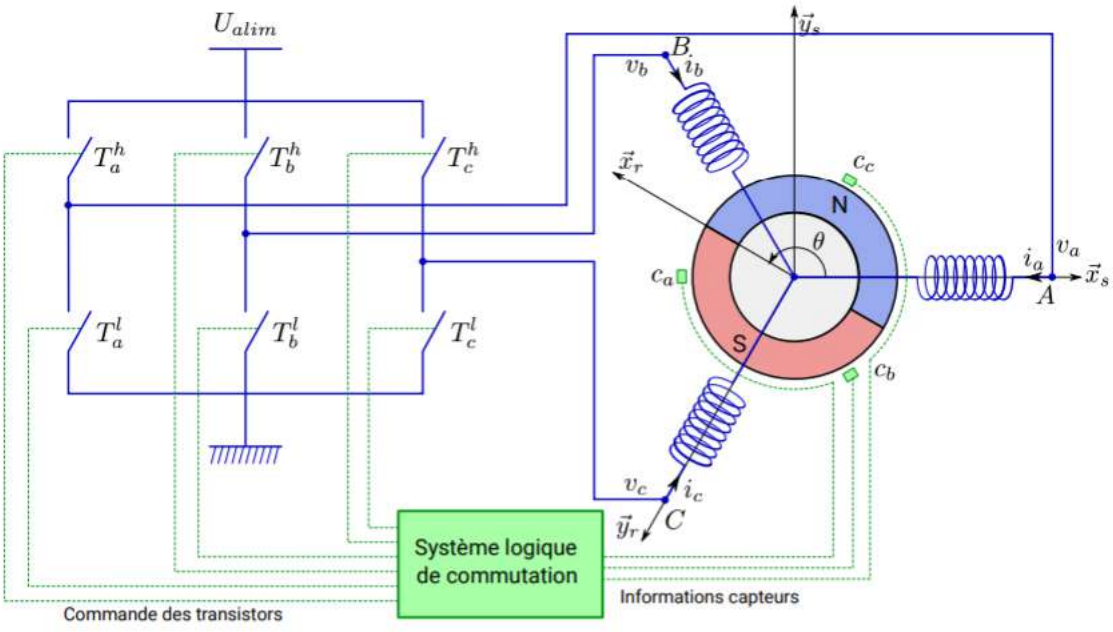


Figure 2.4 : Exemple de situation de commutation

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

- La diminution du 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 un plus grand rendement.

- Puissante 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. [5]

- Le moteur choisi dans notre étude est le «A2212/13T 1000KV» qui est présenté dans la Figure (2.5):



Figure 2.5 : représente le moteur de «A2212/13T 1000KV»

Ce moteur a une puissance de 150 watts et est 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 lui.

2.3.4. 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 qui fait le control 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 en sera pas 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 » [9].

On donne un schéma fonctionnel qui représente la communication entre le moteur et le ESC dans la Figure (2.6) :

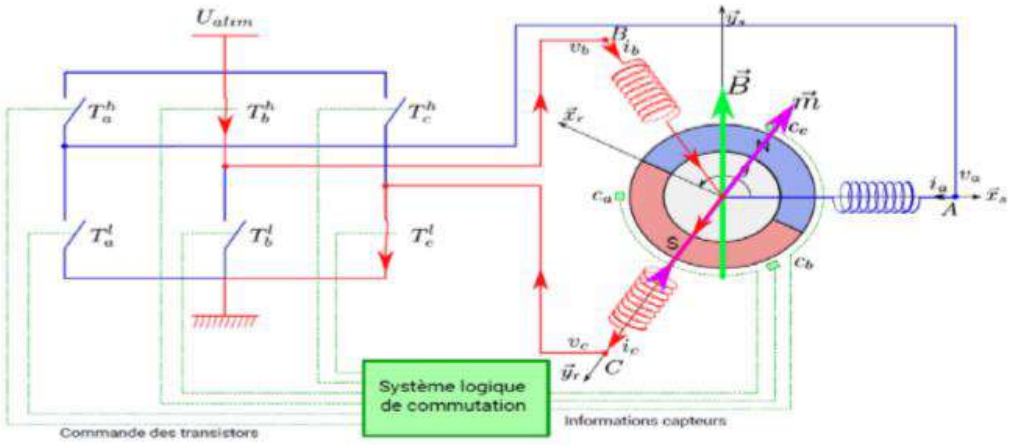


Figure 2.6 : représente la communication et le fonctionnement entre le moteur et l'ESC.

- Notre choix du contrôleur électronique de vitesse est "HW30A ESC", Figure (2.7), est bien adapté pour le travail à la main, une masse de 25g, de dimensions de 45 ×24 ×11 mm et qui est capable de fournir un courent de 30A (Max 40A lessthan 10 seconds).



Figure 2.7 : représente le contrôleur électronique de vitesse «HW30A ESC».

2.3.6. L'unité de commande

2.3.5. 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.

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

- La poussée T en N (Newton) : $T = C_t \frac{4\rho r^4}{\pi^2}\omega^2$ (2.1)
- La puissance P en W (Watt) : $P = C_p \frac{4\rho r^5}{\pi^2}\omega^3$ (2.2)

Avec : - r : Le diamètre de l'hélice (m).

- p: La masse volumique de l'air (1,225 kg/m3 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 suivante : $T = b.\omega^2$ (2.3)

Avec : $b = C_t \frac{4\rho r^4}{\pi^3}$

b : 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. [5]

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

Avec : $J_p = \frac{V}{nD}$ (2.4)

Où : - J : Le taux de progression.

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

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

- D : le diamètre de l'hélice(m).

Le rendement η d'une hélice décrite en fonction de J et C_p et C_t par la relation suivante:

$$\mu = \frac{C_t}{C_p} J \qquad (2.5)$$

Avec :

- Le rendement μ(%).
- J : Le taux de progression
  - Le modèle utilisé dans notre projet est Le «1045 Propeller » Figure (2.8) est une hélice avec un diamètre de 25.4cm et 14g/pair de pondération, se présentait comme un choix possible pour la mise en œuvre du modèle, (pair en rotation horaire et l'autre au sens anti horaire).



Figure 2.8 :l'hélice de «1045 Propeller»

2.3.6.1. La carte mère

La carte mère un microcontrôleur de petite taille, sa mission est d'assurer la stabilité nécessaire pour entraîner le Quadcopterqui naturellement instable.

Le microcontrôleur qui a obtenu une attention particulière de la communauté mondiale de la robotique est l'ARDUINO.

Cette plate-forme microcontrôleur est disponible a des prix compétitifs et dispose d'un environnement de langage C++ basé sur la possibilité de développement et qui est très intuitif à utiliser.



Figure 2.9 : 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 microcontrôleur 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.

2.3.6.2. Le programmation 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 adapté (fourni par ARDUINO). [5]



Figure 2.10 : Interface USB logiciel Arduino.

2.3.7. Capteur d'inertie : (Gyroscope et accéléromètre)

Les capteurs d'inertie d'un 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 à la navigation.

Ces capteurs constituent l'unité de mesure inertielle. La fusion de ces données permet de calculer les angles d'Euler de drone. Ceux-ci sont utilisés pour assurer la stabilité du système. La conception et le fonctionnement des déférents composants électroniques seront détaillés dans le chapitre de contrôle. [5]

- Le capteur choisi est le « MPU6050 Gyroscope et accéléromètre» Figure (2.11)

Caractérisé 6 axes de mouvements (3 axes de rotation pour le Gyroscope et 3 axes de translation pour accéléromètre)

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

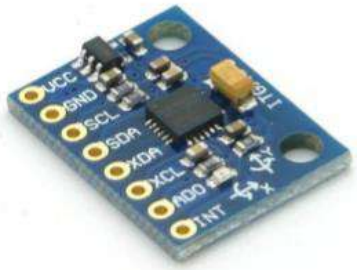


Figure 2.11 : MPU6050 Gyroscope et accéléromètre.

2.3.8. Communication sans fil

La communication avec le Quadcopter est toujours sans fil pour le piloter, donc il faut utiliser 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 41MHz de moins en moins utilisées et les radios en 2.4 GHz, souvent programmables peuvent 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 FSi6 Channel» représenté dans la Figure (2.12) est composée de deux parties émetteur et récepteur; tell que le récepteur est monté sur le corps du Quadcopter.



Figure 2.12 : Radiocommande« FLY SKS FS i6 Channel».

La radio commandée (FLY SKS FS i6 Channel) offre les performances suivantes :

- 6 canauxd'émission Indépendants.

- Une distance d'émission Jusqu'à 1 km.

2.3.9. L'alimentation a bord (batterie)

Le système de propulsion d'un Quadcopter est système électrique qui nécessite une alimentation qui est souvent fournie par des batteries. Les batteries utilisées sur un Quadcopter sont essentiellement en «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 la batterie possède une capacité de charge plus la durée de vol est plus longue, par exemple une batterie de 3000 mAh aura une meilleure autonomie qu'une batterie de 2200 mAh.

- NotreQuadcopter est alimente par une batterie (HRB) ou (lithium polymère) représenté dans la Figure (2.13)



Figure 2.13 : La batterie HRB.

De caractéristiques (376g ± 2g) avec (3 cellules) de haut grade et Dimensions: 155 mm × 48mm × 24mm, une capacité de 5200mAh à 11.1 volts et une capacité de décharge de 50C. 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.

2.4. Conclusion

Dans ce chapitre nous avons présenté des explications sur les composants nécessaires et leurs caractéristique et théories pour la réalisation d'un Quadcopter,

Chapitre III:
Modélisation dynamique du Quadcopter

Chapitre 3

Modélisation dynamique du Quadcopter

3.1. Introduction :

Ce chapitre porte sur la modélisation mathématique de la dynamique du quadcopter. 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. [16]

3.2. Définition des repères :

Pour décrire la position et l'orientation du quadcopter, nous avons besoin de deux repères. Le premier est nommé le repère inertiel. Il s'agit d'un référentiel orthogonal fixe de typegaliléen, au sens que celui-ci n'accélère pas et ne tourne pas par rapport à un observateurétant dans un repère inertiel. Ainsi, il s'agit d'un repère dans lequel les lois de Newtons'appliquent (Arnol'd, 1978). Il est identifié par l'indice $\boldsymbol{I}$, soit $\boldsymbol{\mathcal{F}_I} = \{\boldsymbol{O_I}, \boldsymbol{X_I}, \boldsymbol{Y_I}, \boldsymbol{Z_I}\}$ Uneconvention typiquement utilisée en aéronautique est le repère North, East, Down (NED), talque $\boldsymbol{X_I}$pointe vers le nord géographique,$\boldsymbol{Y_I}$pointe vers l'est et $\boldsymbol{Z_I}$pointe vers le centre de laTerre. Nous considérerons ici que la surface de la Terre est plate7, donc$\boldsymbol{X_I}$et $\boldsymbol{Y_I}$sont parallèlesau sol et $\boldsymbol{Z_I}$est perpendiculaire au sol. Le repère inertiel est de type main droite, tel que$\boldsymbol{X_I} \times \boldsymbol{Y_I} = \boldsymbol{Z_I}$**.** La position de l'origine$\boldsymbol{O_I}$est arbitraire. Typiquement, celle-ci est choisiecomme étant la position initiale du quadcopter.

La définition d'un deuxième repère est nécessaire pour décrire l'orientation du quadrotor.

Celui-ci est attaché au châssis du quadcopter et se déplace donc avec celui-ci. Il est dénommé le repère du quadcopter. Celui-ci est identifié par l'indice *b*, soit$\boldsymbol{\mathcal{F}_b} = \{\boldsymbol{O_b}, \boldsymbol{X_b}, \boldsymbol{Y_b}, \boldsymbol{Z_b}\}$ L'origine $\boldsymbol{O_b}$coïncide avec le centre de gravité du quadcopter**,** $\boldsymbol{I_b}$pointe vers l'avant**,** $\boldsymbol{J_b}$pointe vers le bras droit et $\boldsymbol{k_b}$pointe vers le bas. Le repère du quadcopter est de type main droite, telle que$\boldsymbol{I_b} \times \boldsymbol{J_b} = \boldsymbol{k_b}$[16]

Les deux repères sont représentè dans la figure suivante :

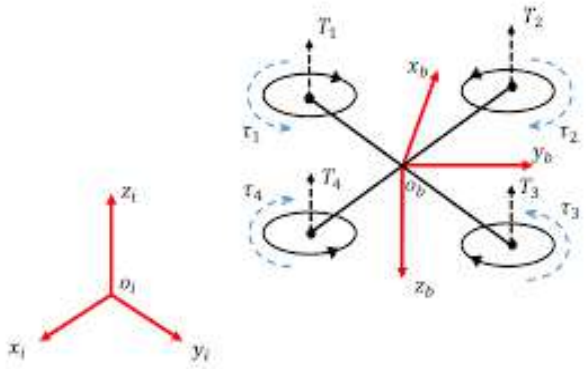


Figure 3.1 : Les Repères de référence fixe de terrestre et le repère mobile.

3.3. Définition du vecteur de position, de force et de moment :

La position du quadcopter est définie par un vecteur allant de $\boldsymbol{O_I}$ à $\boldsymbol{O_b}$et celui-ci est toujours exprimé dans le repère inertiel. Ce vecteur est noté $\boldsymbol{\eta = [x\,.\,y\,.\,z]^T}$. La vitesse linéaire exprimée dans le repère inertiel est notée$\boldsymbol{\dot{\eta} = [\dot{x}\,.\,\dot{y}\,.\,\dot{z}]^T}$.

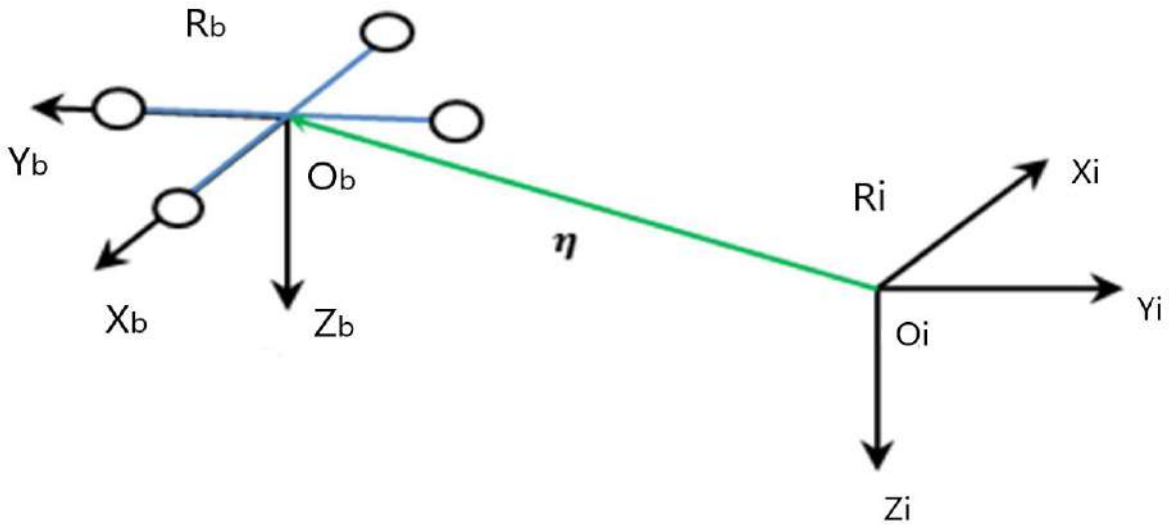


Figure 3.2 : Repère $R_I \;\; et \;\; R_b$

En suivant les notations du domaine de l'aérospatial, la vitesse linéaire exprimée dans le repère du quadcopter est notée, quant à elle,$\boldsymbol{V = [\mathcal{U}, \mathcal{V}, \mathcal{W}]^T}$. L'ensemble des forces et des moments appliqués au centre du quadcopter, exprimée dans le repère du quadcopter, sont respectivement $\boldsymbol{F = [f_x f_y f_z]^T}$ $\boldsymbol{et\ M = [\tau_\varphi \tau_\theta \tau_\psi]^T}$. Le sens positif des moments est défini par la règle de la main droite, aussi appelée « sens trigonométrique ». [16] Le passage entre le

repère mobile et le repère fixe est donné par une matrice dite matrice de transformation$\boldsymbol{T}$ qui contient l'orientation et la position de repère mobile par rapport au repère fixe.

$$\boldsymbol{T} = \begin{bmatrix} R & \boldsymbol{\eta} \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \qquad (3.1)$$

Avec R la matrice de rotation (décrit l'orientation de l'objet mobile), $\boldsymbol{\eta}$ est la vectrice position exprimé ci-dessus. Pour déterminer les éléments de la matrice de rotation R, on utilise les angles d'Euler. [10]

3.4. Représentation de l'orientation et matrice de rotation :

Avant d'aller plus en détails dans la modélisation, on définit les angles de lacet, tangage et roulis de la façon suivante :

- rotation de φautour de l'axe x : angle de roulis avec$-\ \pi \leq \varphi \leq \pi$;
- rotation de θ autour de l'axe y : angle de tangage avec$-\ \pi \leq \theta \leq \pi$;
- rotation de ψautour de l'axe z : angle de lacet avec $-\ \pi \leq \psi \leq \pi$;

Dans la figure (3.3), on représente chacun des angles de rotation relativement à son axe de rotation.

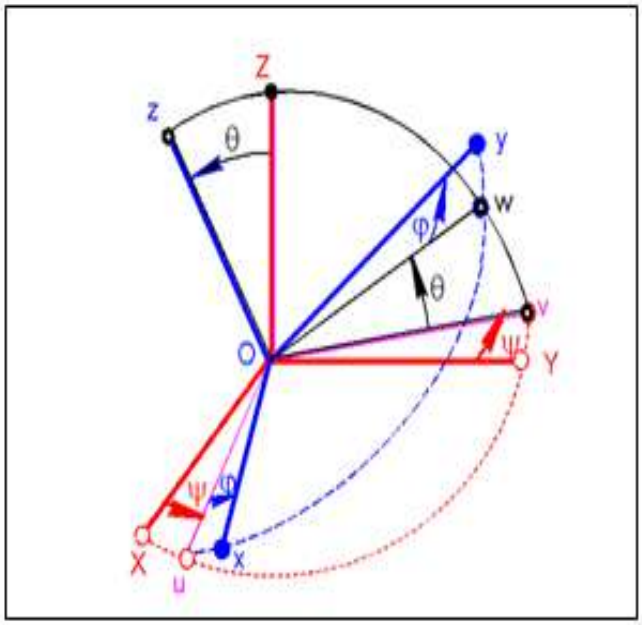


Figure 3.3 : Définition des axes.

Ces trois angles sont appelés les angles d'Euler et seront notés$\Theta = [\varphi \quad \theta \quad \psi]^T$. Ce triplet est utile; les angles permettent d'exprimer l'orientation du quadcopter dans l'espace.

L'orientation d'un repère peut être représentée par quatre outils mathématiques : les matrices de rotations, le vecteur d'Euler, les angles d'Euler et les quaternions unitaires. Ces représentations mathématiques sont liées. On peut aisément passer d'une représentation à une autre. [15]

On définit les matrices relatives à ces transformations comme suit :

$$R_x = (\varphi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi & -\sin\varphi \\ 0 & \sin\varphi & \cos\varphi \end{pmatrix} \quad (3.2)$$

$$R_y = (\theta) = \begin{pmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{pmatrix} \quad (3.2)$$

$$R_z = (\psi) = \begin{pmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (3.2)$$

La décomposition précédente s'effectue suite à une projection des vecteurs unitaires de $\mathcal{F}_b$par rapport à$\mathcal{F}_I$. La décomposition s'effectue à l'aide d'un produit scalaire.En multipliant les trois matrices précédentes, on obtient la matrice de rotation totale.

$$R_b^I = R_I^{b\,T} = \begin{pmatrix} \cos\psi\cos\theta & \cos\psi\sin\theta\sin\varphi - \sin\psi\cos\varphi & \cos\psi\sin\theta\cos\varphi + \sin\psi\sin\varphi \\ \sin\psi\cos\theta & \sin\psi\sin\theta\sin\varphi + \cos\psi\cos\varphi & \sin\psi\sin\theta\cos\varphi - \sin\varphi\cos\psi \\ -\sin\theta & \cos\theta\sin\varphi & \cos\theta\cos\varphi \end{pmatrix} \quad (3.3)$$

Les matrices de rotation ont plusieurs caractéristiques intéressantes tel que :

- elles sont orthogonales. $RR^T = I \leftrightarrow R^T = R^{-1}$;
- le déterminant de la matrice R det (R)=1;
- les colonnes ou les lignes sont unitaires et mutuellement orthogonales.

Toute matrice qui respecte ces propriétés est considérée comme étant une matrice de rotation et fait partie d'un ensemble de matrices nommé orthogonal, note SO (n). Dans notre cas, puisque nous travaillons dans$\mathbb{R}^3$,$R \in SO(3)$. [15]

3.5. Vitesses angulaires

Les vitessesΩ_1, Ω_2, Ω_3sont les vitesses angulaires exprimées dans le repère fixe tel que :

$$\Omega = \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi & -\sin\varphi \\ 0 & \sin\varphi & \cos\varphi \end{pmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + \left(\begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi & -\sin\varphi \\ 0 & \sin\varphi & \cos\varphi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{pmatrix} \right)^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}$$

(3.4)

En effet, la rotation en roulis a lieu lorsque les repères sont encore confondus. Puis, en ce qui concerne le tangage, le vecteur représentant la rotation doit être exprimé dans le repère fixe.

Il est donc multiplié par$Rot_x(\varphi^{-1})$. De même, le vecteur représentant la rotation en lacet doit être exprimé dans le repère fixe qui a déjà subie deux rotations. On arrive ainsi à:

$$\Omega = \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} C\varphi \\ -\dot{\theta} S\varphi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\dot{\psi} S\theta \\ \dot{\psi} S\varphi C\theta \\ \dot{\psi} C\varphi C\theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi} - \dot{\psi} S\theta \\ \dot{\theta} C\varphi + \dot{\psi} S\varphi C\theta \\ \dot{\psi} C\varphi C\theta - \dot{\theta} S\varphi \end{bmatrix} \tag{3.5}$$

$$\Omega = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -S\theta \\ 0 & C\varphi & S\varphi C\theta \\ 0 & S\varphi & C\varphi C\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \tag{3.5}$$

Dans le cas où le quadcopter réalise des mouvements angulaires de faibles amplitudes :

$$\begin{cases} C\varphi = C\theta = C\psi = 1 \\ S\varphi = S\theta = S\psi = 0 \end{cases} \tag{3.6}$$

Le vecteur **Ω** peut être assimilé à $[\dot{\varphi} \quad \dot{\theta} \quad \dot{\psi}]^T$

3.6. Vitesses linéaires :

Les vitesses linéairesV_X^b,V_Y^b,V_Z^b dans le repère fixe sont en fonction des vitesses linéaires V_X^m,V_Y^m,V_Z^mdans le repère mobile tel que :

$$V = \begin{bmatrix} V_X^b \\ V_Y^b \\ V_Z^b \end{bmatrix} = R_X \begin{bmatrix} V_X^m \\ V_Y^m \\ V_Z^m \end{bmatrix} \tag{3.7}$$

R : la matrice de rotation

3.7. Forces et moments

Les forces et les moments appliqués au quadcopter proviennent des forces générées par la rotation des hélices, de la précission gyroscopique ainsi que des effets aérodynamiques.

Nous présenterons ici chacune des forces et des moments séparément, ensuite nous les appliquerons au modèle du quadcopter et pour finir nous les ajouterons aux équations dynamiques.

Puisque plusieurs équations des sections suivantes demandent une analyse utilisant des notions de mécanique des fluides et d'analyse d'hélice qui dépassent le cadre de ce mémoire, nous ne présenterons ici qu'une vulgarisation des principes ainsi que les résultats nécessaires

à notre modélisation. L'auteur propose (Fay, 2001; Bouabdallah, 2007; Leishman, 2006; Ioannis et Valavanis, 2011) pour plus détails sur le sujet.

3.7.1. Les forces

Les forces de poussée « portance »:

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

$$F_i = k_p \omega_i^2 \tag{3.8}$$

k_p: est le coefficient de portance, il dépend de la forme et le nombre des pales et la densité de l'air.

Les forces de traînée « résistance »:

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:

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

$$T_i = k_d \omega_i^2 \tag{3.9}$$

k_d: est le coefficient de traînée.

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

$$F_t = K_{ft} V \tag{3.10}$$

K_{ft}: Le coefficient de force de traînée de translation.

V: La vitesse linéaire.

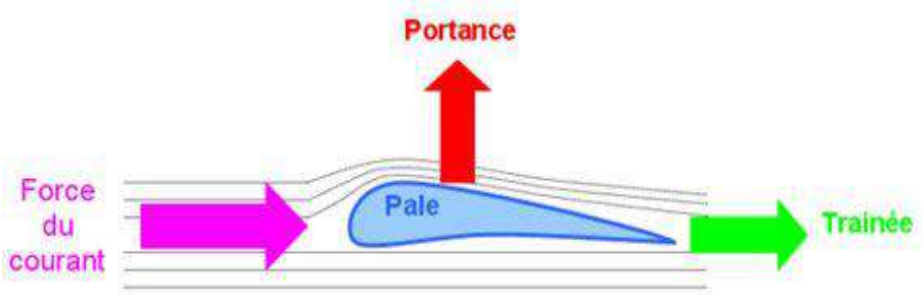


Figure 3.4 : Schéma des forces appliquées sur la pale

Force de gravité

La force de gravité s'applique au quadcopter proportionnellement à sa masse et est toujours perpendiculaire à la surface de la Terre. Exprimée dans le repère inertiel, nous obtenons :

$$g = mgk_s \tag{3.11}$$

3.7.2. Les moments

Il y a plusieurs moments agissants sur le quadcopter, ces moments sont dus aux forces de poussée et de traînée et aux effets gyroscopiques.

Moments dus aux forces de poussée des hélices

- La rotation autour de l'axe x:(roll)

Une augmentation des vitesses des moteursM1 etM4 par rapport aux vitesses des moteursM2 etM3 permet d'avoir une rotation en roulis positive et inversement pour une rotation.

$$M_X = d(F_1 - F_2 - F_3 + F_4) = dk_p(\omega_1^2 - \omega_2^2 - \omega_3^2 + \omega_4^2) \tag{3.12}$$

d: est la distance entre le centre de masse du quadcopter et l'axe de rotation du rotor.

- La rotation autour de l'axe y: (pitch)

Une augmentation des vitesses des moteurs M3 et M4 par rapport aux vitesses des moteurs M1 et M2 réalise une rotation positive en tangage et inversement pour une rotation négative.

$$M_Y = d(-F_1 - F_2 + F_3 + F_4) = dk_p(-\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \tag{3.13}$$

Moments dus aux forces de traînée des hélices

- La rotation autour de l'axe z:(yaw)

Une augmentation des vitesses des moteurs M2 et M4 par rapport aux vitesses des moteurs M1 et M3 réalise une rotation positive de l'angle lacet et inversement pour une rotation négative.

$$M_Z = k_d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \tag{3.14}$$

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

$$M_a = k_{fa}\Omega^2 \tag{3.15}$$

k_{fa}: Le coefficient des frottements aérodynamiques et **Ω** est la vitesse angulaire.

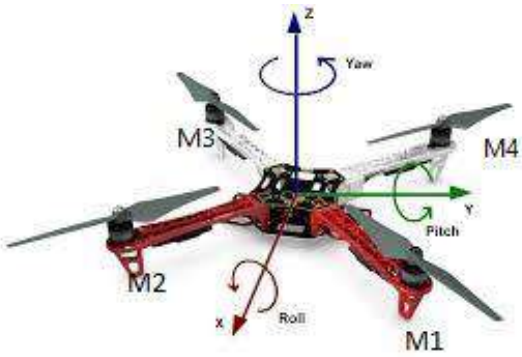


Figure 3.5 : représente l'angle d'Euler

3.7.3. 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. L'effet gyroscopique est ainsi nomme en référence au mode de fonctionnement du gyroscope, appareil de contrôle de mouvement utilisé dans l'aviation (du grec gyro qui signifie rotation et scope, observer) [8,83].

Physiquement, l'effet gyroscopique est une conséquence directe de l'énergie cinétique de rotation, cette grandeur étant proportionnelle à la masse, au carré de son rayon et au carré de sa vitesse de rotation. Pour faire simple, on peut comparer l'énergie cinétique d'une masse en rotation avec l'énergie cinétique d'une masse en translation et la difficulté de modifier l'orientation du plan de rotation avec la difficulté d'arrêter une masse en mouvement.

L'effet gyroscopique peut être mis en évidence en tenant une roue de vélo à bout de bras : on constate qu'il est plus facile de modifier le plan de rotation de la roue si celle-ci ne tourne pas. Inversement, plus la roue tourne vite, plus il est difficile d'opérer cette modification. La même observation serait faite si on augmentait la masse de la roue. Dans notre cas il y a deux moments gyroscopiques, le premier est dans le moment gyroscopique des hélices et l'autre le moment gyroscopique dû aux mouvements de quadcopter.

- Moment gyroscopique des hélices: il est donné par la relation suivante:

$$M_{gh} = \sum_{i=1}^{4} \Omega \wedge J_r [0 \quad 0 \quad (-1)^{i+1} \quad \omega_i]^T \tag{3.16}$$

Avec J_r: l'inertie des rotors.

- Moment gyroscopique dû aux mouvements de quadcopter: il est donné par la relation suivante:

$$M_{gm} = \Omega \wedge J\Omega \tag{3.17}$$

Avec J : l'inertie du système. [18]

3.8. Forces et moments

Plusieurs autres effets aérodynamiques qui peuvent perturber le quadcopter ne seront pas modélisés dans le cadre de ce mémoire, car ceux-ci peuvent être négligés à faible vélocité [20]. Nous ne donnerons ici qu'une brève description de ceux-ci. Le lecteur peut se référer à la littérature pour plus de détails sur ces effets.

3.8.1. Battement d'hélice

L'effet de battement d'hélice ou « bladeflapping » est créé lorsque l'hélice se déplace horizontalement. Ce déplacement crée une différence de vitesse, et donc de poussée, entre la partie de l'hélice qui attaque le flot d'air par rapport à celle qui se retire du flot d'air. Cette différence de poussée entre ces éléments de l'hélice cause le plan de l'hélice à s'incliner ce qui change la direction du vecteur de poussée. [16]

3.8.2. 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 quadcopter. 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. [16]

3.8.3. Effet de sol

L'effet de sol est créé lorsqu'une surface, qui est suffisamment près de l'hélice, perturbe le flot d'air généré par celle-ci en plus d'améliorer la poussée de l'hélice. Typiquement, cet effet s'applique sur une distance d'environ une demi-fois la longueur de l'hélice [20], de telle sorte que cet effet s'applique seulement lors du décollage et de l'atterrissage de l'appareil. [16]

3.8.4. Instabilité de l'air et vent

Le vent applique une force extérieure sur le quadcopter qui peut influencer la dynamique du quadcopter. [16]

3.9. Développement du modèle mathématique selon Newton-Euler

Après avoir décrit les différentes équations on peut maintenant élaborer le modèle mathématique en utilisant la formulation de Newton-Euler, les équations sont écrites sous la forme suivante:

$$\begin{cases} \dot{\eta} = v \\ m\ddot{\eta} = F_f + F_t + F_g \\ \dot{R} = RS(\omega) \\ J\dot{\Omega} = -\Omega \wedge J\Omega + M_{f-}M_{a-}M_{gh} \end{cases} \quad (3.18)$$

Avec

η: le vecteur de position du quadcopter$\eta[x\ y\ z]^T$

m: La masse totale du quadrirotor.

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

$$J = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (3.19)$$

Ω: La vitesse angulaire exprimée dans le repère inertiel « fixe».

R : La matrice de rotation.

$\wedge$: Le produit vectoriel.

S(**Ω**): la matrice antisymétrique; pour un vecteur de vitesse angulaires.$\Omega = [\Omega_1 \quad \Omega_2 \quad \Omega_3]^T$, elle est définie comme suit :

$$S(\Omega) = \begin{bmatrix} 0 & -\Omega_3 & \Omega_2 \\ \Omega_3 & 0 & -\Omega_1 \\ -\Omega_2 & \Omega_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.20)$$

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

$$F_f = R \times [0 \quad 0 \quad \sum_{i=1}^{4} F_i]^T \quad (3.21)$$

$$F_i = k_p \omega_i^2 \quad (3.22)$$

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

$$F_t = \begin{bmatrix} -F_{ftx} & 0 & 0 \\ 0 & -F_{fty} & 0 \\ 0 & 0 & -F_{ftz} \end{bmatrix} \quad (3.23)$$

$F_{ftx}, F_{fty}, F_{ftz}$ Les coefficients de traînée de translation

F_g : force de gravité, elle est donnée par : $F_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix}$ (3.24)

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

$$M_f = \begin{bmatrix} d(F_1 - F_2 - F_3 + F_4) \\ d(-F_1 - F_2 + F_3 + F_4) \\ k_d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} dk_p(\omega_1^2 - \omega_2^2 - \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ dk_p(-\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ k_d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (3.25)$$

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

$$M_a = \begin{bmatrix} K_{fax}\dot{\varphi}^2 \\ K_{fay}\dot{\theta}^2 \\ K_{faz}\dot{\psi}^2 \end{bmatrix} \quad (3.26)$$

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

3.9.1. Equations de mouvement de translation

On a: $m\ddot{\eta} = F_f + F_t + F_g$

$$m\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C\psi\, S\theta\, C\varphi + S\psi\, S\varphi \\ S\psi \sin\theta\, C\varphi - S\varphi\, S\psi \\ C\theta\, C\varphi \end{bmatrix} \sum_{i=1}^{4} F_i - \begin{bmatrix} F_{ftx}\dot{x} \\ F_{fty}\dot{y} \\ F_{ftz}\dot{z} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \quad (3.27)$$

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

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{1}{m}(C\psi\, S\theta\, C\varphi + S\psi\, S\varphi)(\sum_{i=1}^{4} F_i) - \frac{F_{ftx}}{m}\dot{x} \\ \ddot{y} = \frac{1}{m}(S\psi \sin\theta\, C\varphi - S\varphi\, S\psi)(\sum_{i=1}^{4} F_i) - \frac{F_{fty}}{m}\dot{y} \\ \ddot{z} = \frac{1}{m}(C\theta\, C\varphi)(\sum_{i=1}^{4} F_i) - \frac{F_{ftz}}{m}\dot{z} - g \end{cases} \quad (3.28)$$

3.9.2. Equations de mouvement de rotation

On a: $$J\dot{\Omega} = -\Omega \wedge J\Omega + M_f - M_a - M_{gh} \quad (3.29)$$

Si en remplace par les équations on obtient la forme suivante :

$$\begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \ddot{\varphi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = -\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \wedge \left(\begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \right) - \begin{bmatrix} K_{fax}\dot{\varphi}^2 \\ K_{fay}\dot{\theta}^2 \\ K_{faz}\dot{\psi}^2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} dk_p(\omega_1^2 - \omega_2^2 - \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ dk_p(-\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ k_d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} J_r\Omega_r\dot{\theta} \\ -J_r\Omega_r\dot{\varphi} \\ J_r\dot{\Omega}_r \end{bmatrix} \quad (3.30)$$

Ça conduit aux équations différentielles définissants le mouvement de rotation :

$$\begin{cases} I_x\ddot{\varphi} = \dot{\theta}\dot{\psi}(I_y - I_z) - K_{fax}\dot{\varphi}^2 + dk_p(\omega_1^2 - \omega_2^2 - \omega_3^2 + \omega_4^2) - J_r\Omega_r\dot{\theta} \\ I_y\ddot{\theta} = \dot{\varphi}\dot{\psi}(I_z - I_x) - K_{fay}\dot{\theta}^2 + dk_p(-\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) + J_r\Omega_r\dot{\varphi} \\ I_z\ddot{\psi} = \dot{\varphi}\dot{\theta}(I_x - I_y) - K_{faz}\dot{\psi}^2 + k_d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) - J_r\dot{\Omega}_r \end{cases} \quad (3.31)$$

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

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_p & k_p & k_p & k_p \\ dk_p & -dk_p & -dk_p & dk_p \\ -dk_p & -dk_p & dk_p & dk_p \\ k_d & -k_d & k_d & -k_d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix}$$

(3.32)

Et: $$\Omega_r = \Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4 \quad (3.33)$$

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

$$\begin{cases} \ddot{\varphi} = \dot{\theta}\dot{\psi}\frac{(I_y - I_z)}{I_x} - \frac{K_{fax}}{I_x}\dot{\varphi}^2 + \frac{u_2}{I_x} - \frac{J_r}{I_x}\Omega_r\dot{\theta} \\ \ddot{\theta} = \dot{\varphi}\dot{\psi}\frac{(I_z - I_x)}{I_y} - \frac{K_{fay}}{I_y}\dot{\theta}^2 + \frac{u_3}{I_y} + \frac{J_r}{I_y}\Omega_r\dot{\varphi} \\ \ddot{\psi} = \dot{\varphi}\dot{\theta}\frac{(I_x - I_y)}{I_z} - \frac{K_{faz}}{I_z}\dot{\psi}^2 + \frac{u_4}{I_z} - \frac{J_r}{I_z}\dot{\Omega}_r \\ \ddot{x} = \frac{1}{m}u_x u_1 - \frac{F_{ftx}}{m}\dot{x} \\ \ddot{y} = \frac{1}{m}u_y u_1 - \frac{F_{fty}}{m}\dot{y} \\ \ddot{z} = \frac{1}{m}(\mathrm{C}\,\theta\,\mathrm{C}\,\varphi)u_1 - \frac{F_{ftz}}{m}\dot{z} - g \end{cases} \quad (3.34)$$

Avec

$$\begin{cases} u_x = (\mathrm{C}\,\psi\,\mathrm{S}\,\theta\,\mathrm{C}\,\varphi + \mathrm{S}\,\psi\,\mathrm{S}\,\varphi) \\ u_y = (\mathrm{S}\,\psi\sin\theta\,\mathrm{C}\,\varphi - \mathrm{S}\,\varphi\,\mathrm{S}\,\psi) \end{cases} \quad (3.35)$$

3.9.3. Dynamique du rotor

Le rotor est un ensemble constitue d'un moteur a courant continue entrainant une hélice via un réducteur ; le moteur à courant continue est régit par les équations dynamiques suivantes :

$$\begin{cases} V = ri + L\frac{di}{dt}K_e\omega \\ K_m i = J_r\frac{d\omega}{dt} + C_s + K\omega^2 \end{cases} \quad (3.36)$$

Les différents paramètres du moteur sont définis comme suit :

V: la tension d'entrée du moteur.

ω_i: la vitesse angulaire du rotor.

K_e, K_m: représentent respectivement les constantes des couples électrique et mécanique.

K_r: la constante du couple de charge.

r, l: La résistance du moteur et l'inductance.

J_r: L'inertie du rotor.

C_s: représente le frottement sec.

En négligeant l'effet inductif des moteurs à cause de leur taille réduite, le modèle dynamique des moteurs est approximé par :

$$\omega_i = bV_i - \beta_0 - \beta_1\omega_i - \beta_2{\omega_i}^2 \quad ; i \in [1,4] \tag{3.37}$$

Avec $\beta_0 = \frac{C_s}{J_r}, \beta_1 = \frac{K_e K_m}{r J_r}, \beta_2 = \frac{K_r}{r J_r}$ $et\ b = \frac{K_m}{r J_r}$

3.10. La représentation d'état du système

Pour un système physique il existe une multitude de représentations d'état, dans notre cas on considère $X = [x_1 \ldots\ldots x_{12}]^T$ comme vecteur d'état du système :

Soit :

$$X = \left[x\ \dot{x}\ y\ \dot{y}\ z\ \dot{z}\ \varphi\ \dot{\varphi}\ \theta\ \dot{\theta}\ \psi\ \dot{\psi}\right]^T \tag{3.38}$$

On obtient la représentation d'état sous la forme $\dot{X} = f(x) + g(x)u$

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = a_9 x_2 + u_x \frac{u_1}{m} \\ \dot{x}_3 = x_4 \\ \dot{x}_4 = a_{10} x_4 + u_y \frac{u_1}{m} \\ \dot{x}_5 = x_6 \\ \dot{x}_6 = a_{11} x_6 + \frac{c x_9 c x_{11}}{m} u_1 - g \\ \dot{x}_7 = x_8 \\ \dot{x}_8 = a_8 x_8^2 + a_7 x_{10} x_{12} + b_3 u_4 \\ \dot{x}_9 = x_{10} \\ \dot{x}_{10} = a_5 x_{10}^2 + a_4 x_8 x_{12} + a_6 \Omega_r x_{12} + b_2 u_3 \\ \dot{x}_{11} = x_{12} \\ \dot{x}_{12} = a_2 x_{12}^2 + a_1 x_{10} x_8 + a_3 \Omega_r x_{10} + b_1 u_2 \end{cases} \tag{3.39}$$

Avec

$$\begin{cases} a_1 = \left(\frac{(I_y - I_z)}{I_x}\right), a_2 = -\frac{K_{fax}}{I_x}, a_3 = -\frac{J_r}{I_x}, a_4 = \left(\frac{(I_z - I_x)}{I_y}\right), a_5 = -\frac{K_{fay}}{I_y} \\ a_6 = \frac{J_r}{I_y}, a_7 = \left(\frac{(I_x - I_y)}{I_z}\right), a_8 = -\frac{K_{faz}}{I_z}, a_9 = -\frac{K_{ftx}}{m}, a_{10} = -\frac{K_{fty}}{m}, a_{11} = -\frac{K_{ftz}}{m} \\ b_1 = \frac{d}{I_x}, b_2 = \frac{d}{I_y}, b_3 = \frac{1}{I_z} \end{cases} \quad (3.40)$$

Où : $$\begin{cases} u_x = (\cos x_{11} \sin x_9 \cos x_7 + \sin x_{11} \sin x_7) \\ u_y = (\cos x_{11} \sin x_9 \sin x_7 + \sin x_{11} \cos x_7) \end{cases} \quad (3.41)$$

$X = [x\ y\ z\ \varphi\ \theta\ \psi\ ]^T$ les mouvements de translation et rotation sur l'axe (x, y, z)

$X = \left[\dot{x}\ \ \dot{y}\ \dot{z}\ \dot{\varphi}\ \dot{\theta}\ \dot{\psi}\right]^T$ les vitesses de translation et rotation sur l'axe (x, y, z)

Les Paramètres mécanique du modèle du quadcopter sont regroupés dans le tableau (3.1) [19] :

Tableau 3.1: Paramètres mécanique et électrique du modèle du quadcopter.

Paramètres	Désignation	Valeur
K_p	Coefficient de portance	$2.9842.10^{-5} N.m/\ rad\ /\ s$
K_d	Coefficient de trainée	$2.2320.\ 10^{-7} N.m/\ rad\ /\ s$
M	Masse de quadcopter	790g
J_r	inertie du rotor	$2.8385.10^{-5} N.m\ /\ rad\ /S^2$
k_e	Constante du couple electrique	0.0216
C_s	Frottement	$5.8326.10^{-3}$
k_r	Constante du couple de charge	$3.4629.10^{-7}$

3.11. Conclusion

Nous avons présenté, dans ce chapitre, Modélisation dynamique du drone à six degrés de liberté de type Quadcopter selon le formalisme de Newton –Euler afin de se rapprocher le plus possible de la dynamique réelle du Quadcopter. A partir du modèle obtenu, nous concluons que le modèle établi montre la nature couplée, complexe, non linéaire, et l'interaction entre les états du système peuvent se voir clairement, multi variable et sous-actionné de ce système. Le modèle obtenu sera utilisé, Dans le chapitre 04, nous présenterons les notions nécessaires pour établir les contrôleurs Permettant l'asservissement du Quadcopter.

Chapitre IV:
Conception du Quadcopter

Chapitre 4 :

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 de ces paramètres nécessite un prototype.

Notre prototype est constitué généralement en deux parties :

- Le cadre : est déjà définie et représenté dans le deuxième chapitre.

- L'ensemble des organes et des accessoires :(les moteurs brushless ; les ESC ; le récepteur;

la batterie ; l'Arduino et gyroscope aussi).Sont assemble avec **PCB** et le schéma électrique du Quadcopter représente à la Figure suivante

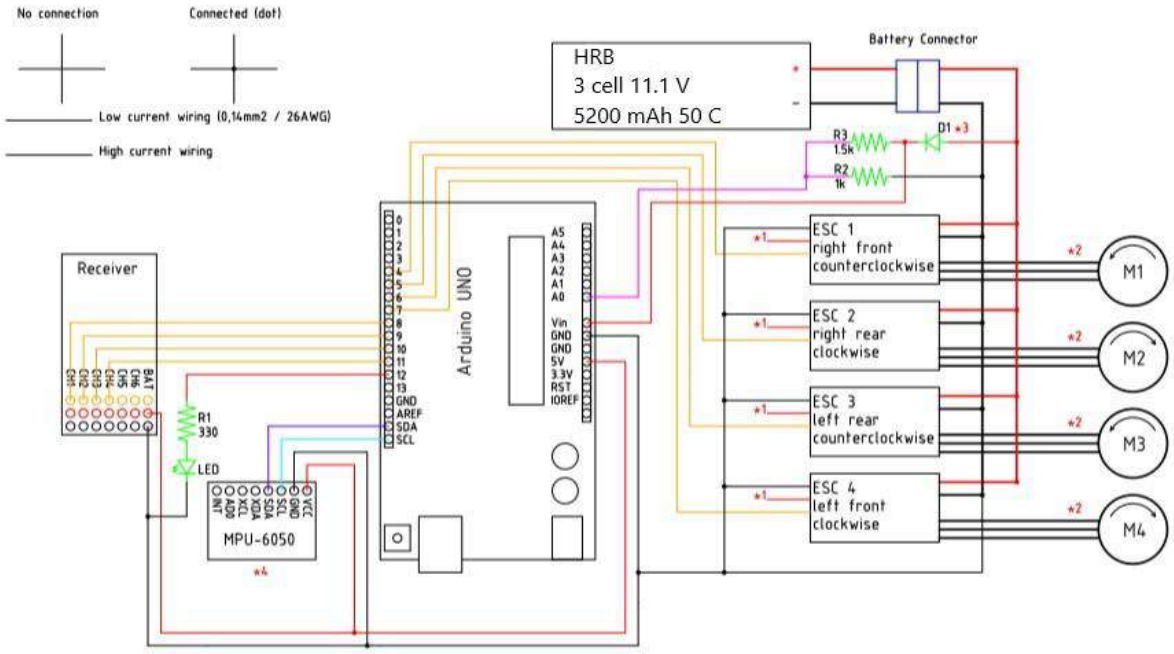


Figure 4.1 : représente le schéma électrique du Quadcopter.

4.2. La conception du circuit imprimé (PCB)

On utilise le programme EAGLE pour conception noter PCB, il est constitué

- 2LED

- 3RES

bbh - Les pins mâles et femelles

- La plaque le PCB

Le circuit électrique donne EAGLE est représenté dans la Figure (4.2) :

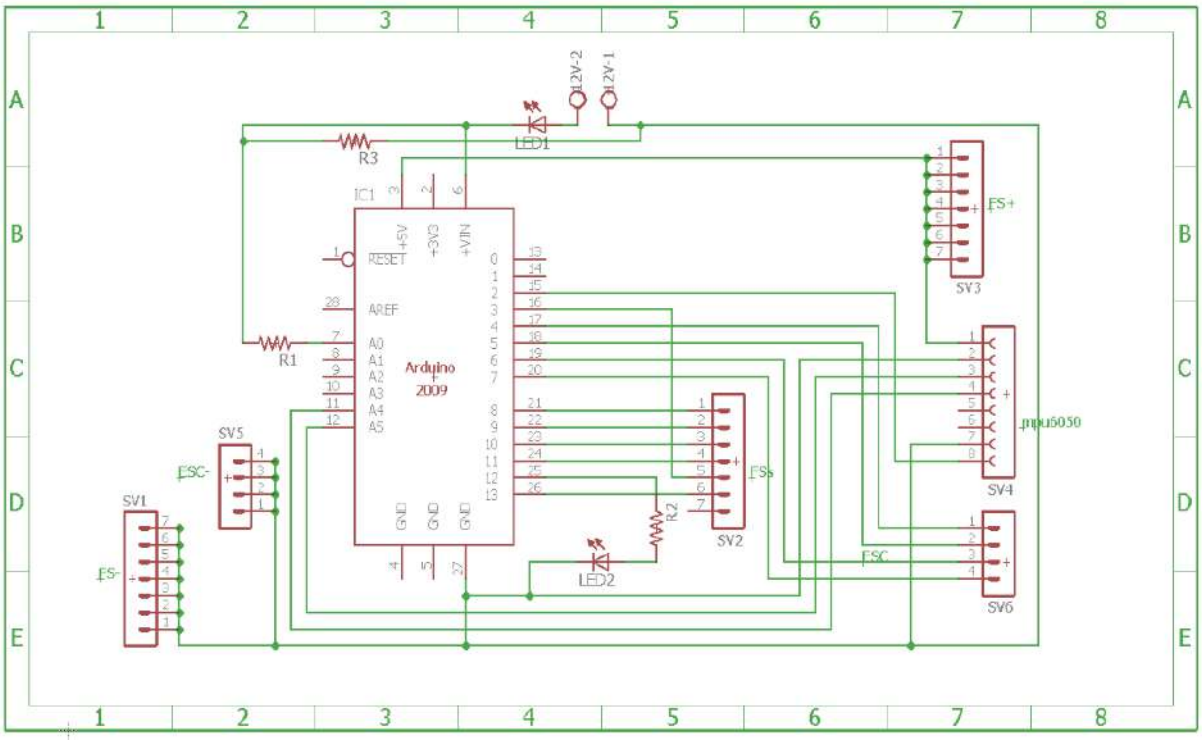


Figure 4.2 : Le circuit électrique (EAGLE)

Le schéma final de PCB est représenté dans l'annexe 1

Après l'impression sur la plaque et fie les réactions chimique on prône ce circuit est représenté dans la Figure (4.3) :

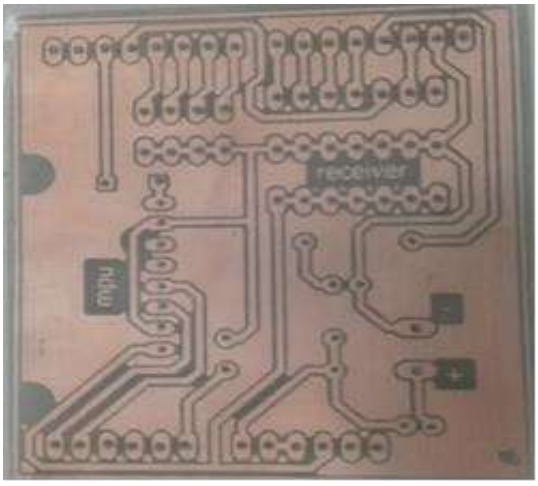


Figure 4.3 : Le schéma Après l'impression sur la plaque

Et la finale étape souder nous composants est représenté dans la Figure (4.4) :

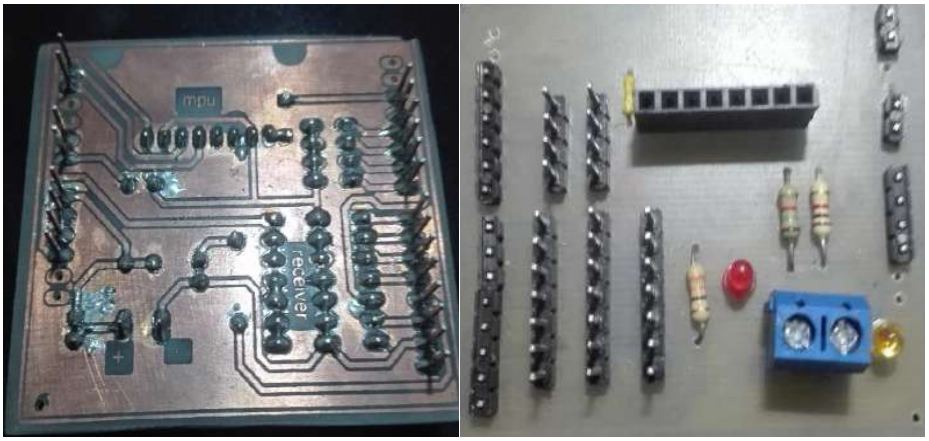


Figure 4.4 : l'état final de PCB

4.2. La conception du cadre

Notre cadre est constitué par trois pièces sont :

- Top Board F450.
- Bottom Board F450 with Integrated PCB.
- 2 x F450 arms Red
- 2 x F450 arms White.

L'Arm F450 arms White et Red dans la Figure (4.5 et 4.6).

Le BottomBoard F450 withIntegrated PCB et Le Top Board F450 est représenté dans la Figure (4.7).

Et les composants du cadre assemblè représenté dans la Figure (4.8).



Figure 4.5 :L'Arm F450 arms Red



Figure 4.6 : L'Arm F450 arms White

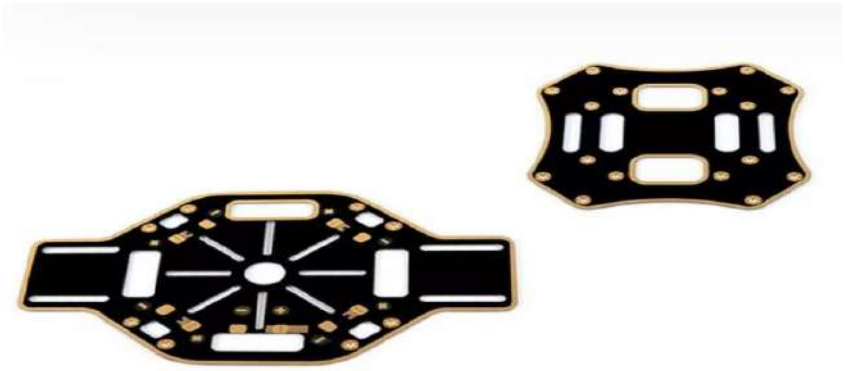


Figure 4.7 : Le Bottom Board F450 with Integrated PCB et Le Top Board F450

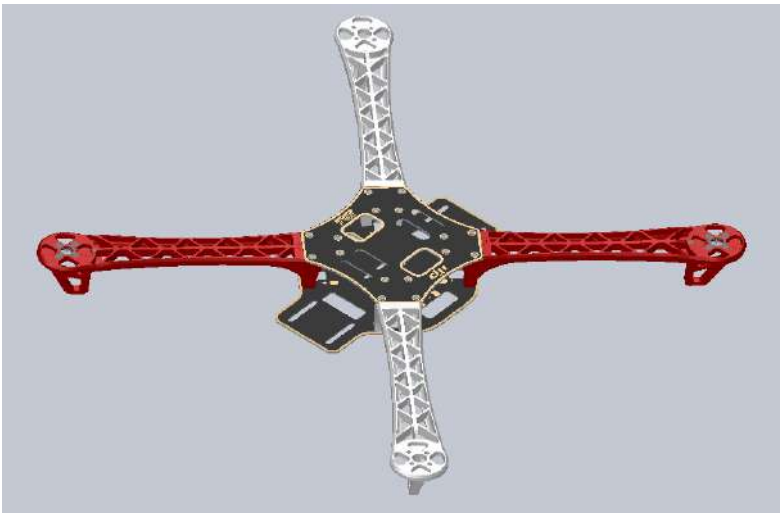


Figure 4.8 : représente les composants du cadre assemble.

4.3. La conception des hélices

Nous avons deux paires d'hélices :

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

L'hélice CW est représentée dans la Figure (4.10).

L'hélice CCW est représentée dans la Figure (4.9).



Figure 4.9 : L'hélice CCW

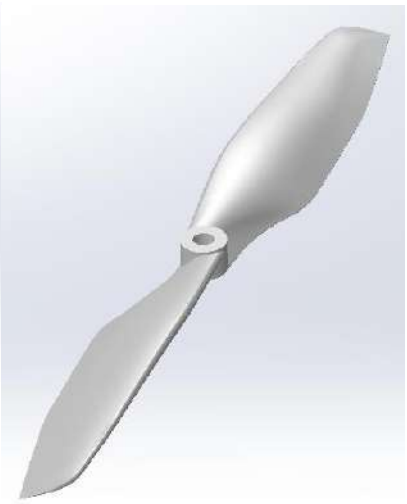


Figure 4.10 : L'hélice CW

Figure 4.11 : 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 autre organe et la conception total de notre prototype, puis on a fait le dessin d'assemblage et le vue éclaté. (Annexe 4)

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

L'assemblage du Quadcopter est représenté dans la Figure (4.12).



Figure 4.12 : représente l'assemblage du Quadcopter.

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

4.5. La détermination des paramètres géométriques

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

Donc la détermination de ces paramètres par l'outil SolidWorks est comme suit :

- 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 (4.13) suivante

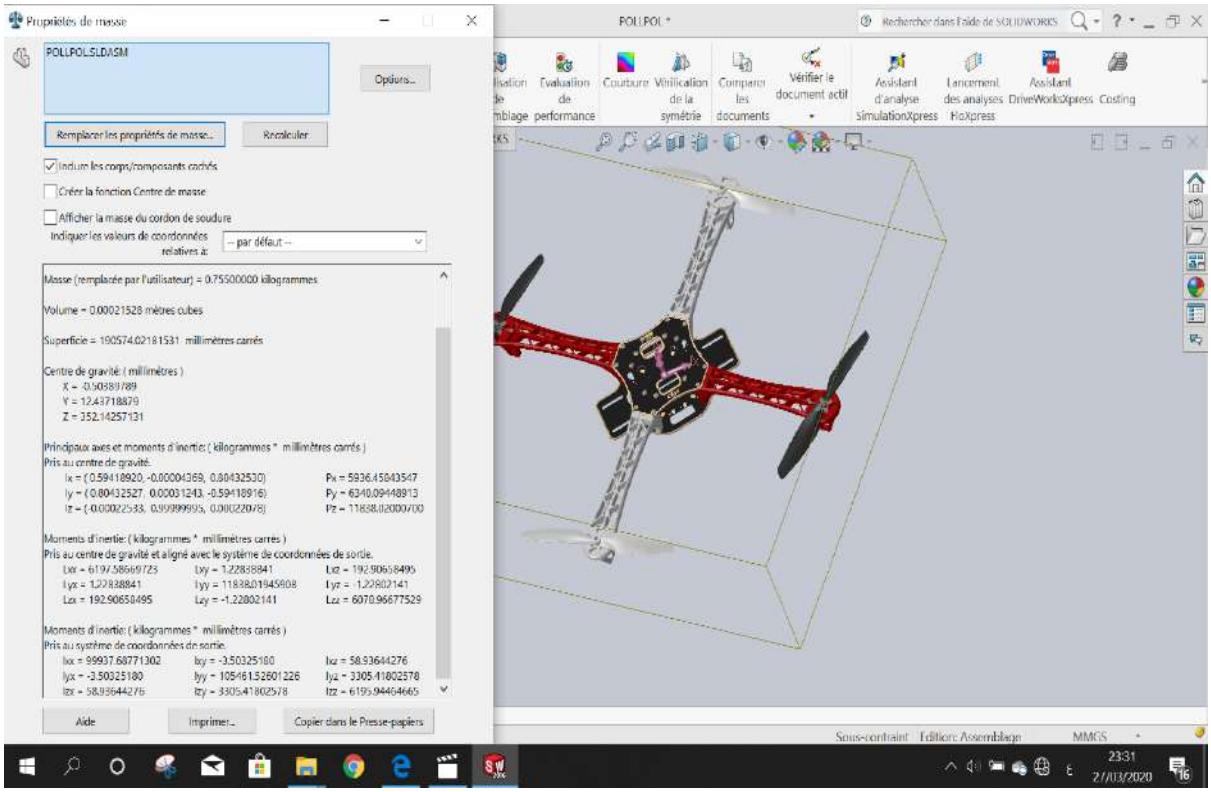


Figure 4.13 : représente la méthode de détermination des moments d'inertie par SolidWorks.

Remarque :

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

Tous les paramètres géométriques et dynamiques sont représentés dans le tableau suivant [10].

Tableau 4.1 : représentation desParamètres utilisées pour le modèle du Quadcopter.

Paramètre	Valeur	Paramètre	Valeur
M	0.790 kg	k_{fax}	$5.5670.10^{-4}$N/rad/s
g	9.81 N/kg	k_{fay}	$5.5670.10^{-4}$N/rad/s
l	0.225 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.m²	k_{ftz}	0.0480 N/m/s
I_x	$3,82.10^{-3}$kg.m²	I_z	$7.13.10^{-3}$kg.m²
I_y	$3,82.10^{-3}$kg.m²	v_n	12 v

4.6. Conclusion

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

Chapitre V:
Contrôle du Quadcopter et réalisation

Chapitre 5 :

Control du Quadcopter et réalisation

5.1. Introduction

Les contrôleurs PID ont été utilisés dans une large gamme d'applications de contrôleurs. C'est à coup sûr le contrôleur le plus appliqué de l'industrie. Le contrôleur PID représenté sur la figure (5.1) a l'avantage que les paramètres (Kp, Ki, Kd) sont faciles à régler, ce qui est simple à concevoir et a une bonne robustesse. Cependant, le quadcopter inclut la non-linéarité dans le modèle mathématique et peut inclure une modélisation inexacte de certaines dynamiques, ce qui entraînera de mauvaises performances du système de contrôle, il est donc nécessaire que le concepteur soit prudent lorsqu'il néglige certains effets dans le modèle ou simplification du modèle. [12]

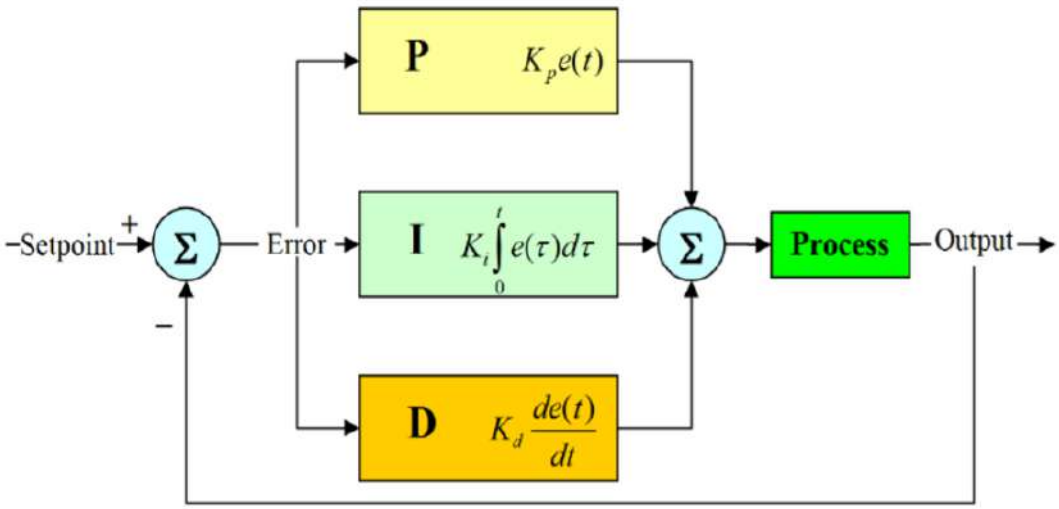


Figure 5.1 : Algorithme de contrôle PID classique

La plupart des systèmes comportent une réaction naturelle qui s'oppose à l'action et conduit à un nouvel état d'équilibre. Cet état n'est que rarement satisfaisant. On est donc amené à concevoir des ensembles, dans lesquels la grandeur désirée s'aligne rigoureusement sur une grandeur de consigne. On y parvient en appliquant une rétroaction. [13]

Généralement, les modèles quadcopters, quelles que soient les approches de modélisation, sont typiquement un système dynamique non linéaire, multivariable et instable entaché d'effets aérodynamiques et de sous-actionnement complexes du rotor. Alors que la plupart des recherches se concentrent sur le développement de contrôleurs pour lutter contre les écarts entre le système actuel et le modèle mathématique.

L'analyse qualitative des publications et des publications étudiées montre que l'approche de Newton-Euler pour développer le modèle mathématique de l'hélicoptère est très appréciée des chercheurs, amateurs et technologues, même si d'autres approches produisent les mêmes résultats, disons malgré la formulation compacte et la généralisation démontrée lors de l'utilisation de l'approche d'Euler-Lagrange [15] Le choix de l'utilisation de l'approche Newton-Euler réside dans son évolution historique qui la rend facile à utiliser et à appliquer. Cela a été démontré dans notre modèle qui a été développé via l'approche de Newton-Euler.

Le modèle linéarisé, dérivé du modèle non linéaire via l'approximation du premier principe de la série Taylor, a été utilisé dans notre modèle conjointement avec le contrôleur PID pour démontrer notre approche de modélisation de la tension; cela produit un excellent résultat pour les mouvements de base comme le roulis, le tangage, etc. Cependant, une manœuvre agressive montre les inefficacités du modèle linéaire, par exemple un temps de réponse lent par exemple. Par conséquent, une modélisation non linéaire complète sera nécessaire pour une modélisation du quadcopter.

L'algorithme PID classique représenté sur la figure (5.1) a été utilisé comme plate-forme de contrôle pour tester notre modèle de quadcopter développé. Généralement, un contrôleur PID est un mécanisme de boucle de commande de rétroaction qui calcule en continu une différence de valeur d'erreur entre un point de consigne souhaité et une variable mesurée et applique une action de commande en compensant la différence d'erreurs; le contrôleur tente de minimiser l'erreur dans le temps en ajustant la variable de commande (telle que la tension fournie au quadcopter) à une nouvelle valeur déterminée par une somme pondérée de sa loi de commande donnée comme: [11]

$$u(t) = K_P e(t) + K_I \int_0^t e(t)\,dt + K_D \frac{de(t)}{dt} \qquad (5.1)$$

KP, KI et KD sont tous non négatifs et dénotent respectivement les coefficients pour les termes proportionnel, intégral et dérivé.

5.2. Description des régulateurs

Un régulateur PID remplit essentiellement trois fonctions :

- Fournir un signal de commande u(t) en tenant compte de l'évolution du signal de sortie y(t) par rapport à la consigne y^*(t).
- Éliminer l'erreur statique grâce au terme intégrateur.
- Anticiper les variations de la sortie grâce au terme dérivateur.

Le régulateur PID classique relie directement le signal de commande u(t) au signal d'écart e(t). Sa description temporelle est la suivante :

$$u(t) = K_P e(t) + K_I \int_0^t e(t)\,dt + K_D \frac{de(t)}{dt} \quad (5.2)$$

L'écart se définit par:

$$e(t)=y^*(t)-y(t) \quad (5.3)$$

Où y*(t) est la consigne et y(t) est la sortie mesurée par le capteur. En prenant la transformée de Laplace de l'équation, on obtient la fonction de transfert du correcteur

$$C(p)=Kp+Ki\frac{1}{p}+Kdp \quad (5.4)$$

Cette combinaison des termes P, I et D est aussi désignée sous le nom de forme parallèle ou non inter active. Le schéma fonctionnel d'un processus réglé à l'aide d'un tel régulateur est donné à la figure (5.2).

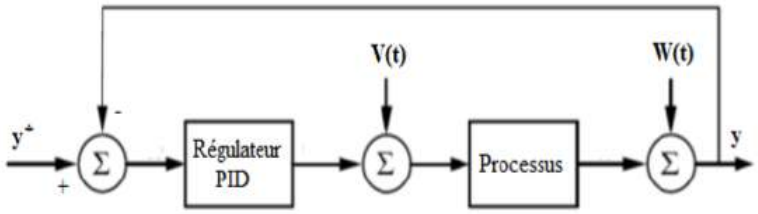


Figure 5.2 : Schéma fonctionnel d'un processus réglé par un PID classique

La figure (5.2) illustre le principe général d'un processus réglé par PID où on y trouve les perturbations V(t) et W(t). Ces bruits sont généralement issus des capteurs et des actionneurs du système. Pour atteindre les performances souhaitées d'un régulateur on tend à apporter les modifications suivantes : On réduit l'effet de la consigne sur le terme proportionnel pour minimiser les dépassements en conservant un faible temps de réglage.

5.3. 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.

Le gain proportionnelK_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. Le tableau ci-dessous illustre le comportement de la boucle fermée lorsque les paramètres augmentent indépendamment les uns des autres. [14]

Paramètre:	Temps de montée	Dépassement	Temps de stabilisation	L'erreur en régime permanent
K_P	↓	↑	léger changement	↓
K_I	↓	↑	↑	éliminer
K_D	léger changement	↓	↓	léger changement

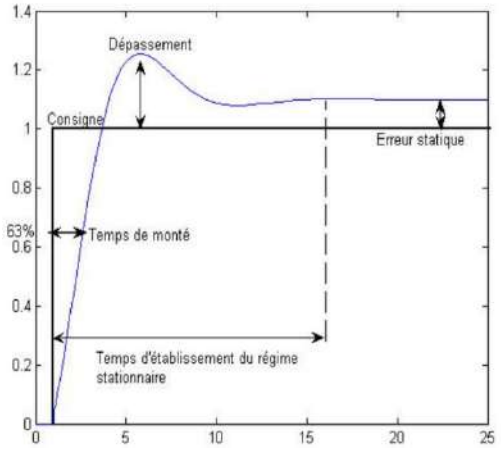


Tableau 5.1 : représente le principal objectif des paramètres PID avec un graphe explicatif.

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. [14]

5.4. 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). [14]

5.5. Optimisation et Simulation :

Un quadcopter se présente en quelque sorte comme un hélicoptère miniature à quatre moteurs. C'est un système à six degrés de liberté, qui se pilote généralement avec des consignes en puissance, et en angle (tangage, roulis et lacet). Le pilotage d'un tel engin s'avère difficile, d'autant plus que sa structure est très légère, ce qui le rend très sensible aux perturbations extérieures. Le but de notre projet est donc de stabiliser le quadcopter, c'est à dire de s'assurer que son comportement est conforme aux consignes que l'on lui donne. [4]

Il est remarquable que le drone à 6 degrés de liberté, mais seulement 4 moteurs. Ce qui signifie qu'on peut contrôler 4 degrés permis les 6. Quand même, c'est facile de choisir les variables à contrôler, ce sont celles qui conduisent à déplacer le drone dans les différents sens.

Les mouvements à contrôler sont cités par la suite :

- contrôle du mouvement selon l'axe vertical : (Z)
- contrôle de la rotation autour de l'axe vertical : (Z)
- contrôle de la rotation autour de l'axe horizontal : (X)
- contrôle de la rotation autour de l'axe horizontal : (Y)

Et le schéma suivant illustre le modèle de quadcopter régulé avec la régulateur PID par une boucle fermée. Dans ce cas l'association procédée et instruments constitue un système asservi:

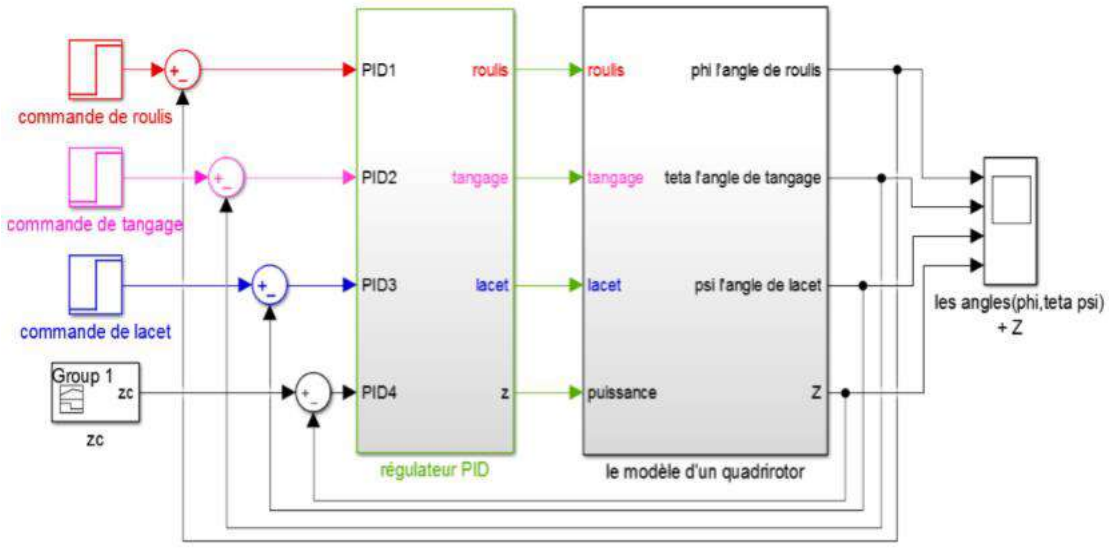


Figure 5.3 : schéma Simulink du régulateur PID

Après avoir modélisé le comportement du quadcopter, nous passons à l'étape de la simulation afin de valider notre modèle. Pour cela, on a opté d'utiliser MATLAB/Simulink.

On établit un modèle sous Simulink :

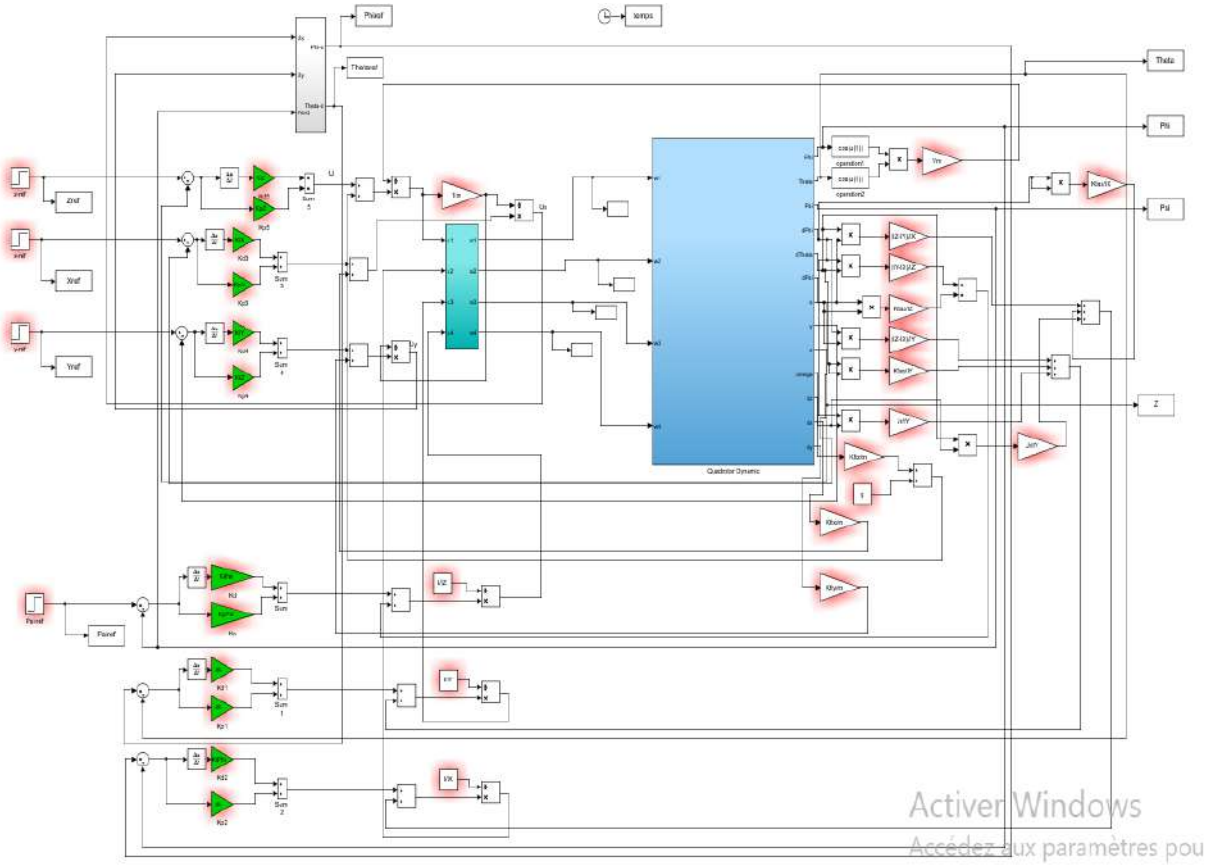


Figure 5.4 : Modèle Simulink complet et système de contrôle pour quadcopter dans Matlab.

Les schémas blocsontreprésentés dans l'annexe 3.

Nous avons ce schémabloc (Figure 5.5) qui explique bien le quadcopter mais il contient des capteurs que nous ne possédons pas dans notre prototype et ne pouvons pas retirer du schéma et voilà pourquoi nous sommes allés à l'ancien schéma

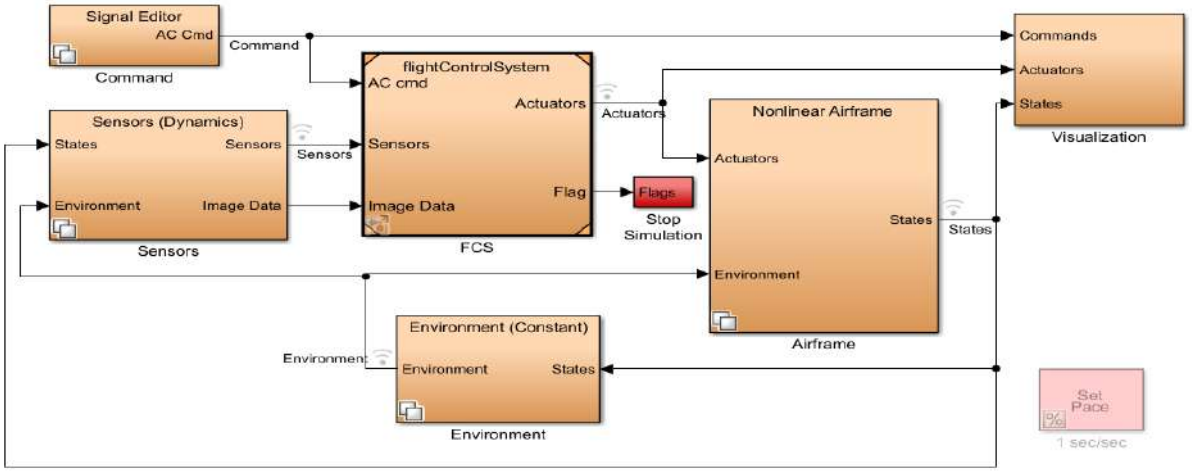


Figure 5.5 : Modèle Simulink complet et système de contrôle pour quadcopter dans Matlab.

5.5.1. Les résultats de Simulation

- **Cas 0:**KiX=1; KpX=1; KdX=1; KiY=2; KpY=5; KdY=1; KiZ=1; KpZ=1; KdZ=1;KiPsi= 1; KpPsi =1; KdPsi=1; KiTheta =30; KpTheta =100; KdTheta=1; KiPhi =30; KpPhi=100; KdPhi=1;

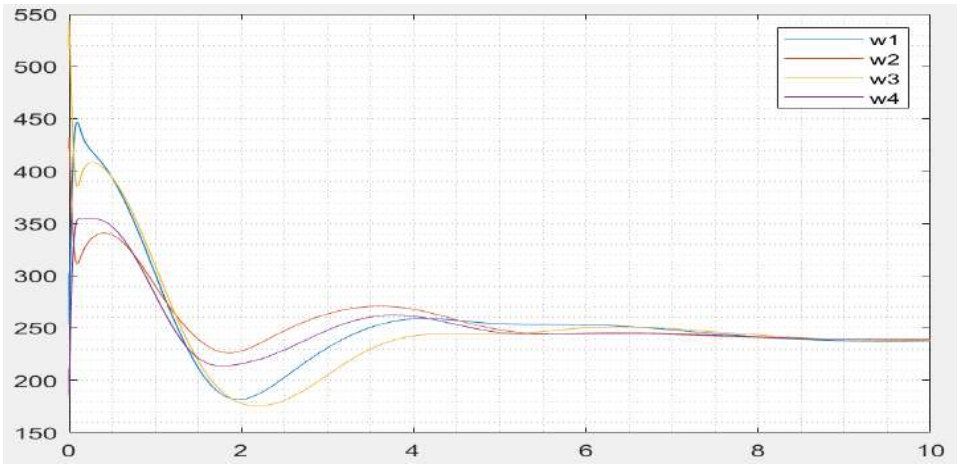


Figure 5.6: représente les variations des vitesses angulaires en fonction du temps.

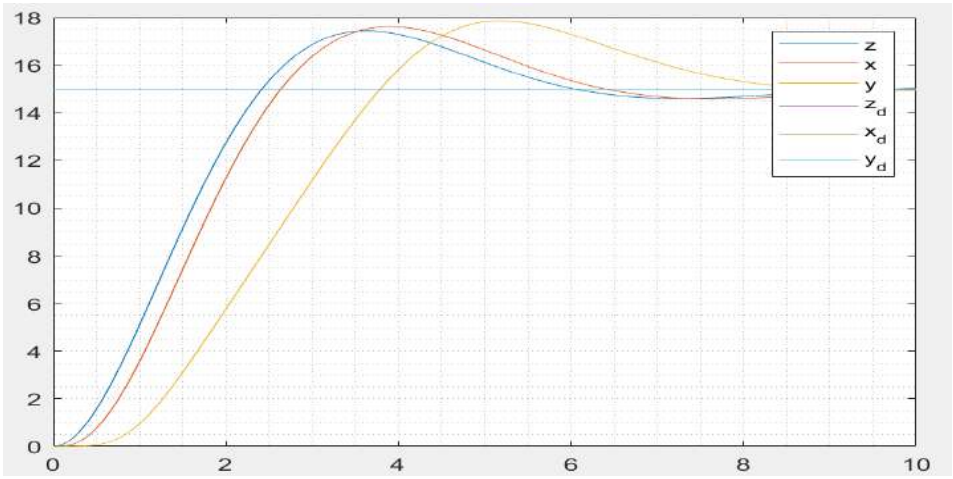


Figure 5.7 : représente les variations des déplacements linéaires en fonction du temps.

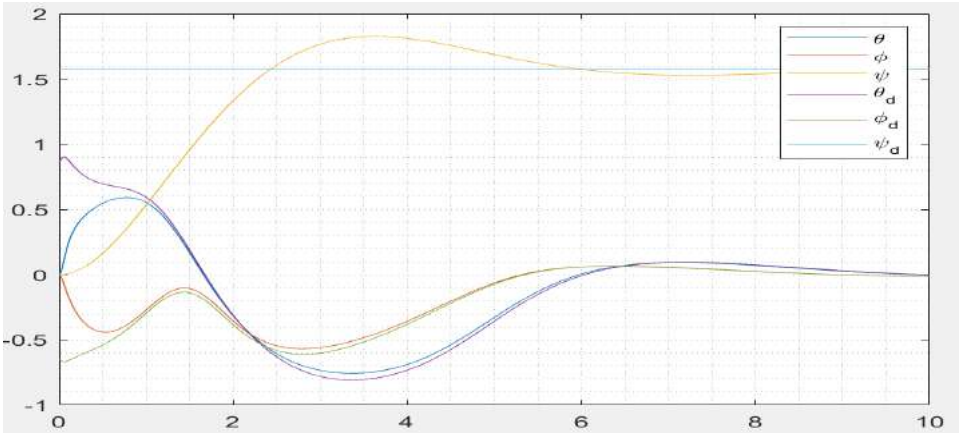


Figure 5.8 : représente les variations des déplacements angulaires en fonction du temps.

- **Cas 1:** KiX = 1.6; KpX = 0.8; KdX=1; KiY = 2; KpY = 5; KdY=1; KiZ = 1; KpZ = 1; KdZ=1;KiPsi=1; KpPsi=1; KdPsi=1; KiTheta=30; KpTheta=100; KdTheta=1; KiPhi=30; KpPhi= 100; KdPhi=1;

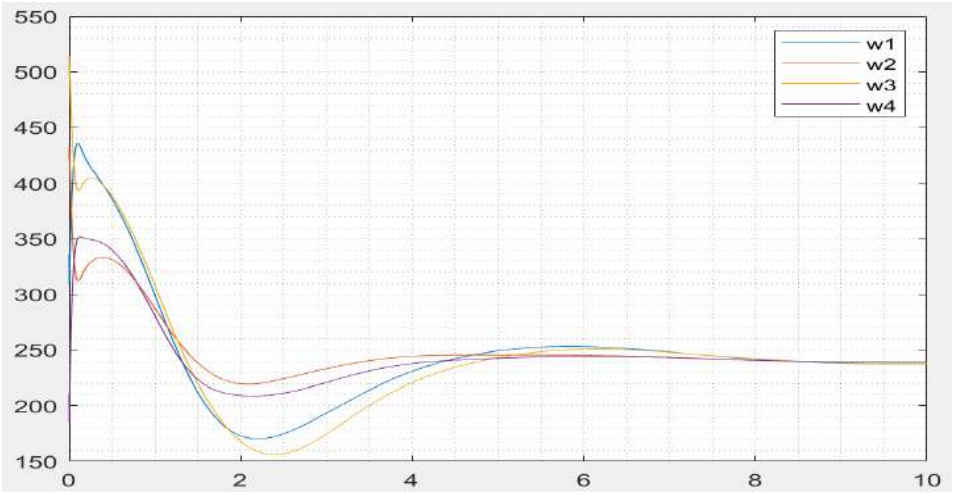


Figure 5.9 : représente les variations des vitesses angulaires en fonction du temps.

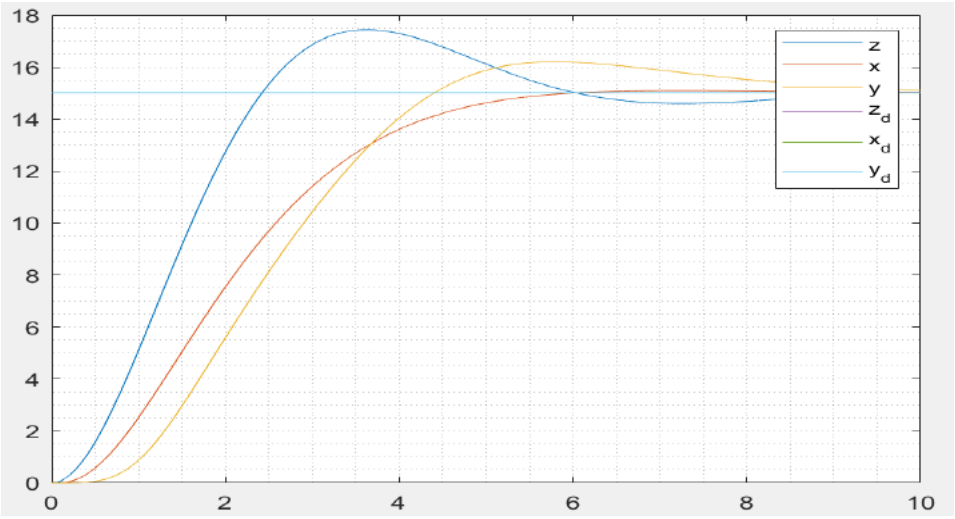


Figure 5.10 : représente les variations des déplacements linéaires en fonction du temps.

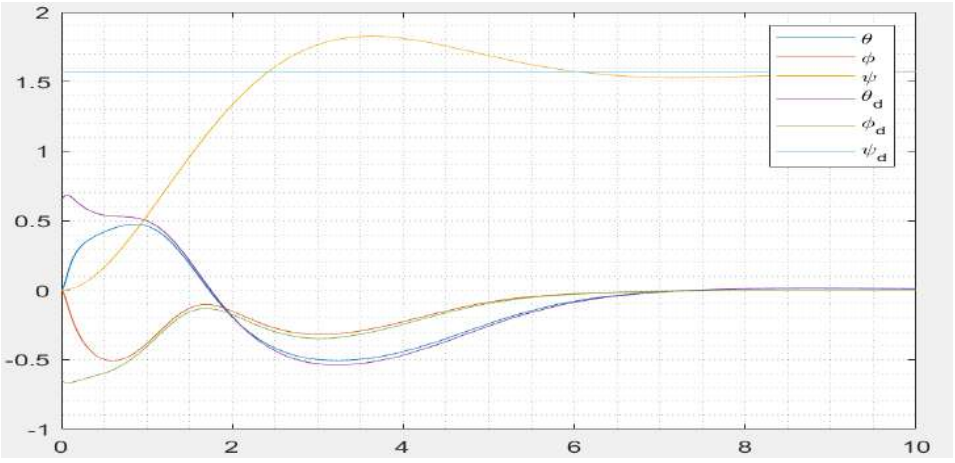


Figure 5.11 : représente les variations des déplacements angulaires en fonction du temps.

- **Cas 2:** KiX=1.6; KpX=0.8; KdX=1; KiY=3; KpY=0.1; KdY=1; KiZ =1; KpZ =1; KdZ=1;KiPsi=1; KpPsi =1; KdPsi=1; KiTheta =30; KpTheta =100; KdTheta=1; KiPhi= 30; KpPhi =100; KdPhi=1;

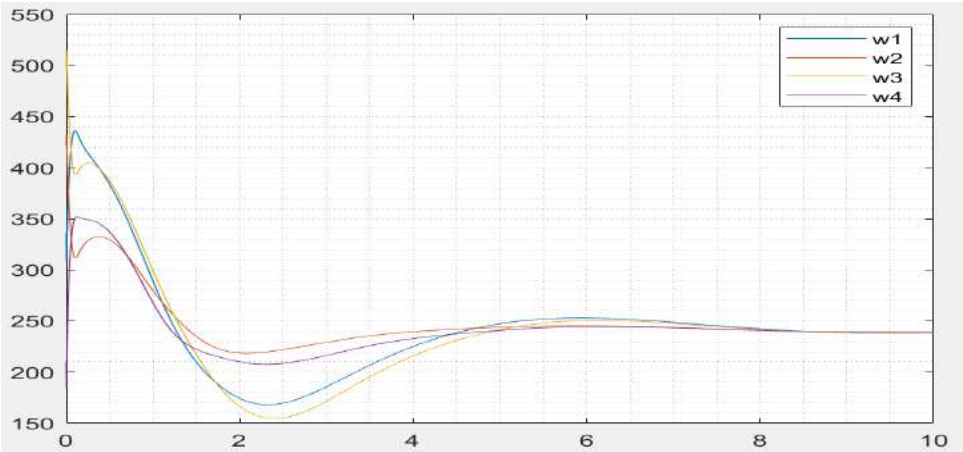


Figure 5.12 : représente les variations des vitesses angulaires en fonction du temps.

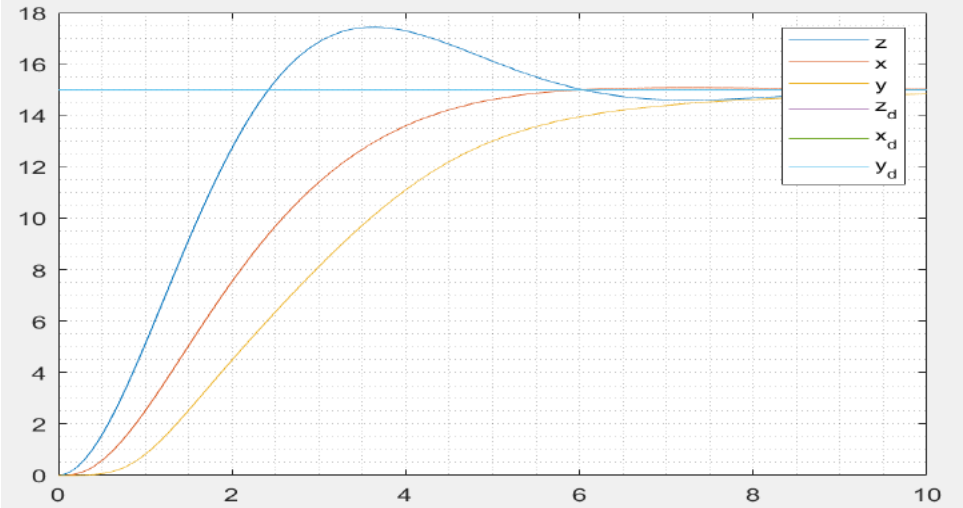


Figure 5.13 : représente les variations des déplacements linéaires en fonction du temps.

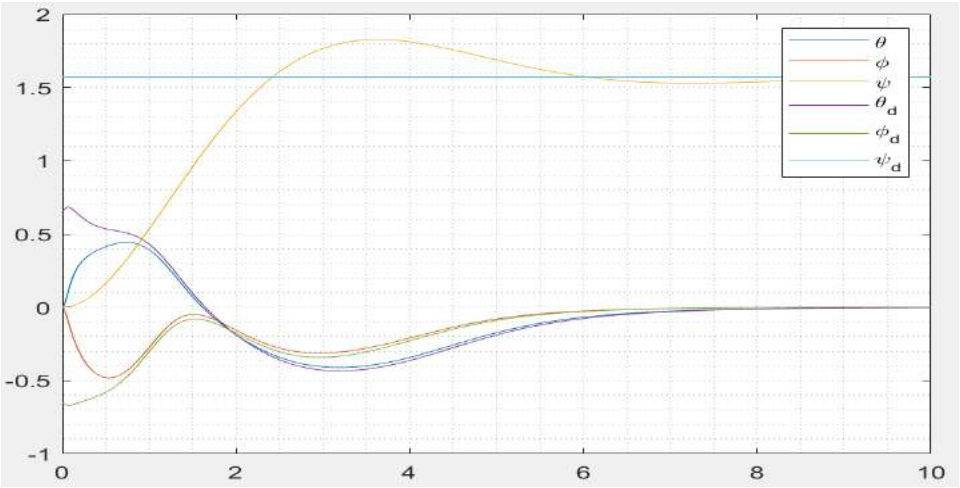


Figure 5.14 : représente les variations des déplacements angulaires en fonction du temps.

- **Cas 3:** KiX =1.6; KpX = 0.8; KdX=1; KiY = 3; KpY = 0.1; KdY=1; KiZ=1.3; KpZ =1; KdZ=1;KiPsi=1; KpPsi =1; KdPsi=1; KiTheta =30; KpTheta =100; KdTheta=1; KiPhi=30; KpPhi=100; KdPhi=1;

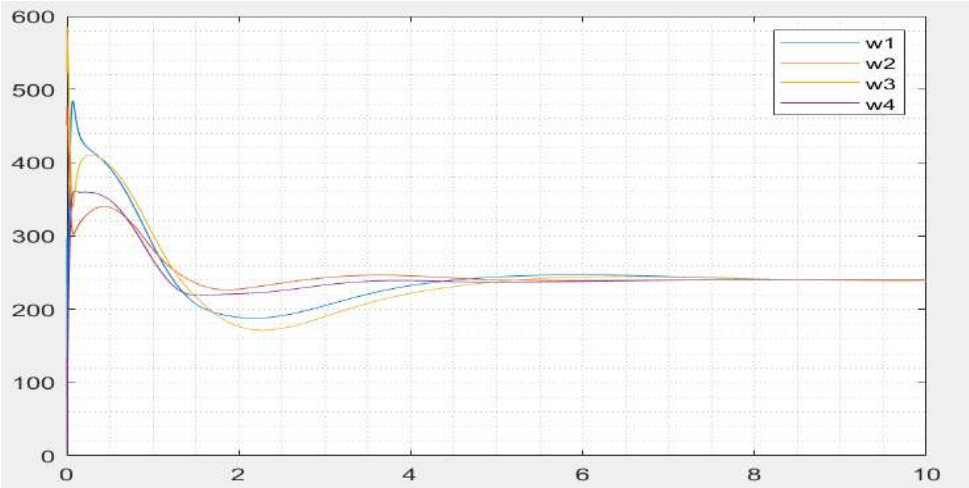


Figure 5.15 : représente les variations des vitesses angulaires en fonction du temps.

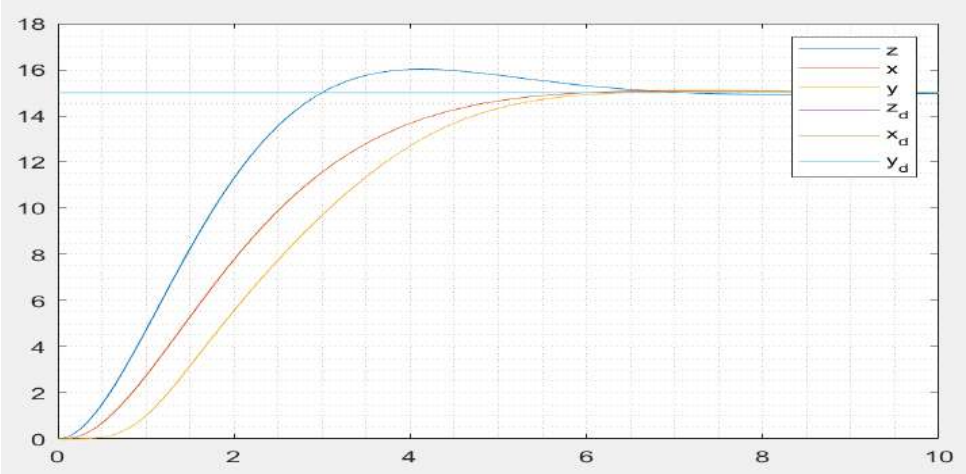


Figure 5.16 : représente les variations des déplacements linéaires en fonction du temps.

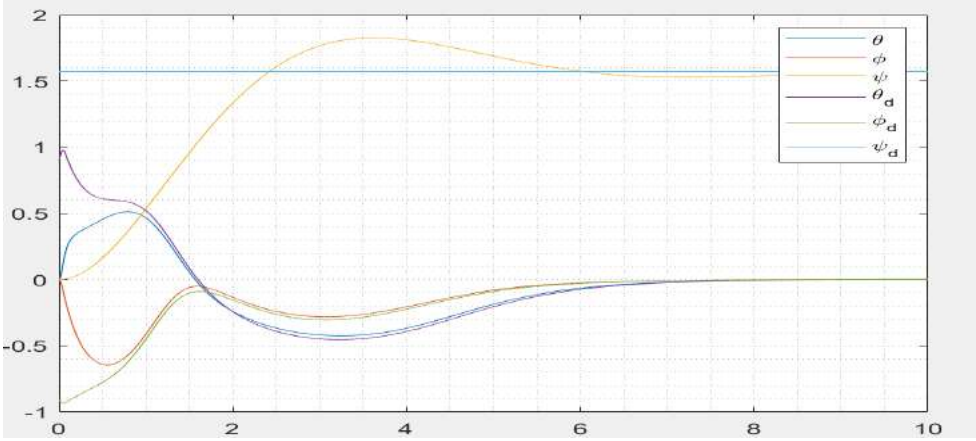


Figure 5.17 : représente les variations des déplacements angulaires en fonction du temps

- **Cas 4:** ZiX=1.6;KpX=0.8;KdX=1;KiY=3;KpY=0.1;KdY=1;KiZ=1.3;KpZ=1;KdZ=1;KiPsi= 1.4;KpPsi = 1;KdPsi=1;KiTheta =30;KpTheta =100;KdTheta=1;KiPhi= 30;KpPhi=100;KdPhi=1;

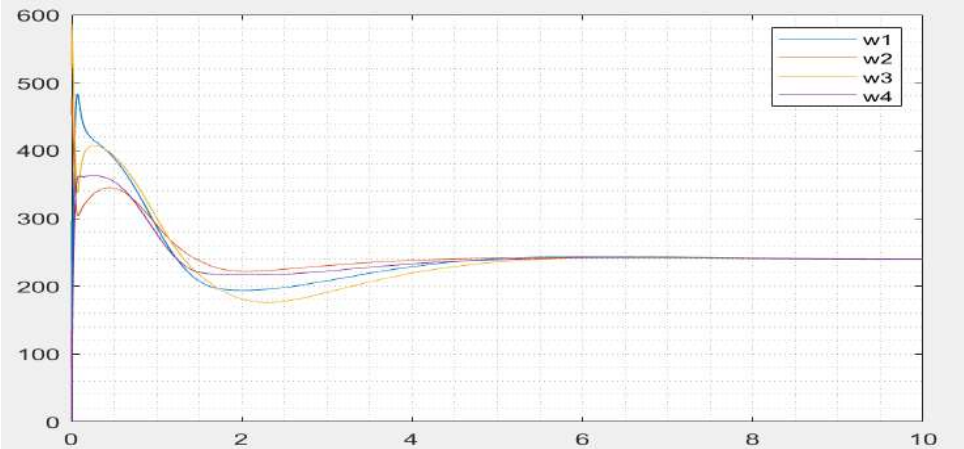


Figure 5.18 : représente les variations des vitesses angulaires en fonction du temps.

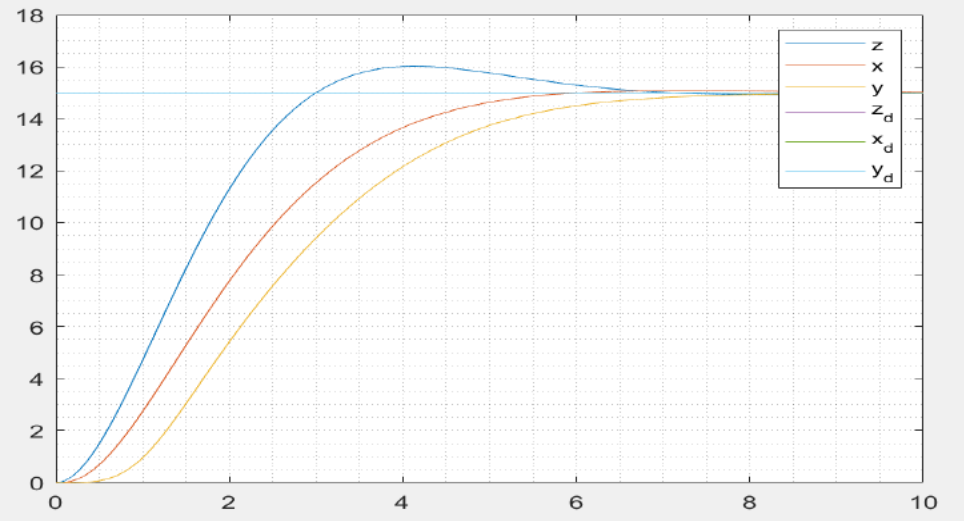


Figure 5.19 : représente les variations des déplacements linéaires en fonction du temps.

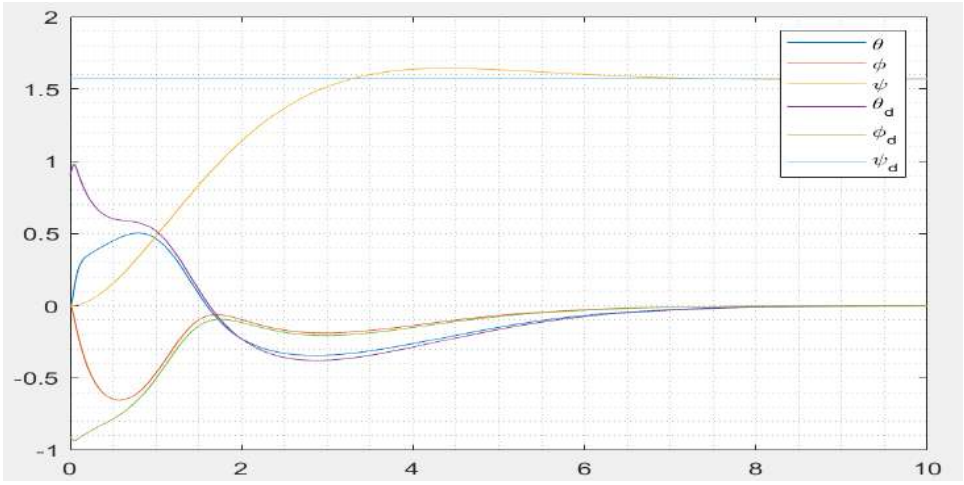


Figure 5.20 : représente les variations des déplacements angulaires en fonction du temps.

- **Cas 5:**KiX=1.6;KpX=0.8;KdX=1; KiY=3;KpY=0.1;KdY=1;KiZ=1.3;KpZ=1;KdZ=1;KiPsi= 1.4;KpPsi =1;KdPsi=1;KiTheta =10;KpTheta =70;KdTheta=1;KiPhi =10;KpPhi=70;KdPhi=1;

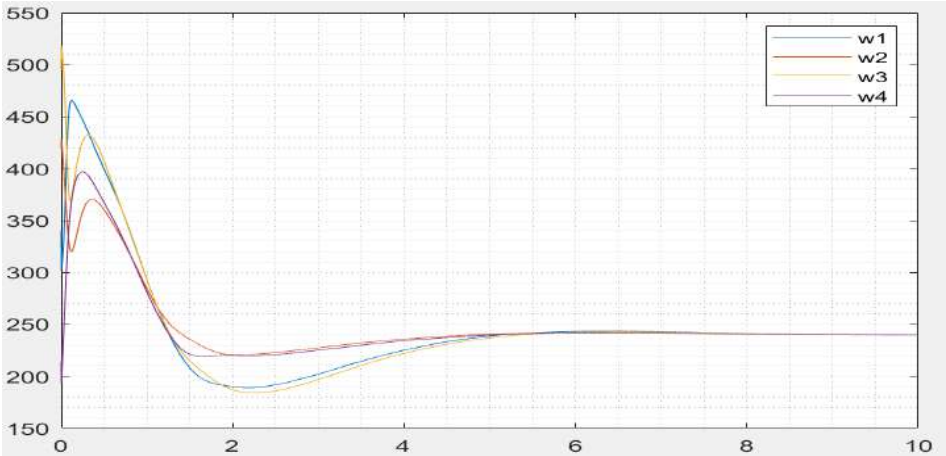


Figure 5.21 : représente les variations des vitesses angulaires en fonction du temps.

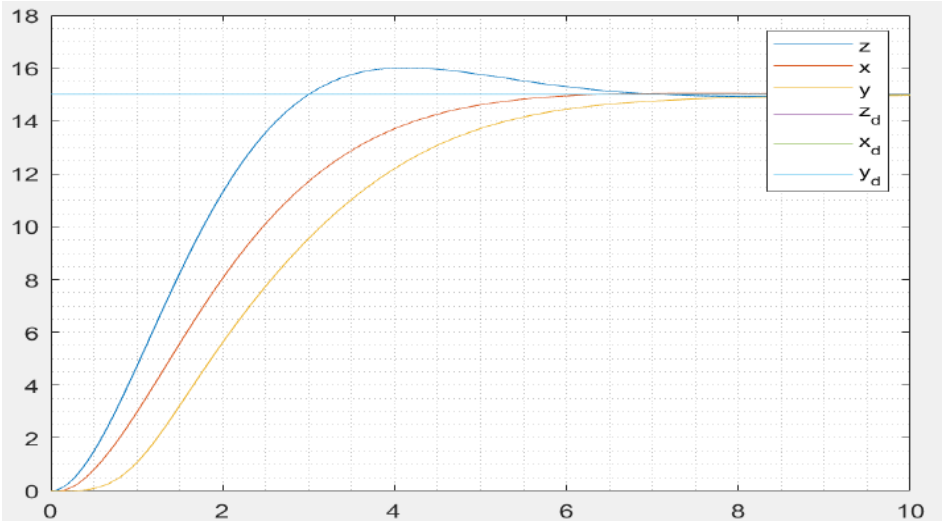


Figure 5.22 : représente les variations des déplacements linéaires en fonction du temps.

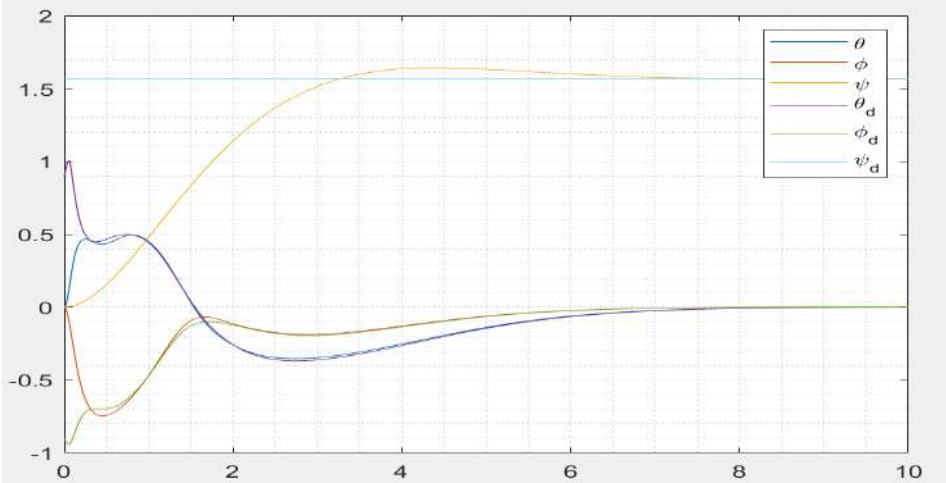


Figure 5.23 : représente les variations des déplacements angulaires en fonction du temps.

Les figures ci-dessus surtout le cas 4 montrent que la régulation par PID est suffisante pour la stabilisation horizontale (en zéro) d'attitude du quadcopter et en même temps assure un temps de réponse très rapide et ne consomme pas beaucoup d'énergie.

5.6. Conclusion

L'étude menée dans ce chapitre sur les mouvements d'un quadcopter nous a permis de construire un algorithme de contrôle plus performant. En effet, il augmente la rapidité du système ainsi que sa précision en changeant les valeurs des gains qui présente les paramètres PID. Chaque paramètre du régulateur influence directement sur la stabilisation du système, Ce qui nous a mené à varier les valeurs de ces paramètres jusqu'à l'obtention d'un système stable avec des valeurs convenables.

Et nous avons remarqué que ce système peut contrôler 6 degrés de liberté, mais les perturbations et les effets externes perturbent ce système.

Conclusion général

Conclusion général

La popularité croissante des Quadcopter, l'ambition pour la conception des drones à décollage verticale et les avancées technologiques dans ce domaine, ont fait que le Quadcopter voit un intérêt écrasant ces dernières années. En fait, la nécessité d'un système de contrôle d'attitude pour la stabilisation du Quadcopter s'est avérée être la principale motivation de cette recherche.

Le travail est un défi vis-à-vis de la complexité du modèle mathématique de drone et les différentes méthodes utilisées. Nous avons entamé ce travail par l'étude du fonctionnement du Quadcopter et de ses différents éléments mécaniques et aérodynamiques. Dans notre travail, nous avons considéré la stabilisation du Quadcopter dans le cas idéal sans prendre en compte par exemple les erreurs de modélisation du drone, la présence de perturbations imprévisibles telles que les rafales de vent. En effet, comme perspective, ces conditions réelles peuvent être considérées dans l'élaboration de la commande dans le but d'augmenter le domaine de fonctionnement du Quadcopter (à l'intérieur ou bien à l'extérieur).

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

Dans le troisième chapitre. Nous avons étudiée des mouvements du Quadcopter dans l'espace pour la modélisation dynamique, par utilisation les équations du mouvement, commençant 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 de PCB par EAGLEet fait la conception des pièces mécanique par SolidWorks et déterminé les différents paramètres géométriques et les diférents paramètres dynamiques.

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

Conclusion générale

Cette simulation a été implémentée sous MATLAB/SIMULINK. La commande donnait des bons résultats. Ce résultat peut être considéré comme une preuve de modèle appliqué au noter prototype. Simulation permettant de soumettre le système aux différents tests. Les résultats de la simulation présentés dans ce chapitre montrent le bon choix de la modélisation.

En fin de compte, nous avons fait la conception du modèle quadcopter, et créez un système d'équilibration pour aider (voir annexe 3).

Annexes

Annexes

Annexe 1

Le schéma final de PCB

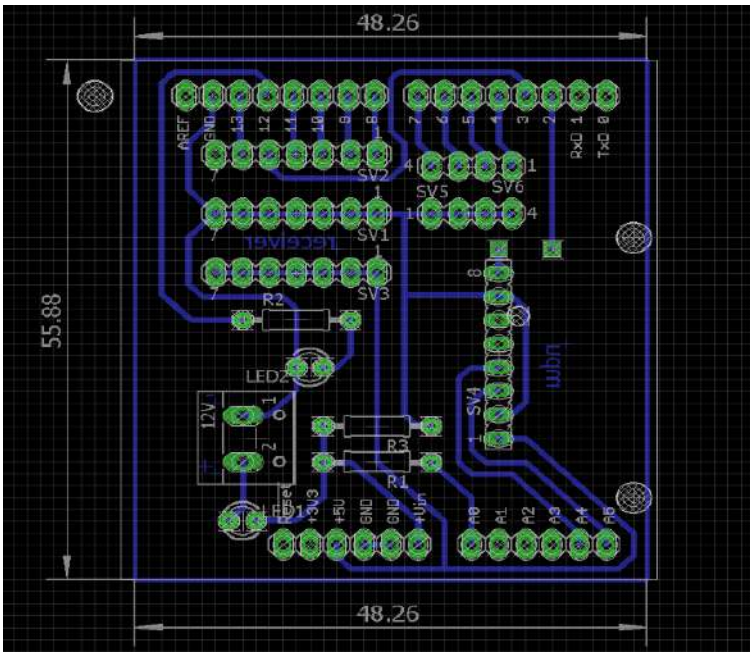


Figure A.1 : Le schéma final de PCB

Annexe 2

Les schémas bloc de nous modèle Simulink pour les translations et les rotations

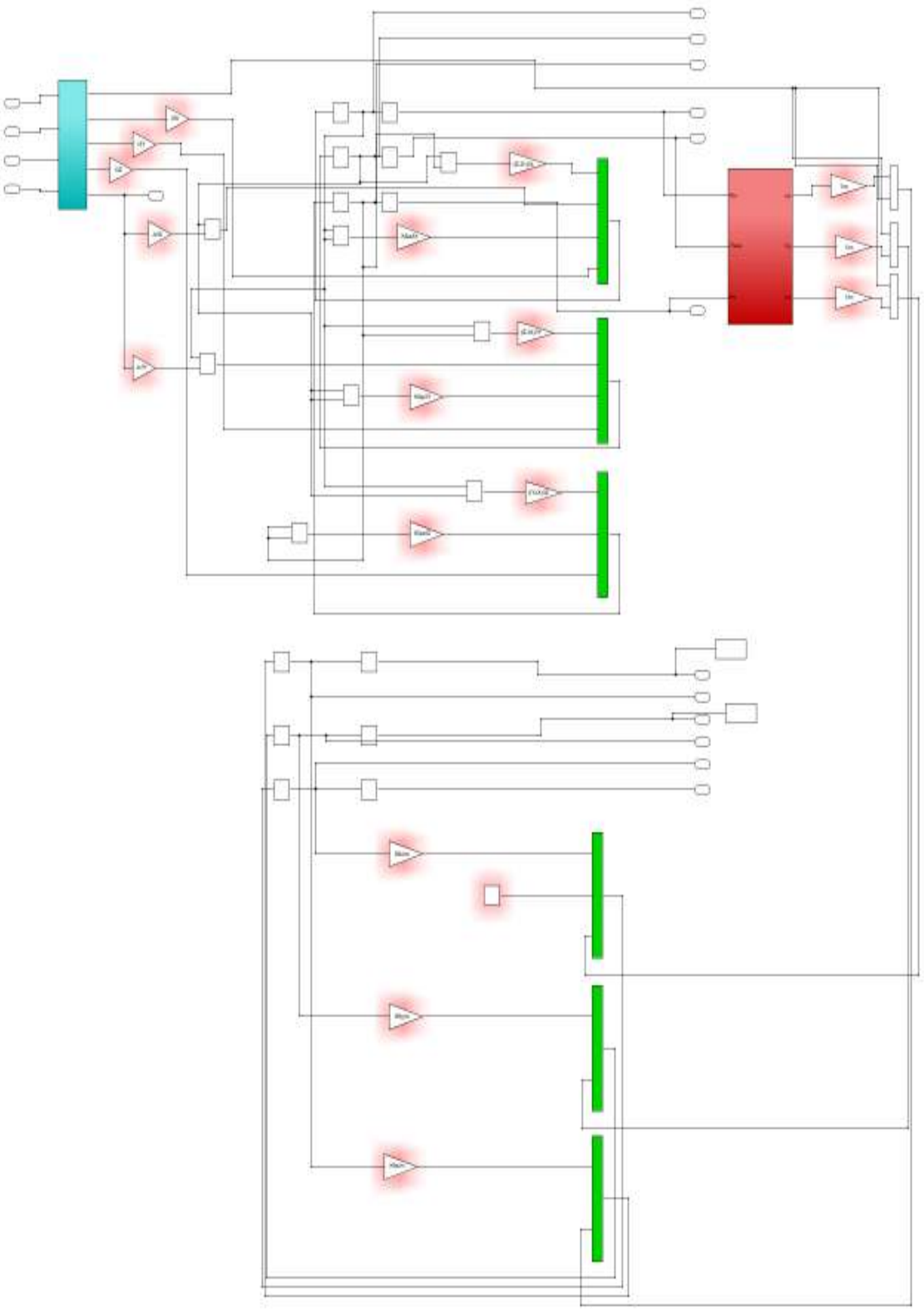


Figure A.2 : schéma bloc Quadrotor Dynamique

Annexes

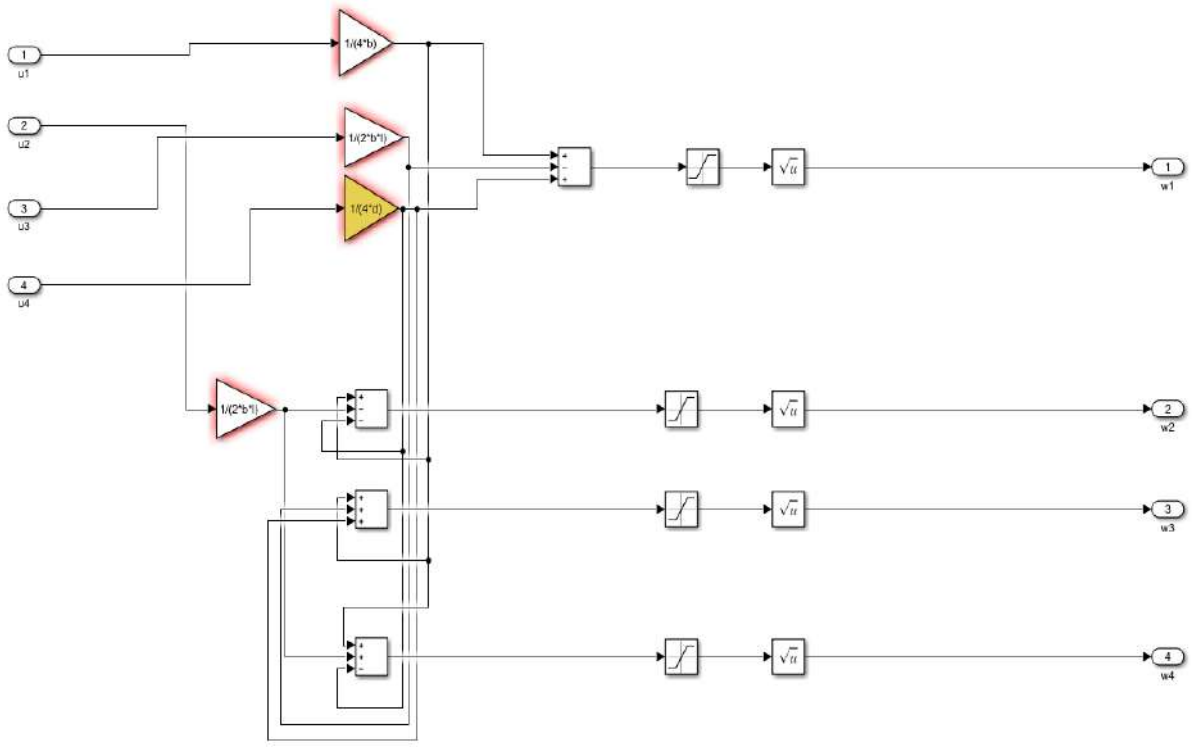


Figure A.3: schéma bloc Subsystem

Annexe 3

Cette conception nous a aidés à améliorer la stabilité du Quadcopter en réalité.



Figure A.4 : Outil de stabilité



Figure A.5 : Deux photos expliquant le design.

Annexes

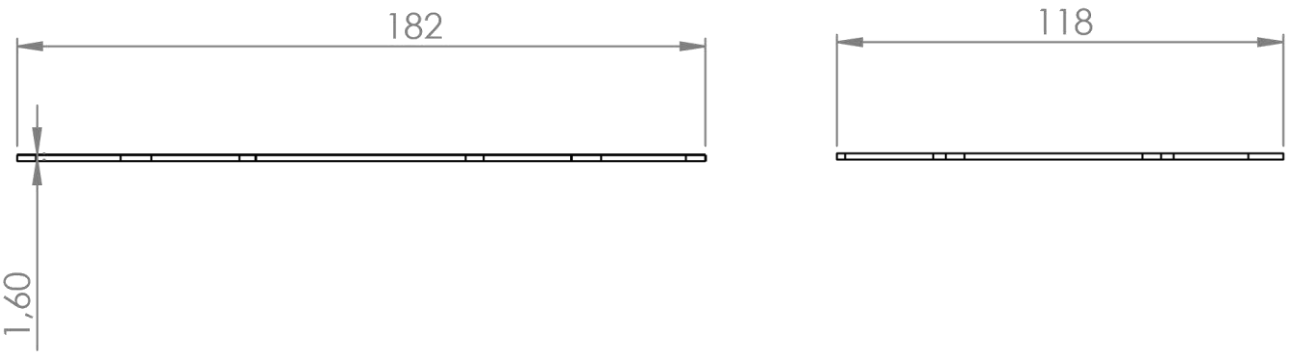


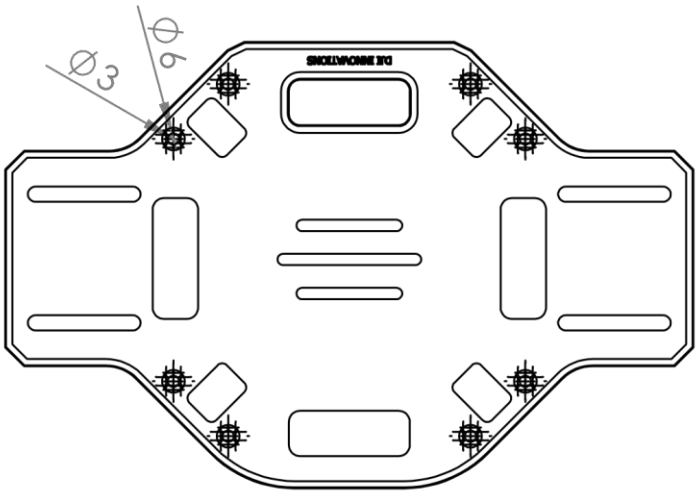
Figure A.6 : L’Outil de stabilité avec le drone.

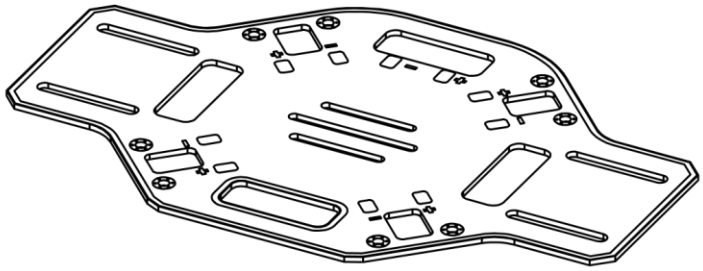
Annexe 4

Les dessins de définitions

Annexes

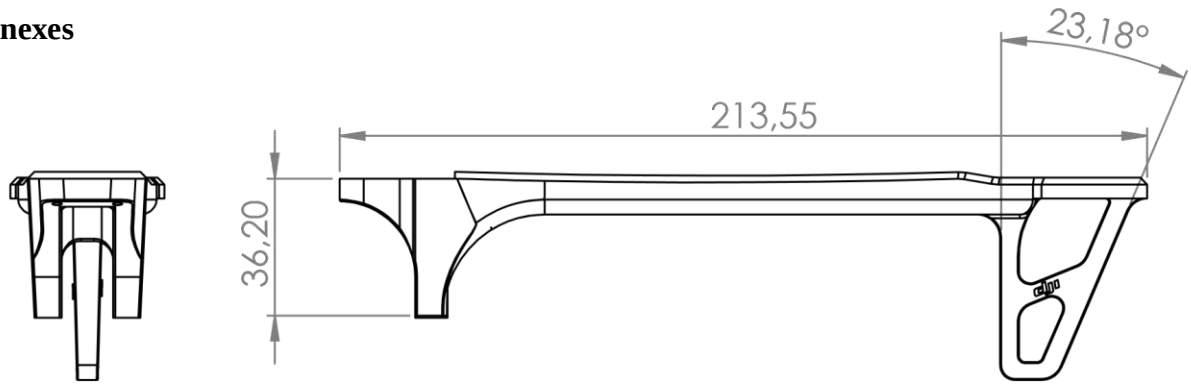


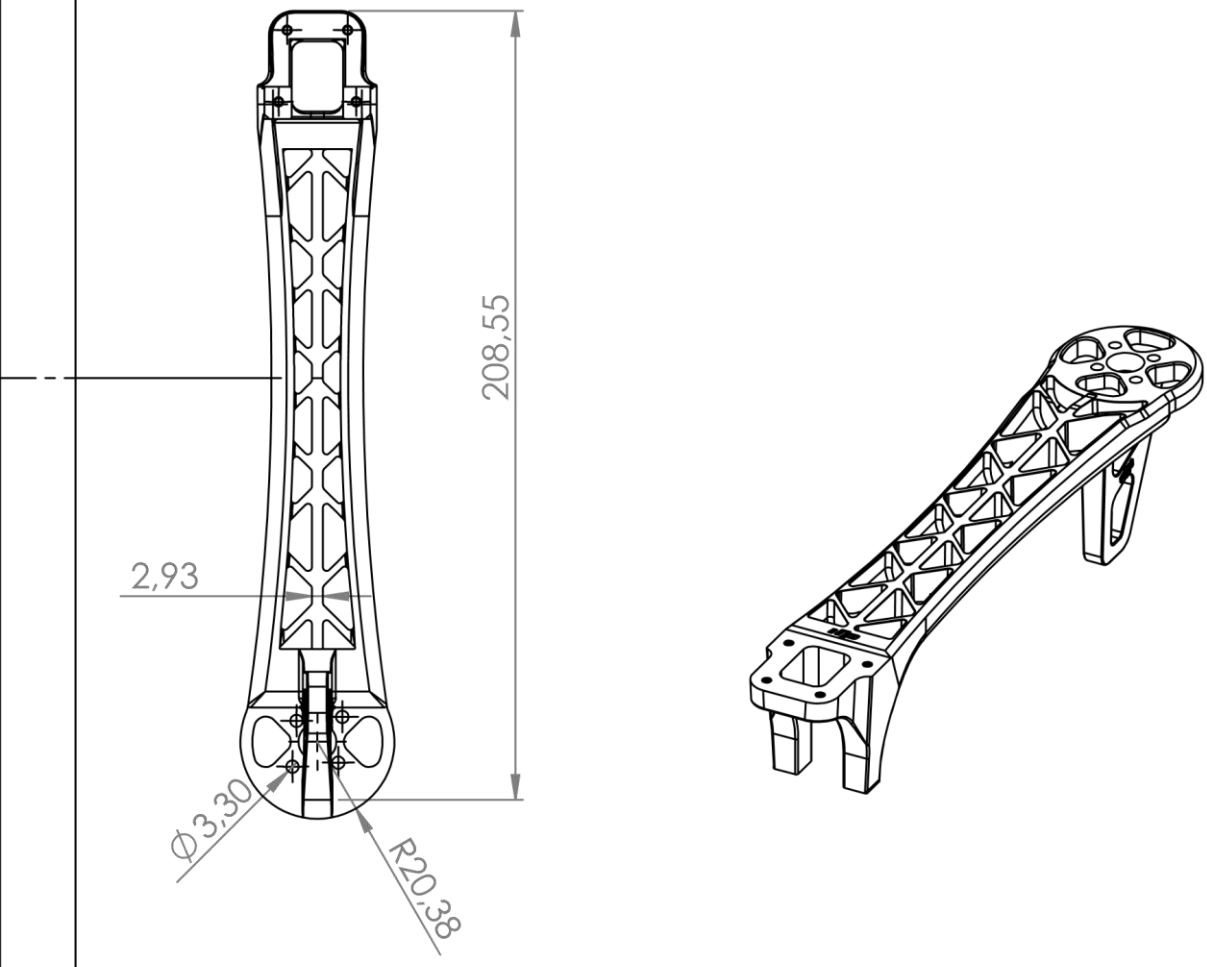




UNIVERSITE"Dr YAHIA FARES" DE ME'DE'A		
2 eme année master mécatronique	Bottom board	ECH:1/2
promo:2020	T.ibrahim/A.abderrahim	

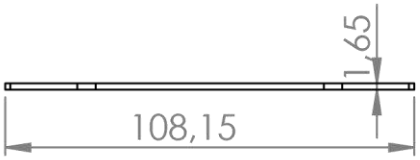
Annexes



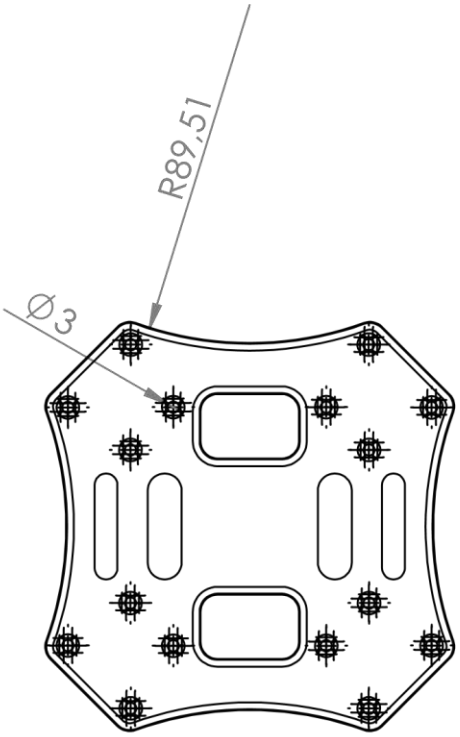


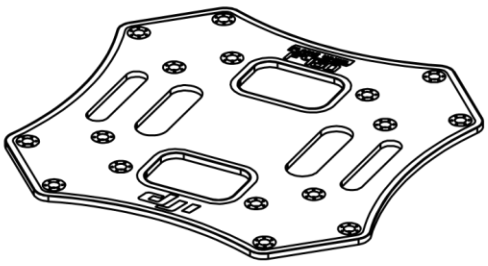
UNIVERSITE"Dr YAHIA FARES" DE ME'DE'A		
2 eme année master mécatronique	arm 1.2.3.4	ECH:1/2
promo:2020	T.ibrahim/B.abderrahim	

Annexes





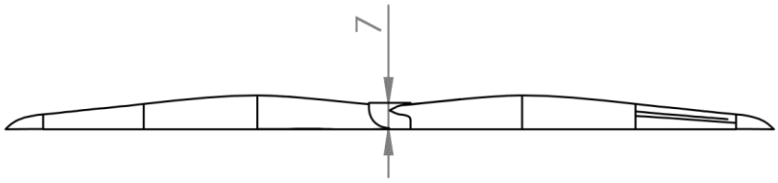


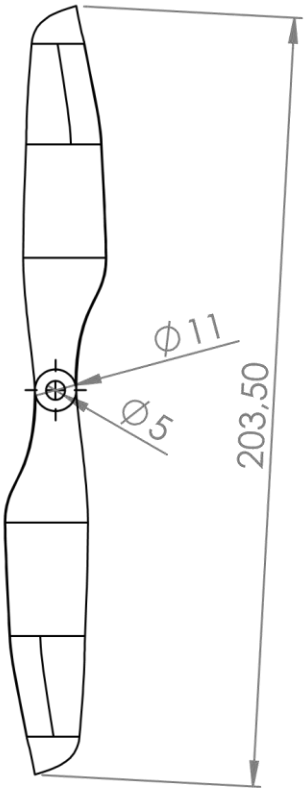


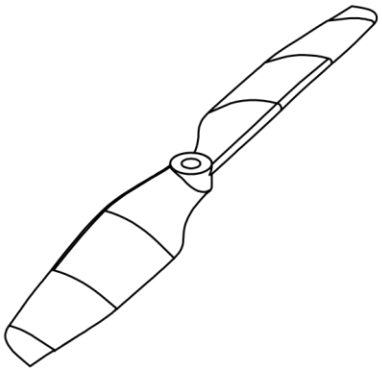
UNIVERSITE"Dr YAHIA FARES" DE ME'DE'A		
2 eme année master mécatronique	Top board	ECH:1/2
promo:2020	T.ibrahim/A.abderrahim	

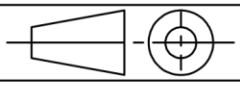
Annexes



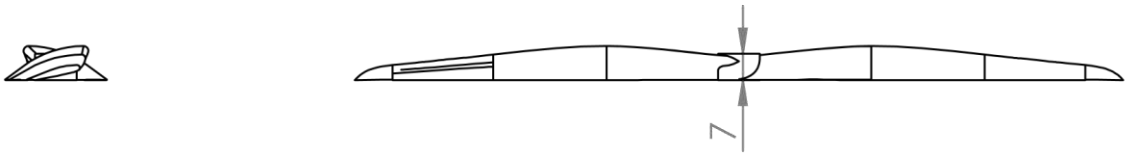


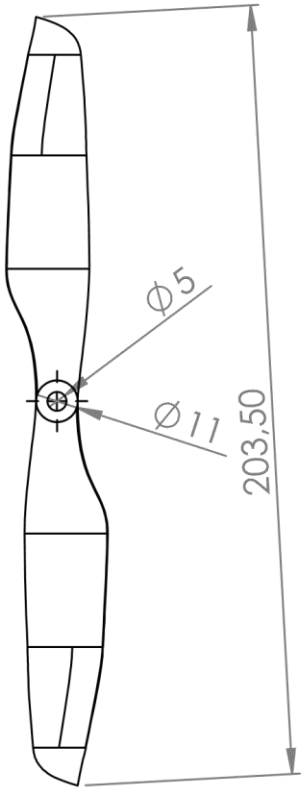


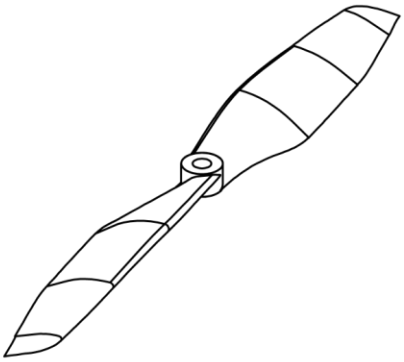


UNIVERSITE"Dr YAHIA FARES" DE ME'DE'A		
2 eme année master mécatronique	elice _CW	ECH:1/2
promo:2020	T.ibrahim / B.abderrahim	

Annexes







UNIVERSITE"Dr YAHIA FARES" DE ME'DE'A		
2 eme année master mécatronique	elice_cww	ECH:1/2
promo:2020	T.ibrahim / B.abderrahim	

Références

RÉFÉRENCES

[1] Mokhtari M. R, MODELISATION ET COMMANDE D'UN ENGIN VOLANT AUTONOME DE TYPE QUADROTOR, mémoire de master en Automatique Option Contrôle de processus, le 26/10/ 2011, Universite AboubekrBelkaid Tlemce.

[2] https://www.universalis.fr/encyclopedie/drones/2-histoire-des-drones.

[3] https://www.les-drones.com/mini-drone

[4] AMMARI SaraDIPLÔME DE MASTER Spécialité : Informatique Industrielle Thème :

Simulation et commande d'un drone (Quadrirotor) En utilisant Simulink,UNIVERSITE LARBI BEN M'HIDI D'OUM EL BOUAGHI2017

[5] Sahiri. S, Conception et contrôle d'un drone, mémoire de master,Université de Médéa (2019).

[6] https://tpedrone.wordpress.com/about-2/?blogsub=confirming#subscribe-blog

[7] https://fr.wikipedia.org/wiki/Circuit_imprim%C3%A9

[8]https://eduscol.education.fr/sti/sites/eduscol.education.fr.sti/files/ressources/pedagogiques/9005/9005-moteurs-brushless-v3.pdf

[9] Jian Zhao, Yangwei Yu, Brushless, DC Motor Fundamentals Application Note, MPS, (2008).

[10] KHEBBACHE.H, Tolérance aux défauts via la méthode backstepping des systèmes non linéaires Application du Système UAVQuadrirotor, Mémoire de Magister,UNIVERSITE FERHAT ABBAS DE SETIF UFAS (ALGERIE) (2012).

[11] Sumaila. M, Techniques for QuadcopterModelling&Design : A Review Article. University of Derby (2018).

[12] NizarHadi. A,Tuning of PID Controllers for Quadcopter System using Hybrid Memory based Gravitational Search Algorithm-Particle Swarm Optimization, International Journal of Computer Applications, Volume 172, No.4, 2017.

[13] https://pmb.univ-saida.dz/butecopac/doc_num.php?explnum_id=206

Références

[14] Oludayo, J,OguntoyinboPID control of brushless DC motor and robot trajectory planning simulation with MATLAB®/SIMULINK®(2009).

[15] Monia MECHIRGUI MÉMOIRE PRÉSENTÉ À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE COMME EXIGENCE PARTIELLE À L'OBTENTION DE LA MAÎTRISE EN GÉNIE ÉLECTRIQUE, COMMANDE OPTIMALE MINIMISANT LA CONSOMMATION D'ÉNERGIE D'UN DRONE UTILISÉ COMME RELAI DE COMMUNICATION MONTRÉAL, LE 15 OCTOBRE 2014

[16] Guillaume CHARLAND-ARCAND MÉMOIRE PRÉSENTÉ À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE COMME EXIGENCE PARTIELLE À L'OBTENTION DE LA MAÎTRISE EN GÉNIE ÉLECTRIQUE,CONTRÔLE NON LINÉAIRE PAR BACKSTEPPING D'UN HÉLICOPTÈRE DE TYPE QUADROTOR POUR DES APPLICATIONS AUTONOMES MONTRÉAL, LE 15 OCTOBRE 2014

[17]Brice HERNANDEZ MÉMOIRE PRÉSENTÉ À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE COMME EXIGENCE PARTIELLE À L'OBTENTION DE LA MAÎTRISE AVEC MÉMOIRE EN GÉNIE ÉLECTRIQUE M.Sc.A. Commande par linéarisation entrée-sortie d'un drone de type quadcopter à l'aide de la Kinect One. MONTRÉAL, LE 20 AOÛT 2014

[18]BOUROUIS Thameur Mohamed BOUZID Abdellah Souleymane MEMOIRE DE FIN D'ETUDE EN VUE DE L'OBTENTION DU DIPLOME DE MASTER THEME COMMANDE FLOUE GLISSANTE D'UN APPAREIL A VOL ET ATTERRISSAGE VERTICAL 2017

[19] ZEGHLACHE Samir En vue de l'obtention du DOCTORAT Spécialité : Electronique Intitulé : Commande non linéaire d'un appareil à vol vertical 2014

[20] Samir BOUABDALLAH ÉCOLE POLYTECHNIQUE FÉDÉRALE DE LAUSANNE POUR L'OBTENTION DU GRADE DE DOCTEUR ÈS SCIENCES design and control of quadrotors with application to autonomous flying THÈSE NO 3727 (2007) Université Aboubekr Belkaid, Tlemcen, Algérie

Références