

REPUBLIQUE DU CAMEROUN

*Paix - Travail - Patrie*

\*\*\*\*\*

UNIVERSITE DE YAOUNDE I  
ECOLE NORMALE SUPERIEUR  
D'ENSEIGNEMENT TECHNIQUE  
D'EBOLOWA  
DEPARTEMENT DE GENIE  
ELECTRIQUE

\*\*\*\*\*



REPUBLIC OF CAMEROUN

*Peace - Work - Fatherland*

\*\*\*\*\*

UNIVERSITY OF YAOUNDE I  
HIGHER TECHNICAL TEACHER  
TRAINING COLLEGE OF  
EBOLOWA  
DEPARTMENT OF ELECTRICAL  
ENGINEERING

\*\*\*\*\*

**Filière  
Electrotechnique (ET)**

**CONCEPTION ET REALISATION D'UN DRONE  
DE TRANSPORT DE MEDICAMENTS  
URGENTS**

Mémoire de fin d'étude  
En vue de l'obtention du Diplôme de Professeur d'Enseignement  
Technique et  
Professionnel de 2e grade (DIPET II)

Par : TCHAKOUTEU NANA Vanissa Blondelle

Sous la direction de  
**Pr. Salomé NDJAKOMO ESSIANE**  
Maître de conférences  
**Dr. MENGATA Ghislain**

**Année Académique : 2019 - 2020**



**Dédicace**

**A**  
**MON EPOUX**

## Remerciements

Ce mémoire n'aurait pas été possible sans l'intervention, consciente, d'un grand nombre de personnes. Nous souhaitons adresser nos remerciements les plus sincères aux personnes qui nous ont apporté leur aide et qui ont contribué à la réalisation de ce travail.

Nous tenons aussi à exprimer notre gratitude et mes remerciements sincères à Madame le Directeur de l'ENSET d'Ebolowa, Chef de Département de Génie Electrique, et notre directeur de mémoire Professeur NDJAKOMO ESSIANE Salomé, pour son suivi, son orientation et sa rigueur au plan académique. Ses conseils, ses critiques, sa rigueur au travail et son entière disponibilité nous ont permis de mener à bien notre cursus académique ;

Dr. MENGATA Ghislain, notre encadreur qui nous a permis de bénéficier de son expérience, de ses précieux conseils et surtout de sa grande disponibilité ;

Nos remerciements à tous le personnel enseignant de l'ENSET de l'Université de Yaoundé I à Ebolowa, En particulier ceux du département du Génie électrique de l'ENSET d'Ebolowa pour leurs enseignements et pour le dévouement qu'ils ont toujours manifesté pour la réussite de notre formation ;

Nous remercions également les membres du jury pour avoir porté un intérêt à notre travail et d'avoir accepté de participer à cette soutenance ;

Nous ne saurions comment exprimer nos remerciements à Madame FOUA, notre responsable d'étude, pour son suivi et son esprit maternel. C'est cet esprit qui nous a bercé et surtout nous mettre au pas pour la rédaction de ce mémoire ;

Tous les membres de notre famille qui nous ont encouragés moralement durant cette période passée à Ebolowa ;

Nous exprimons également, nos remerciements à M. AMENG Julien, M. ASSEMBE Fidèle, M. DANIEL DIDIER, M. ETOGA NDONGO H., M. KENGNE Guy, M. MEYE

Ridje, M. NGUEMETA B., Mme NGUISSI Carolle tous futurs enseignants et camarades pour les moments chaleureux, conseils et la disponibilité dont ils ont fait preuve. C'est par ce vivre ensemble que nous avons mené à bien notre cursus jusqu'à la rédaction de ce mémoire ;

Nous présentons en fin notre gratitude à tous ceux dont les noms ne sont pas mentionnés dans ce mémoire et que vos Assistances financière, morales ou matérielles ont pu nous aider dans la réalisation de notre projet et mémoire.

# Table des matières

Dédicace .....	i
Remerciements .....	ii
Liste des tableaux .....	vii
Liste des figures .....	viii
Liste des abréviations .....	x
Liste des symboles .....	xi
Résumé .....	xii
Abstract .....	xiii
Introduction générale.....	1
CHAPITRE I : GENERALITE ET ETAT DE L'ART SUR LES DRONES .....	3
INTRODUCTION .....	3
I.1. Etat de l'art.....	3
I.1.1.L'hélicoptère Classique .....	4
I.1.2.L'hélicoptère mono rotor.....	4
I.1.3 L'hélicoptère birotor coaxiale .....	5
I.1.4 L'hélicoptère birotor (un rotor pour chaque extrémité).....	6
I.1.5 L'hélicoptère Multi rotor (hélicoptère à plusieurs voilures tournantes).....	6
I.2. Généralités sur les UAV.....	7
I.2.1.Définition d'UAV :.....	7
I.2.2.Bref Historique : .....	7
I.2.3 Classification des drones .....	10
I.2.4 Missions des hélicoptères drones .....	11
I.3. Drone civil : définition, avantages, législation et les contraintes.....	13
I.3.1.Les principaux avantages du drone : .....	13
I.3.2.Les principaux inconvénients du drone :.....	14
I.3.3.Les contraintes :.....	14
I.4. Drone civil: la réglementation:.....	15
CONCLUSION .....	16
CHAPITRE II : OUTILS ET METHODE.....	17
INTRODUCTION .....	17

II.1. METHODE .....	17
II.1.1. Description générale du quadrotor .....	17
II.1.2. Les mouvements du quadrirotor .....	18
II.1.3. Mouvement vertical.....	19
II.1.4. Mouvement de roulis.....	20
II.1.5. Mouvement de tangage .....	21
II.1.6. Mouvement de lacet .....	21
II.1.7. Mouvements de translation .....	22
II.2. Modélisation dynamique du Quadrotor .....	23
II.2.1. Modèle dynamique du quadrotor .....	23
II.2.2. Angles d'Euler.....	24
II.2.3. Vitesses angulaires .....	25
II.2.4. Vitesses linéaires .....	26
II.3. Effets physiques agissants sur le Quadrirotor .....	26
II.3.1. Les forces : .....	26
II.3.2. Les moments .....	27
II.3.3. Effet gyroscopique .....	28
II.3.4. Développement du Modèle mathématique selon Newton-Euler .....	29
II.3.5. Equations de mouvement de translation.....	31
II.3.6. Equations de mouvement de rotation .....	31
II.3.7. La représentation d'état du système .....	33
II.3.8. La dynamique des rotors .....	34
II.3.9. Les valeurs des paramètres du quadrirotor .....	36
II.3.10 Illustration de la structure de commande du quadrirotor .....	36
II.4. OUTILS .....	38
II.4.1. Le récepteur, la radiocommande et les quartzs .....	38
II.4.2. Matériel utilisés pour mettre sur pied la radiocommande .....	41
CONCLUSION .....	51
CHAPITRE III : RESULTATS ET DISCUSSIONS .....	52
INTRODUCTION.....	52
III.1. Fonction de transfert de l'ensemble moteur-variateur.....	52
III.1.2. Schéma de la modélisation du moteur-variateur sous Simulink.....	52
III.1.3. Modèle Simulink du Quadrirotor.....	53

III.1.4. Synthèse des résultats en simulation.....	54
III.1.5. Application du correcteur PID .....	55
III.2. Résultats expérimentaux.....	59
II.2.1. ordinateur de bord sur Proteus 8 .....	59
III.2.2. Branchement des capteurs avec la carte arduino .....	60
III.2.3. Réalisation des typons sur ARES .....	61
CONCLUSION .....	65
Conclusion générale et perspectives .....	66
Références bibliographique .....	67
ANNEXES .....	68
Programme de l'émetteur .....	70

## Liste des tableaux

<i>Tableau 1 : Quelques projets de quadrirotor.....</i>	9
<i>Tableau 2 : Paramètres du modèle du quadrirotor utilisé.....</i>	36
<i>Tableau 3: Connexions entre Arduino et le module nRF24l01.....</i>	42
<i>Tableau 4: Caractéristiques de la carte Arduino.....</i>	44



# Liste des figures

Figure 1: Hélicoptère Classique (un rotor principal et un rotor de queue) .....	4
Figure 2: Hélicoptère mono rotor .....	5
Figure 3: Hélicoptère mono rotor .....	5
Figure 4: Hélicoptère birotor (Sea Knight CH-46 air raft) .....	6
Figure 5: Quadrirotor .....	7
Figure 6: Structure générale d'un quadrotor .....	18
Figure 7: Illustration du mouvement vertical .....	20
Figure 8: Illustration du mouvement de roulis .....	20
Figure 9: Illustration du mouvement de tangage .....	21
Figure 10: Illustration du mouvement de lacet .....	22
Figure 11: Illustration du mouvement de translation .....	22
Figure 12: Géométrie du quadrirotor .....	24
Figure 13: Structure de commande du quadrirotor .....	36
Figure 14: Architecture du quadrirotor .....	37
Figure 15: Architecture de la radio commande .....	37
Figure 16: Signal PWM .....	39
Figure 17: Ordre du récepteur .....	39
Figure 18: Récepteur Graupner R700 .....	39
Figure 19: Radiocommande FUTABA .....	40
Figure 20: Image des nRF24101 .....	41
Figure 21: Schéma interne du nRF24101 .....	42
Figure 22: PCB du nRF24101 .....	43
Figure 23: Carte Arduino Uno .....	43
Figure 24: Brochage de la carte Arduino et mapping du microcontrôleur .....	44
Figure 25: Schéma interne et annoté d'un moteur Brushless .....	46
Figure 26: Schéma d'un moteur Brushless .....	46
Figure 27: schéma de principe .....	47
Figure 28: ESC 30A .....	47
Figure 29: L'accéléromètre et les gyroscopes .....	47
Figure 30: Contrôleur KK 2.0 .....	48
Figure 31: Batterie LiPo 3S .....	49
Figure 32: évolution de la température en fonctionnement excessif .....	50
Figure 33: Schéma de câblage .....	50
Figure 34: Schéma du modèle Simulink .....	53
Figure 35: Modèle Simulink du quadrirotor .....	54
Figure 36: Schéma du modèle Simulink avec correcteurs PID .....	55
Figure 37: Résultat de simulation correction PID sur le roulis .....	56
Figure 38: Résultat de simulation correction PID sur le tangage .....	57
Figure 39: Résultat de simulation correction PID sur le lacet .....	57
Figure 40: Stabilisation des angles d'Euler du quadrirotor, en utilisant correction PID .....	58
Figure 41: schématisation de l'ordinateur de bord sur Proteus 8 .....	59

<i>Figure 42: alimentation sur Proteus 8</i> .....	60
<i>Figure 43:Branchement des capteurs avec la carte arduino</i> .....	61
<i>Figure 44: typon de l'ordinateur de bord sur ARES</i> .....	62
<i>Figure 45: visualisation du typon de l'ordinateur de bord en 3D</i> .....	62
<i>Figure 46: typon de l'alimentation</i> .....	<i>Figure 47: visualisation du typon en 3D</i> .....
<i>Figure 48:Fixation des moteurs et leurs contrôleurs</i> .....	63
<i>Figure 49 : Drone terminé, prêt à l'utilisation</i> .....	64
<i>Figure 50:Radio commande prêt à l'utilisation</i> .....	64

## Liste des abréviations

DDL : Degrés De Liberté

ESC: Electronics Speed Controller

FC: Flight Controller

Gyro: gyroscope

LCD: Liquid Crystal Display

LiPo : Lithium Polymère

MALE : Medium Altitude Long Endurance

NiCd : Nickel Cadmium

PID : Proportionnel Intégral Dérivé

PS2 : PlayStation 2

PWM : Pulse Width Modulation

QRO : Quadrirotor Observer

RF : radio fréquence

RPM : Rotation Par Minute

UAV : Unmanned Aerial Vehicle

## Liste des symboles

$F$  : Force de poussée

$\Omega$  : Vitesse de rotation dans le repère fixe

$V$  : Vitesse linéaire dans le repère fixe

$R$  : Matrice de rotation

$T$  : Matrice de transformation

$\xi$  : Vecteur de position

$\phi$  : Angle de roulis

$\theta$  : Angle de tangage

$\psi$  : Angle de lacet

$\omega$  : Vitesse de rotation de moteur

$\omega_d$  : Vitesse de rotation désirée des moteurs

$\omega$  : Erreur entre  $\omega$  et  $\omega_d$

$\tau$  : Couple d'entrée des moteurs

$u$  : La commande

$x$  : Variable d'état

$x_d$  : Etat désiré

$e$  : Erreur de poursuite

$s$  : Surface de glissement

$t$  : Variable de temps

## Résumé

Ce présent projet porte sur **l'étude et la réalisation d'un drone Quadrirotor QRO**. L'objectif étant le transport de médicament urgent. Pour y parvenir, nous avons débuté par une étude dynamique du Quadrirotor et de ses différents composants, puis nous avons fait des simulations en temps réel sur carte Arduino Uno. Ensuite nous sommes passés à la réalisation de la radiocommande personnalisée en 2.4 GHz grâce à une manette PS2 Dualshock qui a d'abord été simulé sur plaque à essai puis réalisé sur un typon ; en parallèle nous avons réalisé le circuit de réception du drone afin de tester les commandes provenant de la radiocommande dans le but de commander nos moteurs Brushless. Enfin nous avons procédé à la fabrication du squelette de l'appareil pour ensuite fixer les moteurs, l'électronique de contrôle du drone et les modules de commandes des moteurs. Pour faire le dimensionnement de notre appareil et son étude dynamique nous avons dû concevoir une application en JAVA qui nous a permis de mieux appréhender les difficultés que nous devons rencontrer lors de la construction de notre Quadrirotor et dès lors nous avons émis des perspectives d'améliorations de ce projet pour les promotions futur en Génie Electrique.

## Abstract

The present project focuses on the study and implementation of a drone quadrirotor QRO. The aim is the transport of urgent medicines. To get there, we first make a dynamic study of quadrirotor and its various components, and then we made real-time simulations Arduino Uno board. Then we are going to achieve the customized radio in 2.4 GHz through a PS2 Dualshock controller that was first simulated on a test plate then performed on a quirky, due in parallel we realized the drone of the reception circuit for test commands sent by our radio to better control our brushless motors. Finally we proceeded to manufacture the device skeleton then fix the engines, the drone control and electronic engine controls. To make the design of our device and its dynamics we study due to design an application in Java that allowed us to better understand the difficulties we had to encounter when building our quadrirotor and therefore we issued prospects for improvement this project for future promotions in Electrical Engineering.

# Introduction générale

Récemment, le contrôle des engins volants a attiré l'attention des chercheurs automaticiens. Différentes approches ont été proposées pour contrôler les avions, hélicoptères, fusées, satellites, mini hélicoptères, drones, etc. [1-4]. Chacun de ces appareils ne dispose pas de modèle précis décrivant son comportement.

L'intérêt pour les drones aériens télécommandés semble grandir de plus en plus notamment pour des applications militaires (démontage par exemple) et l'intervention dans des milieux hostiles (milieux radioactifs). On peut imaginer un drone afin d'explorer un immeuble ou un tunnel contaminé et de réaliser une première observation avant toute intervention humaine.

La recherche dans le domaine des véhicules aériens autonomes est essentiellement pluridisciplinaire. En effet elle fait intervenir des domaines très variés tels que l'aérodynamique, le traitement du signal et de l'image, la commande automatique, la mécanique, les matériaux composites, l'informatique temps réel

Dans ce mémoire, nous nous intéressons en particulier aux véhicules aériens miniatures et plus particulièrement à un quadrirotor (micro hélicoptère à quatre hélices). Les drones quadrirotors sont parmi les plus complexes des objets volants, parce que leur dynamique de vol est intrinsèquement non linéaire, et les variables sont fortement couplées. Le quadrirotor a la capacité d'effectuer un vol stationnaire, ce qui est requis dans certaines applications.

L'objectif de ce projet est de construire un drone quadrirotor qui va nous permettre le transport de médicament urgent, piloté via une radiofréquence (**RF**), ainsi une réalisation d'une centrale inertielle, qui pourra être utilisé par la suite dans le mode de vol autonome. Ensuite développer un modèle dynamique de ce quadrotor qui servira de base à deux approches de régulation autour de la position d'équilibre (vol stationnaire). Tout d'abord une approche classique par proportionnelle intégrale dérivée, puis une approche dite plus moderne la commande linéaire quadratique.

Ce mémoire s'articule autour de trois chapitres :

Dans le premier chapitre, on présente les généralités et l'état de l'art des drones pour amener et justifier les choix et les orientations de ce mémoire. Nous donnons les différentes notions théoriques, définitions et les concepts relatifs à ce domaine, aussi nous donnons une idée sur les différents axes de recherche ainsi que les travaux effectués dans ce domaine.

Le deuxième chapitre est consacré à la modélisation dynamique du quadrirotor, d'abord on fait une description de ce système, structure générale et principe de vol. Puis, nous mettons en évidence la modélisation dynamique du quadrirotor, enfin, nous présenterons le matériel que nous avons utilisé pour la réalisation de notre quadrirotor.

Le troisième chapitre, présente les résultats en simulation.



# CHAPITRE I : GENERALITE ET ETAT DE L'ART SUR LES DRONES

## INTRODUCTION

Un drone ou UAV (Unmanned Aerial Vehicle) est un engin volant qui est capable de voler et d'effectuer une mission sans présence humaine à bord, il peut voler d'une façon autonome ou à l'assistance d'un pilote à une station. Les drones sont capables de transporter des caméras, des capteurs, des équipements de communication ou d'autres dispositifs. Ils sont utilisés pour réaliser des missions de reconnaissance, de recherche d'informations ou des opérations de combat, etc. [1].

### I.1. Etat de l'art

Au début du nouveau millénaire, les progrès dans de nombreuses technologies tel que la propulsion, les matériaux, l'électronique, les ordinateurs, les capteurs, les instruments de navigation, etc. ont contribué au développement des drones hélicoptères et d'autres configurations de véhicules aériens. [1].

Les drones hélicoptères peuvent être utiles dans de nombreux domaines, du civile aux militaires. Les utilités civiles sont la surveillance, le sauvetage (en mer et en montagne), ambulance aérienne, lutte contre l'incendie, etc. les rôles militaires comprennent le déminage, la surveillance du champ de bataille, etc. [2].

Aujourd'hui les drones hélicoptères jouent un rôle très important dans l'aviation moderne. Les nouvelles générations des drones qui sont capables de faire un vol stationnaire, sont conçues pour être petits, plus légers et avec certaines fonctions d'autonomies. [2-5].

On peut citer à titre d'exemple les drones à voilure tournante ou les Hélicoptères qui peuvent être classés comme suit :

- l'hélicoptère Classiques (un rotor principal et un rotor de queue) ;
- l'hélicoptère mono rotor ;
- l'hélicoptère birotor coaxial ;
- l'hélicoptère birotor (un rotor pour chaque extrémité) ;

- Multi rotor par exemple : le quadrotor (hélicoptère à quatre voilure tournante).

### **I.1.1.L'hélicoptère Classique**

La configuration la plus courante est la configuration conventionnelle. C'est une combinaison d'un rotor principal et un rotor de queue (voir la Figure 1).

La configuration classique a une bonne contrôlabilité et manœuvrabilité. Sauf que, la structure mécanique est complexe, elle nécessite un grand rotor et une longue poutre de queue. [1].



*Figure 1: Hélicoptère Classique (un rotor principal et un rotor de queue)*

### **I.1.2.L'hélicoptère mono rotor**

Ce type de configuration aérodynamique a un rotor unique et un aileron qui compense la rotation autour de l'axe Z produite par le couple du rotor (commande de lacet). De plus le rotor n'a pas de plateau cyclique pour les rotations autour des deux axes X (roulis) et Y (tangage), mais il a des ailerons supplémentaires pour produire le tangage et le roulis (voir la figure 2)



*Figure 2: Hélicoptère mono rotor*

### **I.1.3 L'hélicoptère birotor coaxiale**

Dans cette configuration, un rotor est situé au-dessus de l'autre (voir la Figure I.3). Les deux rotors tournent dans des directions opposées. En fonction de la différence de vitesse angulaire entre les deux rotors, l'hélicoptère va tourner à gauche ou à droite



*Figure 3: Hélicoptère mono rotor*

#### **I.1.4 L'hélicoptère birotor (un rotor pour chaque extrémité)**

La configuration, Tandem rotor (ou Birotor, côte à côte) est principalement utilisée dans les hélicoptères de grande taille (voir la figure 4). La construction du système de contrôle est beaucoup plus compliquée par rapport à un hélicoptère avec un rotor de queue. La disposition des deux rotors côte à côte n'a jamais été très populaire [20].



*Figure 4: Hélicoptère birotor (Sea Knight CH-46 air raft)*

#### **I.1.5 L'hélicoptère Multi rotor (hélicoptère à plusieurs voilures tournantes)**

L'hélicoptère à quatre hélices ou quadrirotor est le plus populaire parmi les hélicoptères multi rotor (voir la Figure 5). L'un des avantages de l'utilisation d'un hélicoptère multi rotors, est la capacité d'emporter des poids élevés car il a plus de portance. [3].

Les quadrirotors sont très maniables, ils permettent le décollage vertical et à l'atterrissage, ainsi que le vol en zones difficiles à atteindre. Les inconvénients sont la masse de l'hélicoptère et la consommation accrue d'énergie due à des moteurs. Comme il est contrôlé par des changements de vitesse du rotor, il est plus adapté aux moteurs électriques, les moteurs d'hélicoptères qui ont de grandes réponses lentes ne peuvent pas être satisfaisants sans un bon système de boîte de vitesse [4].



*Figure 5: Quadrirotor*

## **I.2. Généralités sur les UAV**

### **I.2.1. Définition d'UAV :**

Un UAV (Unmanned Aerial Vehicle) ou drone est : un véhicule aérien motorisé, qui ne transporte pas d'opérateur humain, utilise la force aérodynamique pour assurer sa portance, peut voler de façon autonome ou être piloté à distance, être réutilisable ou récupérable et qui emporte une charge utile létale ou non létale [1].

### **I.2.2. Bref Historique :**

Malgré que la configuration "Quadrirotor" n'a pas obtenue beaucoup d'attention jusqu'au début des années 80. Depuis, plusieurs chercheurs ont commencé à s'intéresser à cette configuration pour des raisons de simplicité, de capacité à supporter une charge utile et son cout réduit.

Depuis 2001, plusieurs centres de recherche et de groupes de spécialistes en aéronautique ont commencé à publier les premiers résultats à propos de la modélisation et de la commande de cet hélicoptère à quatre rotors tels que : les travaux de l'université de Compiègne et le projet 'Robovolint' en France, ceux de l'université de Lake Head au Canada et beaucoup d'autres.

Actuellement, de nombreux projet de recherche sont basés sur des jouets comme le Dragan flyer [7], ensuite les chercheurs les ont modifiés en embarquant plus de capteurs et des systèmes de communication. Peu de groupes s'intéressent à la conception et la réalisation des quadrirotors, et la minorité de ces groupes le fait de manière optimale (considération de la conception et le contrôle) [8].

L'intérêt pour les drones aériens semble grandir. Chacun de ces appareils ne dispose pas de modèle mathématique précis décrivant son comportement. Certains chercheurs ont déjà conçu La modélisation dynamique des drones, en général, par les équations de mouvement de Newton. Nous pouvons trouver dans la bibliographie des modèles dynamiques, tel qu'il figure dans [5, 6, 7]; l'ensemble de ces références contient le comportement complet du drone (quadrirotor) dans des différentes conditions de vol (stationnaire, en translation, ou en rotation).

Cependant, le problème principal de ces modèles dynamiques est la difficulté de concevoir un algorithme de contrôle "simple" en raison à la complexité du modèle. Pour résoudre ce problème, certains auteurs ont proposé des simples modélisations dynamiques pour la conception des contrôleurs de ces appareils [8, 9].

La première tentative de contrôler de petits drones été faite en utilisant les techniques de l'asservissement linéaire [8,10-15]. Néanmoins, la nature non linéaire des hélicoptères doit être prise en compte dans la conception de contrôleur si l'on souhaite améliorer leurs performances. Les techniques Backstepping ont été utilisées pour la conception d'une loi de commande non linéaire [9,16-18]. Récemment, Isidori et al. [19] a présenté une commande non linéaire robuste pour contrôler le mouvement d'un hélicoptère standard. [19] utilise l'état dépendant dans les équations de Riccati Afin de contrôler le mouvement d'un petit hélicoptère et qui a été testé dans un environnement réel.

En règle générale, l'étude des hélicoptères à quatre hélices a été principalement dirigée vers les différentes techniques de l'asservissement des systèmes non linéaire. Néanmoins, peu d'études ont été menées afin d'implanter ces contrôleurs dans des systèmes embarqués sur les drones. La référence [18] présente une synthèse de commande très bref utilisant la théorie de placement de pôles où les gains sont obtenus par une solution des moindres carrés récursives, le modèle dynamique est basé sur un vol vers l'avant avec une








linéarisation des équations du mouvement. La recherche dans [19] propose deux lois de commande pour le contrôle de la position et de la vitesse, en utilisant des régulateurs numériques basés sur des estimateurs. Sur la base des travaux de [20], les auteurs de [19] ont ajouté un Générateur de trajectoire et des algorithmes d'orientation en vue d'obtenir un atterrissage automatique.

Actuellement, de nombreux projet de recherche sont basés sur des jouets comme le draganflyer [16], ensuite les chercheurs les ont modifiés en embarquant plus de capteurs et des systèmes de communication. Peu de groupes s'intéressent à la conception et la réalisation des quadrirotors, et la minorité de ces groupes le fait de manière optimale (considération de la conception et le contrôle) [20].

Voici un tableau [1] proposé par l'auteur de [8], qui regroupe probablement les projets les plus intéressants de ces 10 dernières années

Tableau 1 : Quelques projets de quadrirotor

Projet	Université	photo
Mesicopter	Stamford	
E. Altug's thèse	Pennsylvanie	
P. Castillo's thèse	Compiègne	
A. Clifton's thèse	Vanderbilt	
P. Pounds's thèse	ANU	

N. Guenard's thèse	CEA	
Starmac	Stamford	
M. Kemper's thèse	Oldenburg	
P. Tournier's thèse	MIT	
MD4-200	microDrones GmbH	

### I.2.3 Classification des drones

Les drones peuvent être répartis selon plusieurs critères : la taille, l'altitude, les systèmes de contrôle, etc.

#### A. Selon la taille :

On distingue les drones Haute Altitude Longue Endurance (HALE), Moyenne Altitude Longue Endurance (MALE), micro drones et mini drones. Ces catégories sont résumées ci-après :

- **HALE** : Ce sont des drones de grande taille, le plus souvent à voilure fixe. Ils sont capables de rester très longtemps en vol et de collecter des informations sur de très longues périodes (entre 12 et 48 heures) ;
- **MALE** : sont utilisés pour des vols de longue durée à moyenne altitude opérationnelle, ayant une grande autonomie.



Ces deux types de drones font partie de la classe de grande taille. Ils peuvent embarquer des armes, ce qui nécessite généralement d'avoir un humain dans la boucle, ce dernier doit garder la décision de tir et pouvoir à tout moment annuler la mission.

- **Mini drones** : Ce sont des drones légers et de taille réduite (jusqu'à quelques kilogrammes et d'une envergure jusqu'à 1 à 2 mètres) ils ont une autonomie relativement faible (de 10 à 30 minutes) et généralement utilisés pour l'observation de zones difficiles à l'accès.

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

### **B. Selon le mode de propulsion :**

On peut aussi classer les drones selon le fonctionnement aérodynamiques dont on trouve:

- Les drones à voilures fixes : sont des drones utilisant les ailes fixes dans leur mode de déplacement, qui sont soit :
  - Plus lourd que l'air : type avion ;
  - Plus léger que l'air : type Dirigeable.
- Les drones à ailes battantes : de type oiseau ou insecte ;
- Drones à voilures tournantes : Ce type présente les avantages

Suivants :

- Un décollage et atterrissage vertical ;
- Sont capables d'effectuer un vol stationnaire à basse vitesse et à faible altitude.

Les drones à voilure tournante se subdivisent en plusieurs sous-classes dont on trouve entre autres : Mono-rotor, birotor, tris-rotor, Quadrirotor.

### **I.2.4 Missions des hélicoptères drones**

Nous évoquons ici les différentes missions pour les hélicoptères drones :

- Recherche et sauvetage :
  - Les hélicoptères drone peuvent effectuer rapidement et systématiquement des recherches dans un secteur très grand pour localiser des victimes d'un accident ou d'une catastrophe naturelle ;

- Ils peuvent focaliser les efforts de la recherche et aider l'équipage de sauvetage à l'opération de sauvetage au lieu de longue opération de recherche ;
  - Ils peuvent plus aisément être déployés dans les conditions atmosphériques qui empêcheraient normalement la recherche et le sauvetage pilotés par l'homme ;
  - Ils peuvent être sacrifiés en conditions très dangereuses pour sauver des vies humaines. Les exemples typiques incluent le vol près d'un incendie de forêt pour rechercher les individus perdus, recherchant dans des secteurs contaminés, et identifiant les fuites radioactives potentielles après un accident de réacteur nucléaire.
- Surveillance :
- Les hélicoptères drones peuvent patrouiller un secteur et rapporter l'activité intéressante ou peu commune ;
  - Ils peuvent automatiquement localiser et identifier une activité suspecte et effectuer une détection efficace visuelle des objets ou des personnes impliqués jusqu'à l'arrivée des forces terrestres.
- Contrôle de l'application de la loi :
- Les drones peuvent voler au-dessus de véhicules pour aider la police dans des poursuites ou des opérations de recherche de criminels ;
  - Posté sur des bâtiments dans des secteurs urbains, ils peuvent être envoyés en quelques secondes pour prendre des images de points sensibles.
- Inspection :
- Les hélicoptères drones peuvent inspecter les lignes électriques à haute tension dans des sites lointains ou difficiles d'accès ;
  - Ils peuvent inspecter de grandes structures telles que des ponts et des barrages de manière rentable ;
  - Ils peuvent être rapidement sollicités pour inspecter des bâtiments et des routes pour déceler les dommages potentiels après un tremblement de terre ;
  - Ils peuvent localiser les matériaux dangereux dans des emplacements de rebut par le transfert d'images aériennes aux experts humains ou par l'identification automatique de décharges de conteneurs ou de matériaux par la vision à bord.

➤ Cartographie :

- Les hélicoptères drones peuvent construire des cartes topologiques plus précises que l'avion conventionnel avec beaucoup d'économie ;
- A la différence des avions, ils peuvent voler près de la terre tout en portant des appareils photographiques ou des sondes pour construire des cartes en 3D de haute résolution ;
- Ils peuvent voler dans des secteurs plus petits et plus contraints pour construire des cartes fortement détaillées ;

➤ Cinématographie :

- Les hélicoptères drones peuvent être la caméra ou l'œil-dans-le-ciel d'un directeur (artistique) ;
- Ils peuvent voler avec précision grâce à l'ordinateur qui permet de se passer de pilotes humains habiles pour la photographie aérienne ;
- Ils peuvent automatiquement dépister des sujets avec leurs traqueurs vision basés à bord d'objet.

### **I.3. Drone civil : définition, avantages, législation et les contraintes**

Un drone civil c'est un robot volant, truffé de capteurs, piloté à distance et qui permet d'embarquer un appareil photo et une caméra.

#### **I.3.1. Les principaux avantages du drone :**

Les drones présentent plusieurs avantages :

- L'absence d'équipage à bord permet des missions de plus longue Durée [1] ;
- La réduction des coûts financiers de conception, d'entretien [1] ;
- Limiter et éviter des risques humains dans les environnements dangereux [2] ;
- peuvent exécuter des missions de grande flexibilité [3] ;
- La capacité de charge utile relativement haute et variée [4] ;
- La mobilité stratégique car ils sont en générale aérotransportable et trouveront une place sur des plates-formes d'envol marine réduite comme des patrouilleurs de haute mer [5] ;
- Mise en œuvre rapide par une unité proche d'une zone d'opération ou au contact et dont les données sont exploitée sur place [5] ;

- Souplesse d'opération (envoi, récupération, réutilisation) ;
- Gain de temps par une mise en œuvre rapide ;
- Accès à des endroits difficiles voire impossibles pour l'homme ;
- Evolue dans des zones difficiles d'accès ;
- Inspection de zones dangereuses ou polluées ;
- Mise en action rapide ;
- Le plus économique des moyens aériens ;
- Vol stationnaire ;
- Vision 360°
- Angles de vue originaux ;
- Coût plus faible qu'un hélicoptère ;
- Précision des prises de vues ;

### **I.3.2. Les principaux inconvénients du drone :**

- L'absence d'autonomie : le drone a en moyenne un minimum de 30 minutes de vol par batteries. Plusieurs batteries sont à prévoir alors, étant donné que le rechargement dure souvent trop longtemps pour être effectué sur place.
- La faible résistance : lorsque les conditions météorologiques sont trop rudes (grand vent, pluie, etc.) il est impossible pour le drone de planer. Auquel cas, il pourrait se fracasser sur les façades, sur les toitures, etc.
- L'atteinte à la vie privée des individus : l'espionnage des personnes est devenu un jeu d'enfant avec cet objet volant. Il est possible avec un drone de récolter des informations personnelles sur chacun de nous. Tout ceci met à mal l'anonymat des gens

### **I.3.3. Les contraintes :**

Éventuellement des inconvénients techniques et pratiques tels que :

- En tant qu'engins non habités et présentant des risques de défaillances techniques irrécupérables, ils nécessitent des certifications rigoureuses pour être autorisé à voler ;
- Il y a très peu d'éléments disponibles en matière d'étude de fiabilité, de concept de maintenance sur les drones en général et de coûts d'acquisition et de soutien en particulier [5] ;
- La photographie aérienne peut être sujette à des réclamations pour atteinte à la vie privée et liberté personnelle ;

- Problème de tenue mécanique suites aux dommages subies pendant les atterrissages forcés [6] ;
- Règlementation contraignante ;
- Pilotage « sensible ».

#### **I.4. Drone civil: la réglementation:**

En Algérie, la loi applicable aux drones inclue des dispositions relatives à la fois au droit civil et au droit pénal. D'autre part, le pilotage des drones est également encadré par le code des transports et le code de l'aviation civile. [9].

Tant pour la sécurité des aéronefs que celle des personnes au sol, ou encore pour le respect de la vie privée et du droit à l'image : il est très important que les pilotes connaissent et appliquent ces textes.

, les pilotes de BC Drone Réalisation respectent et appliquent ces lois, ce qui est pour vous gage de sécurité [6].

La famille des drones comprend six grandes catégories :

- Les micro-drones ;
- Les mini drones ;
- Les drones tactiques ;
- Les drones de moyenne altitude, longue endurance ;
- Les drones stratégiques ;
- Les drones de combat.

Le mot "drone" vient de l'anglais et signifie «faux bourdon»

Dans le domaine militaire :

C'est un engin volants de taille réduite, moins chers et plus simples à mettre en œuvre qu'un avion (la sécurité d'un pilote humain étant l'un des éléments les plus dimensionnant et les plus coûteux lors de la conception). Ils sont également plus discrets et leur perte n'est pas aussi lourde de conséquence que celle d'un appareil complet et de son pilote. Ils représentent, de ce fait une alternative intéressante aux pays dont le budget est limité ainsi qu'aux terroristes potentiels, (étatiques ou non) grâce à leur faible coût de fabrication et d'utilisation.

Actuellement, les domaines de prédilections des drones sont de la surveillance ainsi que la reconnaissance, que ce soit dans le domaine militaire ou civil. Au fur et à mesure que les

technologies informatiques progressent, les drones peuvent être utilisés comme plate-forme de désignation ou comme armes.

Jusqu'à présent, les drones ont été principalement utilisés à des fins militaires, mais nous pouvons envisager que dans un futur proche, ces derniers franchiront les obstacles et seront plus largement utilisés dans le domaine civil.

Relativement à ces applications, nous sommes amenés à faire des études théoriques du modèle en quadrirotor, celles-ci nous permettent par la suite de passer aux différentes réalisations que sont :

- La radiocommande ;
- Le drone quadrirotor.

## **CONCLUSION**

Dans ce chapitre nous proposons un état de l'art des drones. Une description des différentes configurations des drones hélicoptères est donnée. Nous proposons aussi des configurations plus modernes réalisées très récemment soit par des chercheurs universitaires, soit par le secteur militaires. De même nous venons de présenter, nous avons décrit les drones et leurs principales classifications selon leur taille, et leur voilure. Puis nous avons abordé les mini drones (*MUAV*) et les micro drones ( $\mu$ *UAV*). Ensuite la constitution d'un drone miniature et les contraintes associées ont été présentées. Enfin, Nous avons également évoqué les différentes missions pour les hélicoptères drones.

Dans le chapitre suivant nous allons faire l'étude dynamique du quadrirotor qui va nous permettre de faire la modélisation de notre quadrirotor dans le logiciel Matlab.

# CHAPITRE II : OUTILS ET METHODE

## INTRODUCTION

Afin de concevoir un contrôleur de vol, on doit d'abord comprendre profondément les mouvements de l'avion, sa dynamique et par conséquent ses équations dynamiques. Cette compréhension est nécessaire non simplement pour la conception du contrôleur, mais aussi pour s'assurer que les simulations du comportement de véhicule sont plus proche que possible de la réalité lorsque la commande est appliquée.

Le quadrotor est classé dans la catégorie des systèmes volants les plus complexes vu le nombre d'effets physiques qui affectent sa dynamique à savoir les effets aérodynamiques, la gravité, les effets gyroscopiques, les frottements et le moment d'inertie [10-11] Cette complexité résulte essentiellement du fait que l'expression de ces effets diffèrent pour chaque mode de vol. En effet les modèles dynamiques du quadrotor proposés dans [13-14] changent en fonction des tâches planifiées et en fonction des milieux de navigation définis à priori par l'opérateur.

Un quadrotor est un hélicoptère composé de quatre rotors à voilure tournante. La figure ci-dessous représente une photo de notre drone quadrotor. C'est un engin omnidirectionnel à décollage vertical et à atterrissage vertical (VTOL) capable de faire des vols stationnaires. Il est constitué de quatre pales à pas fixe accouplées à des moteurs à courant continu [15].

## II.1. METHODE

### II.1.1. Description générale du quadrotor

Un quadrotor est un robot mobile aérien à quatre rotors défini dans l'espace par 6 DDL [9]. Ces 4 rotors sont généralement placés aux extrémités d'une croix, et l'électronique de contrôle est habituellement placée au centre de la croix. Afin d'éviter à l'appareil de tourner sur lui-même sur son axe de lacet, il est nécessaire que deux hélices tournent dans un sens, et les deux autres dans l'autre sens. Pour pouvoir diriger l'appareil, il est nécessaire que chaque couple d'hélice tournant dans le même sens soit placé aux extrémités opposées d'une branche de la croix.

Le fonctionnement d'un quadrotor est assez particulier. En faisant varier astucieusement la puissance des moteurs, il est possible de le faire monter/descendre, de l'incliner à gauche/droite (roulis) ou en avant/arrière (tangage) ou encore de le faire pivoter sur lui-même (lacet) [14], le quadrotor a six degrés de libertés, trois mouvements de rotation et trois mouvements de translation, ces six degrés doivent être commandés à l'aide de quatre déclencheurs seulement;

Donc c'est un système sous actionné (le nombre des entrées inférieure au nombre des sorties)

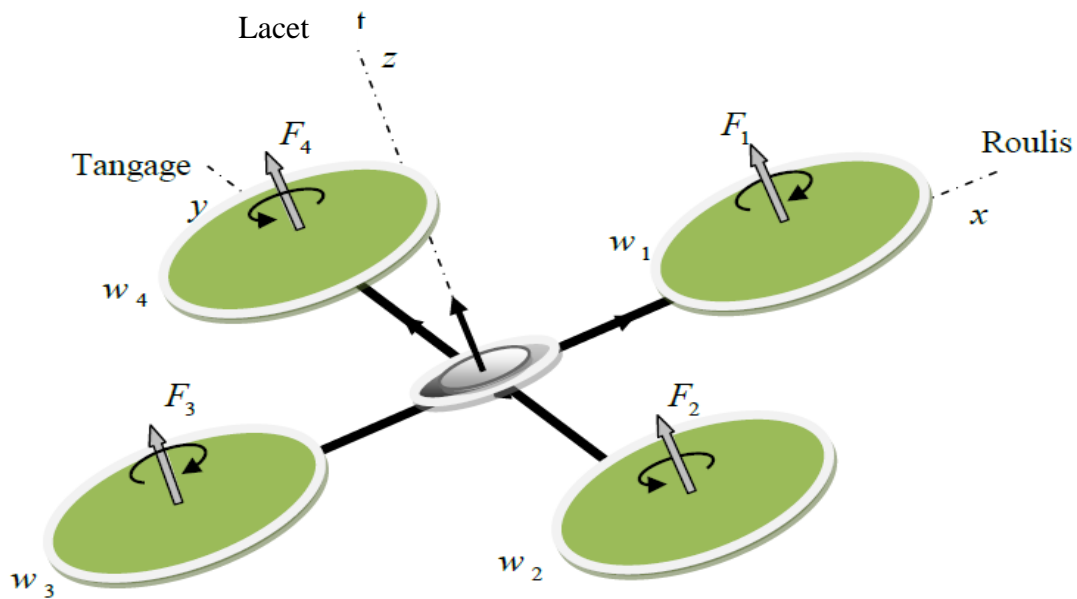


Figure 6: Structure générale d'un quadrotor

### II.1.2. Les mouvements du quadrirotor

Dans les hélicoptères classiques, quand le rotor principal tourne, il produit un couple réactif qui inciterait le corps de l'hélicoptère à tourner dans la direction opposée si ce couple n'est pas contrarié. Ceci est habituellement fait en ajoutant un rotor de queue qui produit une poussée dans une direction latérale. Cependant, ce rotor avec son alimentation électrique associée ne fait aucune contribution à la poussée. Par contre, en cas de quadrirotor, le rotor droit et le rotor gauche tournent dans le sens des aiguilles d'une montre et dans la direction opposée les rotors avant et arrière, ceci neutralise effectivement le couple réactif non désiré et permet au véhicule de planer sans tourner hors de la commande. D'ailleurs, différemment aux



hélicoptères classiques, toute l'énergie dépensée pour contrecarrer le mouvement de rotation contribue à la force de poussée [7].

Les mouvements de base de quadrirotor sont réalisés en variant la vitesse de chaque rotor changeant de ce fait la poussée produite. Le quadrirotor incline vers la direction du rotor plus lent, qui tient compte alors de la translation le long de cet axe. Par conséquent, comme à un hélicoptère classique, les mouvements sont couplés, signifiant que le quadrirotor ne peut pas réaliser la translation sans roulement ou tangage, ce qui signifie qu'un changement de la vitesse d'un rotor se traduit dans un mouvement en au moins trois degrés de liberté. Par exemple, augmentant la vitesse de propulseur gauche aura comme conséquence un mouvement de roulis (le quadrirotor incline vers le rotor plus lent, vers la droite), un mouvement de lacet (l'équilibre entre les rotors qui tourne dans le sens des aiguilles d'une montre et les rotors qui tourne dans le sens inverse est perturbé ayant pour résultat un mouvement de rotation horizontal), et une translation (le mouvement de roulis incline l'armature et avec lui, l'orientation de la force de poussée). Cet accouplement est la raison pour laquelle nous pouvons commander les six degrés de liberté de quadrirotor avec seulement quatre commandes (le couple appliqué par les moteurs sur chaque propulseur).

Le quadrirotor a cinq mouvements principaux :

- Mouvement vertical ;
- Mouvement de roulis ;
- Mouvement de tangage ;
- Mouvement de lacet ;
- Translations horizontales.

### **II.1.3. Mouvement vertical**

Afin de planer, toute la force de portance devrait seulement être le long de l'axe z avec une grandeur exactement opposée à la force de pesanteur. D'ailleurs, la force de portance créée par chaque rotor doit être égale pour empêcher le véhicule de renverser plus. Par conséquent, la poussée produite par chaque rotor doit être identique.

Le mouvement ascendant et descendant est obtenu par la variation de la vitesse de rotation des moteurs (par conséquent la poussée produite), si la force de portance est supérieure au poids du quadrirotor le mouvement est ascendant, et si la force de portance est inférieure au poids du quadrirotor le mouvement est descendant.

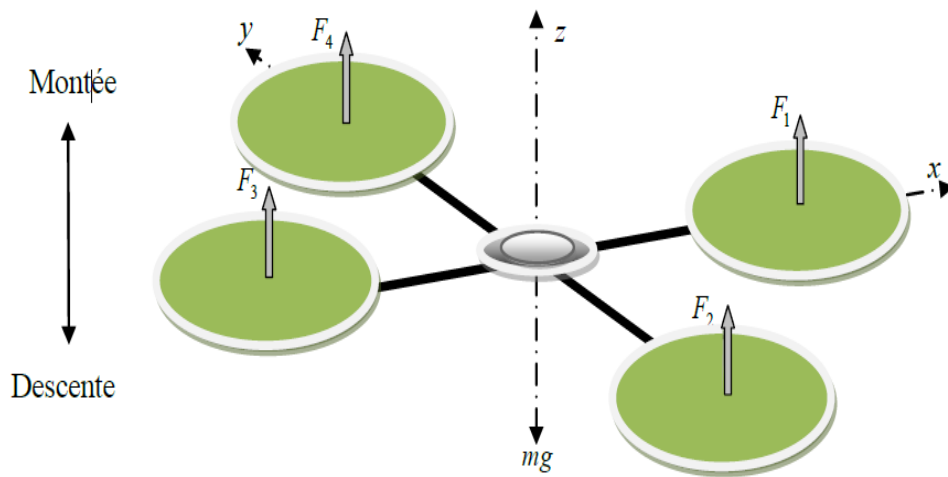


Figure 7: Illustration du mouvement vertical

#### II.1.4. Mouvement de roulis

La figure (8) montre comment un mouvement de roulis est obtenu. Dans ce cas, on applique un couple autour de l'axe  $x$ , c'est-à-dire en appliquant une différence de poussée entre le rotor 2 et le rotor 4. Ce mouvement (rotation autour de l'axe  $x$ ) est couplé avec un mouvement de translation selon l'axe  $y$ .

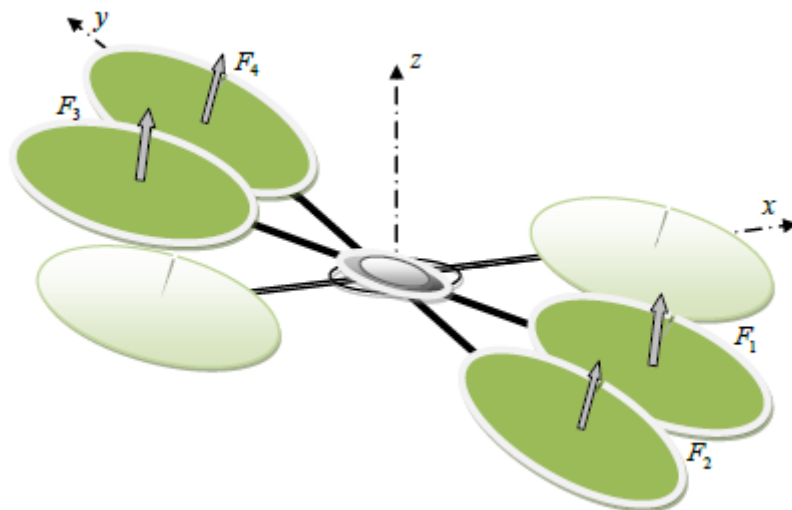


Figure 8: Illustration du mouvement de roulis

### II.1.5. Mouvement de tangage

La figure (9) montre comment un mouvement de tangage est obtenu. Dans ce cas, on applique un couple autour de l'axe  $y$ , c'est-à-dire en appliquant une différence de poussée entre le rotor 1 et le rotor 3. Ce mouvement (rotation autour de  $y$ ) est couplé avec un mouvement de translation selon l'axe  $x$ .

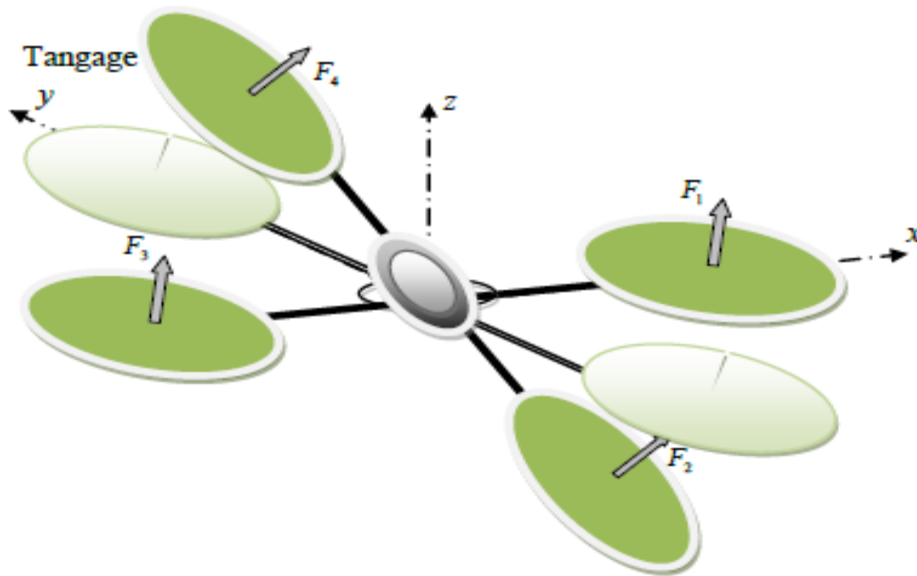


Figure 9: Illustration du mouvement de tangage

### II.1.6. Mouvement de lacet

La figure (10) montre comment le mouvement de lacet est obtenu. Dans ce cas, nous voulons appliquer un couple autour de l'axe  $z$ , qui est fait en appliquant une différence de vitesse entre les rotors  $\{1,3\}$  et  $\{2,4\}$ . Ce mouvement n'est pas un résultat direct de la poussée produit par les propulseurs mais par les couples réactifs produits par la rotation des rotors. La direction de la force de poussée ne décale pas pendant le mouvement, mais l'augmentation de la force de portance dans une paire de rotors doit être égale à la diminution des autres paires pour s'assurer que toute la force de poussée demeure la même.

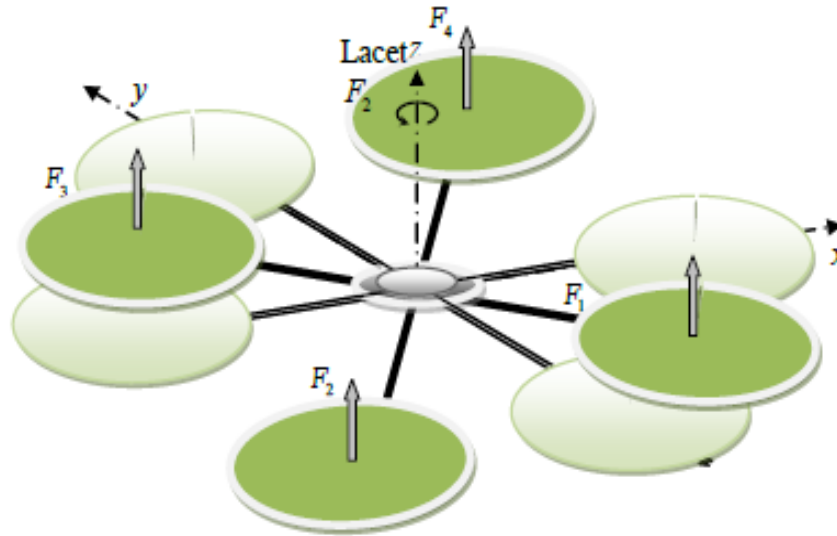


Figure 10: Illustration du mouvement de lacet

### II.1.7. Mouvements de translation

La figure (11) montre comment la translation horizontale est réalisée. Dans ce cas, nous voulons appliquer une force le long de  $x$  ou de  $y$  qui est fait en inclinant le corps (par le tangage ou le roulement) et en augmentant toute la poussée produite pour garder l'importance du composant de  $z$  de la poussée égale à la force de pesanteur.

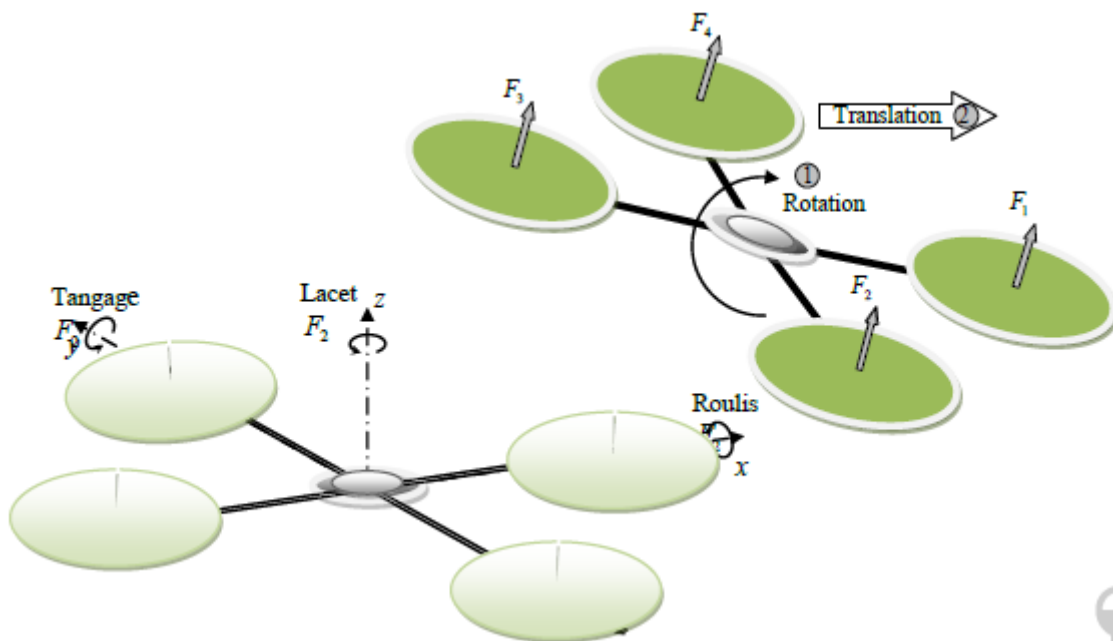


Figure 11: Illustration du mouvement de translation

## II.2. Modélisation dynamique du Quadrotor

Beaucoup de tentatives de modélisation du drone sont enregistrées dans la littérature, telle que celle établie par Lozano [3] en utilisant la méthode Euler-Lagrange [4], ou encore, le modèle présenté par Hamel [5] basé sur le formalisme de Newton a été obtenu à partir de la dynamique d'un corps rigide associé au fuselage auquel sont ajoutées les forces aérodynamiques générées par les rotors, ce modèle en plus intègre la dynamique des actionneurs. Notre approche de modélisation est basée sur le formalisme de Newton.

### II.2.1. Modèle dynamique du quadrotor

La modélisation des quadrotor est très difficile puisque la dynamique du système est fortement non linéaire et couplée. Afin de pouvoir comprendre au mieux le modèle dynamique développé ci-dessous, nous considérons les hypothèses suivantes :

- La structure du quadrotor est supposée rigide et symétrique, ce qui induit que la matrice d'inertie sera supposée diagonale ;
- Les hélices sont supposées rigides pour pouvoir négliger l'effet de leur déformation lors de la rotation ;
- Le centre de masse et l'origine du repère lié à la structure coïncident ;
- Les forces de portance et de trainée sont proportionnelles aux carrés de la vitesse de rotation des rotors, ce qui est une approximation très proche du comportement aérodynamiques du système.

Pour évaluer le modèle mathématique du quadrotor on utilise deux repères, un repère fixe lié à la terre  $Rb$  et un autre mobile  $Rm$  lié au centre de gravité de quadrotor. Le passage entre le repère mobile et le repère fixe est donné par une matrice dite matrice de transformation  $T$  qui contient l'orientation et la position de repère mobile par rapport au repère fixe

On choisit le placement des axes comme suit :

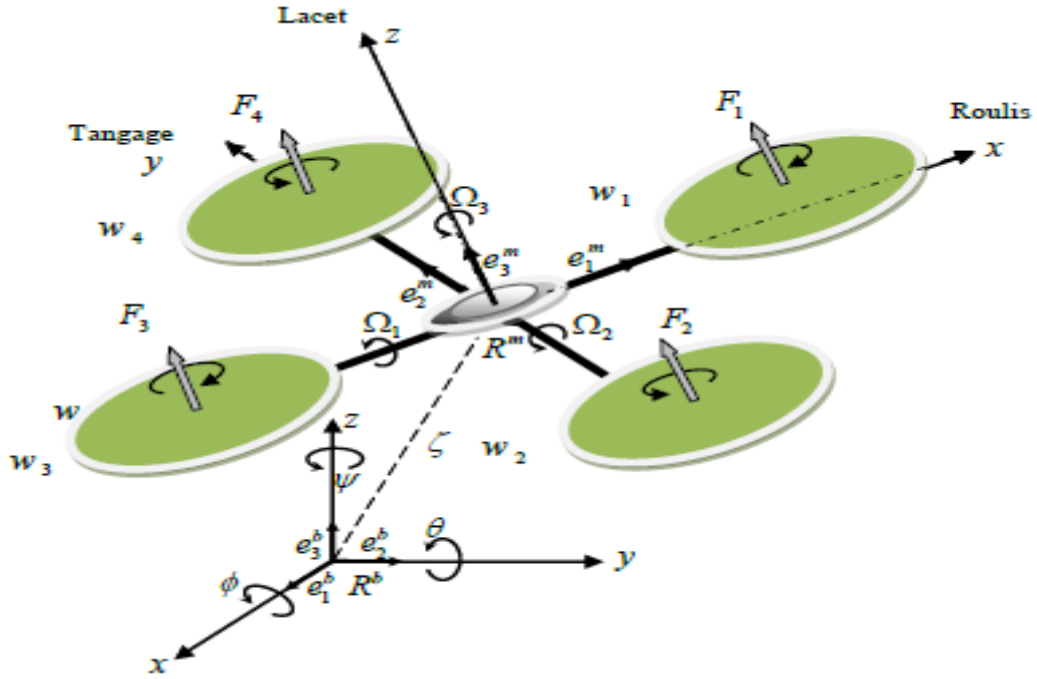


Figure 12: Géométrie du quadrirotor

$$T = \begin{bmatrix} R & \zeta \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (\text{II.1})$$

Avec  $R$  la matrice de rotation (décrit l'orientation de l'objet mobile)  $\zeta = [x \ y \ z]^T$  est le vecteur de position. Pour déterminer les éléments de la matrice de rotation  $R$ , on utilise les angles d'Euler.

### II.2.2. Angles d'Euler

Au début le repère mobile est coïncide avec le repère fixe, après le repère mobile fait un mouvement de rotation autour de l'axe  $x$  d'un angle de roulis ( $\pi/2 < \phi < \pi/2$ ), suivi d'une rotation autour de l'axe  $y$  d'un angle de tangage ( $-\pi/2 < \theta < \pi/2$ ), suivi d'une rotation autour de l'axe  $z$  d'angle de lacet ( $-\pi < \psi < \pi$ ). Donc on a la formule de la matrice de rotation  $R$  :

$$R = Rot_z(\Psi) \times Rot_y(\theta) \times Rot_x(\phi) = \begin{bmatrix} c\Psi & -s\Psi & 0 \\ s\Psi & c\Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\theta & 0 & c\theta \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi & c\phi \end{bmatrix}$$

$$R = \begin{bmatrix} c\Psi c\theta & s\phi s\theta c\Psi - s\Psi c\phi & c\phi s\theta c\Psi + s\Psi s\phi \\ s\Psi c\theta & s\phi s\theta s\Psi + c\Psi c\phi & c\phi s\theta s\Psi - s\phi c\Psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (\text{II.3})$$

Avec :  $c=\cos$ , et  $s=\sin$

### II.2.3. Vitesses angulaires

Les vitesses de rotations  $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3$ , dans le repère fixe sont exprimées en fonction des vitesses de rotations  $\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\Psi}$ , dans le repère mobile, on a :

$$\Omega = \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + Rot_x(\phi)^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + (Rot_y(\theta)Rot_x(\phi))^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} \quad (\text{II.4})$$

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  $Rot_x(\phi) - 1$ . De même, le vecteur représentant la rotation en lacet doit être exprimé dans le repère fixe qui a déjà subites deux rotations. On arrive ainsi à:

$$\Omega = \begin{bmatrix} \Omega_x \\ \Omega_y \\ \Omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} c\phi \\ -\dot{\theta} s\phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\dot{\Psi} s\theta \\ \dot{\Psi} s\phi c\theta \\ \dot{\Psi} c\phi c\theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} - \dot{\Psi} s\theta \\ \dot{\theta} c\phi + \dot{\Psi} s\phi c\theta \\ \dot{\Psi} c\phi c\theta - \dot{\theta} s\phi \end{bmatrix} \quad (\text{II.5})$$

$$\Omega = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s\theta \\ 0 & c\phi & s\phi s\theta \\ 0 & -s\phi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} \quad (\text{II.6})$$

Quand le Quadrirotor fait des petites rotations, on peut faire les approximations suivantes:

$$c\phi = c\theta = c\Psi = 1, \text{ et } s\phi = s\theta = s\Psi = 0$$

Donc la vitesse angulaire sera:

$$\Omega = [ \dot{\phi} \quad \dot{\theta} \quad \dot{\psi} ]^T \quad (\text{II.7})$$

#### II.2.4. Vitesses linéaires

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

$$v = \begin{bmatrix} v_x^b \\ v_y^b \\ v_z^b \end{bmatrix} = R \times \begin{bmatrix} v_x^m \\ v_y^m \\ v_z^m \end{bmatrix} \quad (\text{II.8})$$

### II.3. Effets physiques agissants sur le Quadrirotor

#### II.3.1. Les forces :

Les forces agissant sur le système sont :

Le poids du Quadrirotor : il est donné par  $P = mg$ , où :  $m$  est la masse totale et  $g$  la gravité.

Les forces de poussée : qui sont des forces provoquées par la rotation des moteurs, elles sont Perpendiculaires sur le plan des hélices. Ces forces sont proportionnelles au carré de la vitesse de rotation des moteurs :

$$F_i = b\omega_i^2 \quad (\text{II.9})$$

Avec  $i = 1: 4$ , et  $b$  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** : 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 qu'elles sont :

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



La relation suivante :

$$T_h = d\omega^2 \quad (\text{II.10})$$

Avec  $d$  est le coefficient de drag il dépend de la fabrication de l'hélice.

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

$$F_t = K_{ft} v \quad (\text{II.11})$$

Avec :  $K_{ft}$  le coefficient de traînée de translation et  $v$  la vitesse linéaire.

### II.3.2. Les moments

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

#### Moments dus aux forces de poussée :

- La rotation autour de l'axe  $x$  : elle est due au moment créé par la différence entre les forces de portance des rotors 2 et 4, ce moment est donné par la relation suivante :

$$M_x = l(F_4 - F_2) = lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) \quad (\text{II.12})$$

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

- La rotation autour de l'axe  $y$  : elle est due au moment créé par la différence entre les forces

de portance des rotors 1 et 3, ce moment est donné par la relation suivante :

$$M_y = l(F_3 - F_1) = lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) \quad (\text{II.13})$$

#### Moments dus aux forces de traînée :

- La rotation autour de l'axe  $z$  : elle est due à un couple réactif provoqué par les couples de traînée dans chaque hélice, ce moment est donné par la relation suivante :

$$M_z = d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2)$$

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

$$M_a = K_{fa} \Omega^2 \quad (\text{II.15})$$

avec,  $K_{fa}$  : Le coefficient des frottements aérodynamiques et  $\Omega$  est la vitesse angulaire.

### II.3.3. 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 nommé 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).

Dans notre cas il y a deux moments gyroscopiques, le premier est le moment gyroscopique des hélices, l'autre est le moment gyroscopique dû aux mouvements de quadrirotor.

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

$$M_{gh} = \sum_1^4 \Omega \wedge J_r [0 \quad 0 \quad (-1)^{i+1} \omega_i]^T \quad (\text{II.16})$$

avec  $J_r$  est l'inertie des rotors.

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

$$M_{gm} = \Omega \wedge J \Omega \quad (\text{II.17})$$

avec  $J$  est l'inertie du système.

### II.3.4. Développement du Modèle mathématique selon Newton-Euler

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

$$\begin{cases} \dot{\zeta} = v \\ m\ddot{\zeta} = F_f + F_t + F_g \\ \dot{R} = RS(\Omega) \\ J\dot{\Omega} = -\Omega \wedge J\Omega + M_f - M_a - M_{gh} \end{cases} \quad (\text{II.18})$$

Avec :

$\zeta$  : est le vecteur de position du quadrirotor

$m$  : la masse totale du quadrirotor

$\Omega$  : La vitesse angulaire exprimée dans le repère fixe

$R$  : La matrice de rotation

$\wedge$  : Le produit vectoriel

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

$$J = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (\text{II.19})$$

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

$$S(\Omega) \begin{bmatrix} 0 & -\Omega_3 & \Omega_2 \\ \Omega_3 & 0 & -\Omega_1 \\ -\Omega_2 & \Omega_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{II.20})$$

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

$$F_f = R \times \left[ 0 \quad 0 \quad \sum_{i=1}^4 F_i \right]^T \quad (\text{II.21})$$

$$F_i = b\omega_i^2$$

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

$$F_t = \begin{bmatrix} -K_{ftx} & 0 & 0 \\ 0 & -K_{f ty} & 0 \\ 0 & 0 & -K_{ftz} \end{bmatrix} \dot{\zeta} \quad (\text{II.23})$$

$K_{ftx}, K_{f ty}, K_{ftz}$  : Les coefficients de traînée de translation,

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

$$F_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (\text{II.24})$$

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

$$M_f = \begin{bmatrix} l(F_4 - F_2) \\ l(F_3 - F_1) \\ d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (\text{II.25})$$

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

$$M_a = \begin{bmatrix} K_{fax} \dot{\phi}^2 \\ K_{fay} \dot{\theta}^2 \\ K_{faz} \dot{\psi}^2 \end{bmatrix} \quad (\text{II.26})$$

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

### II.3.5. Equations de mouvement de translation

On a :

$$m\ddot{\zeta} = F_f + F_t + F_g \quad (\text{II.27})$$

On remplace chaque force par sa formule, on trouve :

$$m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\phi c\psi s\theta + s\phi s\psi \\ c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ c\phi c\theta \end{bmatrix} \sum_{i=1}^4 F_i - \begin{bmatrix} K_{ftx}\dot{x} \\ K_{fity}\dot{y} \\ K_{ftz}\dot{z} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (\text{II.28})$$

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

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{1}{m} (c\phi c\psi s\theta + s\phi s\psi) (\sum_{i=1}^4 F_i) - \frac{K_{ftx}}{m} \dot{x} \\ \ddot{y} = \frac{1}{m} (c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi) (\sum_{i=1}^4 F_i) - \frac{K_{fity}}{m} \dot{y} \\ \ddot{z} = \frac{1}{m} (c\phi c\theta) (\sum_{i=1}^4 F_i) - \frac{K_{ftz}}{m} \dot{z} - g \end{cases} \quad (\text{II.29})$$

### II.3.6. Equations de mouvement de rotation

On a :

$$J\dot{\Omega} = -M_{gh} - M_{gh} - M_a + M_f \quad (\text{II.30})$$

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

$$\begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \wedge \left( \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \right) - \begin{bmatrix} -J_r \bar{\Omega}_r \dot{\theta} \\ -J_r \bar{\Omega}_r \dot{\phi} \\ 0 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} K_{fax} \dot{\phi}^2 \\ K_{fay} \dot{\theta}^2 \\ K_{faz} \dot{\psi}^2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (\text{II.31})$$

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

$$\begin{cases} I_x \ddot{\phi} = -\dot{\theta}\dot{\psi}(I_z - I_y) - J_r \bar{\Omega}_r \dot{\theta} - K_{fax} \dot{\phi}^2 + lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ I_y \ddot{\theta} = -\dot{\phi}\dot{\psi}(I_z - I_x) - J_r \bar{\Omega}_r \dot{\phi} - K_{fay} \dot{\theta}^2 + lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ I_z \ddot{\psi} = -\dot{\phi}\dot{\theta}(I_y - I_x) - K_{faz} \dot{\psi}^2 + d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{cases} \quad (\text{II.32})$$

Avec :

$$\bar{\Omega}_r = \omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4$$

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

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \frac{(I_y - I_z)}{I_x} \dot{\theta}\dot{\psi} - \frac{J_r}{I_x} \bar{\Omega}_r \dot{\theta} - \frac{K_{fax}}{I_x} \dot{\phi}^2 + \frac{l}{I_x} u_2 \\ \ddot{\theta} = \frac{(I_z - I_x)}{I_y} \dot{\phi}\dot{\psi} - \frac{J_r}{I_y} \bar{\Omega}_r \dot{\phi} - \frac{K_{fay}}{I_y} \dot{\theta}^2 + \frac{l}{I_y} u_3 \\ \ddot{\psi} = \frac{(I_x - I_y)}{I_z} \dot{\theta}\dot{\phi} - \frac{K_{faz}}{I_z} \dot{\psi}^2 + \frac{l}{I_z} u_4 \\ \ddot{x} = -\frac{K_{ftx}}{m} \dot{x} + \frac{1}{m} u_x u_1 \\ \ddot{y} = -\frac{K_{f ty}}{m} \dot{y} + \frac{1}{m} u_y u_1 \\ \ddot{z} = -\frac{K_{ftz}}{m} \dot{z} - g + \frac{\cos(\phi) \cos(\theta)}{m} u_1 \end{cases} \quad (\text{II.34})$$

Avec :

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

Et :

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

À partir de (II.35), on trouve :

$$\begin{cases} \phi_d = \sin^{-1}(u_x \sin(\Psi_d) - u_y \cos(\Psi_d)) \\ \theta_d = \sin^{-1}\left(\frac{(u_x \cos(\Psi_d) + u_y \sin(\Psi_d))}{\cos(\phi_d)}\right) \end{cases}$$

### II.3.7. La représentation d'état du système

Pour un système physique il existe une multitude de représentations d'état, dans notre cas on choisit le vecteur d'état comme suit [13-16] :

$$\begin{aligned} X &= [\phi \quad \dot{\phi} \quad \theta \quad \dot{\theta} \quad \psi \quad \dot{\psi} \quad x \quad \dot{x} \quad y \quad \dot{y} \quad z \quad \dot{z}]^T \\ &= [x_1 \quad x_2 \quad x_3 \quad x_4 \quad x_5 \quad x_6 \quad x_7 \quad x_8 \quad x_9 \quad x_{10} \quad x_{11} \quad x_{12}]^T \end{aligned}$$

On obtient la représentation d'état suivante :

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = a_1 x_4 x_6 + a_2 x_2^2 + a_3 \bar{\Omega}_r x_4 + b_1 u_2 \\ \dot{x}_3 = x_4 \\ \dot{x}_4 = a_4 x_2 x_6 + a_5 x_4^2 + a_6 \bar{\Omega}_r x_2 + b_2 u_3 \\ \dot{x}_5 = x_6 \\ \dot{x}_6 = a_7 x_2 x_4 + a_8 x_6^2 + b_3 u_4 \\ \dot{x}_7 = x_8 \\ \dot{x}_8 = a_9 x_8 + \frac{1}{m} u_x u_1 \\ \dot{x}_9 = x_{10} \\ \dot{x}_{10} = a_{10} x_{10} + \frac{1}{m} u_y u_1 \\ \dot{x}_{11} = x_{12} \\ \dot{x}_{12} = a_{11} x_{12} + \frac{\cos(\phi) \cos(\theta)}{m} u_1 - g \end{array} \right. \quad (\text{II.37})$$

$$\text{Avec : } \begin{cases} a_1 = \frac{(I_y - I_z)}{I_x}, a_2 = -\frac{K_{f_{ax}}}{I_x}, a_3 = \frac{J_r}{I_x}, a_4 = \frac{(I_z - I_x)}{I_y}, a_5 = -\frac{K_{f_{ay}}}{I_y}, a_6 = \frac{J_r}{I_y} \\ a_7 = \frac{(I_x - I_y)}{I_z}, a_8 = -\frac{K_{f_{az}}}{I_z}, a_9 = \frac{K_{f_{tx}}}{m}, a_{10} = \frac{K_{f_{ty}}}{m}, a_{11} = \frac{K_{f_{tz}}}{m}, b_1 = \frac{l}{I_x} \\ b_2 = \frac{l}{I_y}, b_3 = \frac{l}{I_z} \end{cases} \quad (\text{II.38})$$

### II.3.8. La dynamique des rotors

Généralement les moteurs utilisés dans les quadrirotors sont des moteurs à courant continu. La dynamique du rotor est approximée à celle d'un moteur à courant continu, elle est donnée par les équations différentielles suivantes [18-19] :

$$J_r \dot{\omega}_i = \tau_i - Q_i \quad , i \in \{1,2,3,4\} \quad (\text{II.39})$$

avec :  $\tau_i$  est le couple d'entrée, et  $Q_i = d\omega_i^2$  est le couple résistant généré par le rotor  $i$ .

Pour atteindre les objectifs de la commande d'un quadrirotor, une boucle d'asservissement en vitesse est souvent nécessaire. D'abord, nous avons besoin de déterminer les vitesses désirées  $\omega_{d,i}$  correspondantes aux valeurs des commandes fournies par le contrôleur, ces vitesses peuvent être calculées comme suit :

$$\bar{\omega}_d = M^{-1}U \quad (\text{II.40})$$

avec :  $\bar{\omega}_d = (\omega_{d1}^2, \omega_{d2}^2, \omega_{d3}^2, \omega_{d4}^2)^T$ ,  $U = (u_1, u_2, u_3, u_4)^T$ , et  $M$  est une matrice non singulière, elle est obtenu à partir de (II.36).

L'objectif est de synthétiser un contrôleur pour que  $\omega_i \rightarrow \omega_{d,i}$  lorsque  $t \rightarrow \infty$  en utilisant les couples  $\tau_i$ .

On définit l'erreur de vitesse :

$$\tilde{\omega}_i = \omega_i - \omega_{d,i} \quad (\text{II.41})$$

Une loi de commande est développée dans [16-17], elle est donnée par :

---


$$TCHAKOUTEU NANA Vanissa B. \quad (\text{II.42})$$



$$\tau_i = q_i + J_r \omega_{d,i} - k_i \tilde{\omega}_i$$

avec  $k_i$ ,  $i \in \{1,2,3,4\}$  sont des gains positifs.

On remplace la loi de commande dans (II.39), on obtient :

$$\dot{\tilde{\omega}}_i = -\frac{K_i}{J_r} \tilde{\omega}_i \quad (\text{II.43})$$

Cette relation représente la dynamique de l'erreur, elle nous montre la convergence exponentielle de  $\omega_i$  vers  $\omega_{d,i}$  lorsque  $t \rightarrow \infty$ . Sa signifier la convergence des commandes du quadrirotor vers ces valeurs désirées, ce qui assure la stabilité du quadrirotor.

En réalité le quadrirotor est commandé par les tensions d'alimentation de ces quatre moteurs. Pour commander ces moteurs, nous avons besoin d'obtenir la tension d'entrée de chaque moteur.

Supposant que l'inductance du moteur est petite, et considérant que les moteurs utilisés sont identiques, nous pouvons obtenir la tension d'entrée de chaque moteur comme suit :

$$v = \frac{R_a}{k_m k_g} \tau_i + k_m k_g \omega_i \quad (\text{II.43})$$

avec :  $R_a$  est la résistance du moteur,  $k_m$  est la constant du couple de moteur,  $k_g$  est le gain du réducteur.

II.3.9. Les valeurs des paramètres du quadrirotor [11-16, 20]

Paramètre	Valeur	Paramètre	Valeur
$m$	0,486 kg	$K_{fay}$	$5,5670 \times 10^{-4} \text{ N/rad/s}$
$g$	$9,806 \text{ m/s}^2$	$K_{faz}$	$6,3540 \times 10^{-4} \text{ N/rad/s}$
$l$	0,25 m	$K_{ftx}$	$5,5670 \times 10^{-4} \text{ N/m/s}$
$b$	$2,9842 \times 10^{-5} \text{ N/rad/s}$	$K_{fty}$	$5,5670 \times 10^{-4} \text{ N/m/s}$
$d$	$3,2320 \times 10^{-7} \text{ N.m/rad/s}$	$K_{ftz}$	$6,3540 \times 10^{-4} \text{ N/m/s}$
$J_r$	$2,8385 \times 10^{-5} \text{ kg.m}^2$	$k_i$	$20 \times J_r$
$I_x$	$3,8278 \times 10^{-3} \text{ kg.m}^2$	$k_m$	$4,3 \times 10^{-3} \text{ N.m/A}$
$I_y$	$3,8288 \times 10^{-3} \text{ kg.m}^2$	$k_g$	5,6
$I_z$	$7,6566 \times 10^{-3} \text{ kg.m}^2$	$R_a$	0,67 $\Omega$
$K_{fax}$	$5,5670 \times 10^{-4} \text{ N/rad/s}$	$v_n$	12 v

Tableau 2 : Paramètres du modèle du quadrirotor utilisé

II.3.10 Illustration de la structure de commande du quadrirotor

Cette structure est issue de l'étude faite ci-dessus

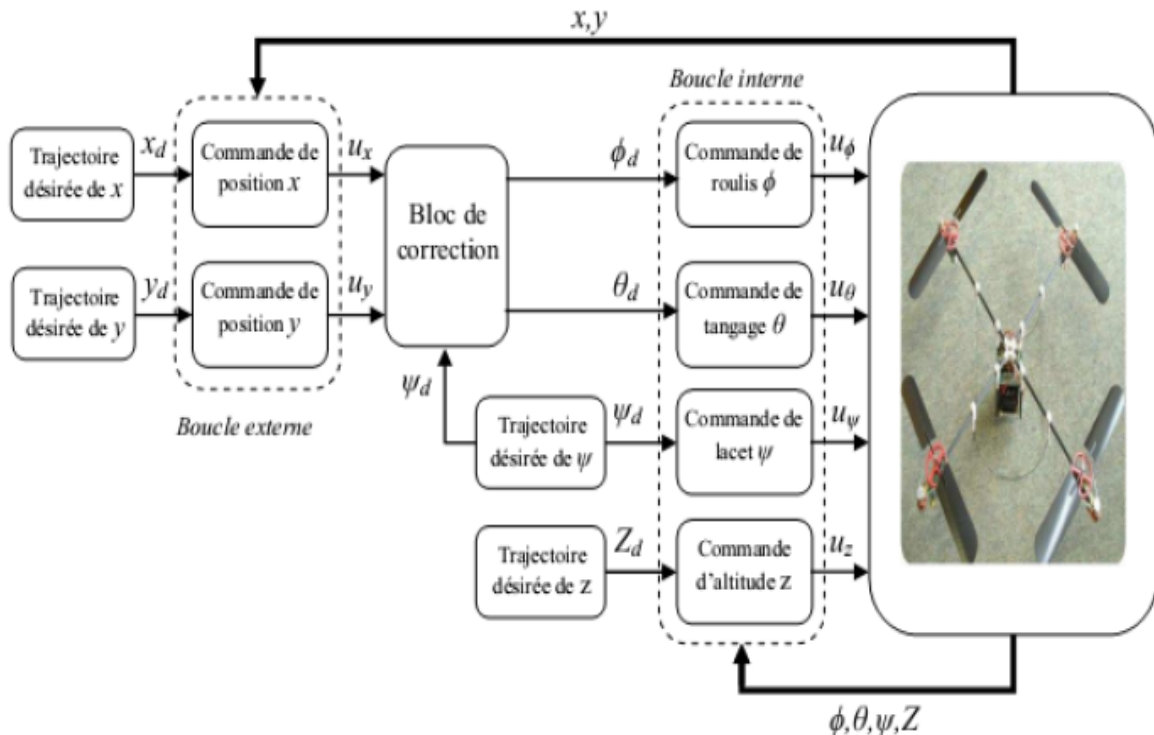


Figure 13: Structure de commande du quadrirotor

## Architecture du projet

La commande du drone peut se faire manuellement, par radiocommande, ou automatiquement. Voici un schéma détaillé de l'architecture matérielle retenue pour le projet, avec les types de communications mis en jeu entre les éléments.

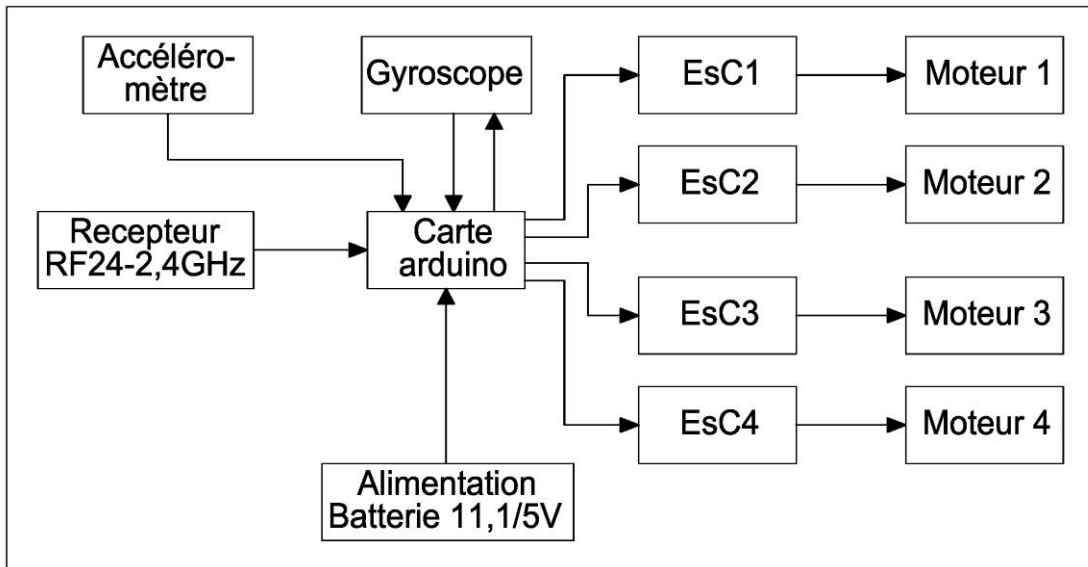


Figure 14 : Architecture du quadrirotor

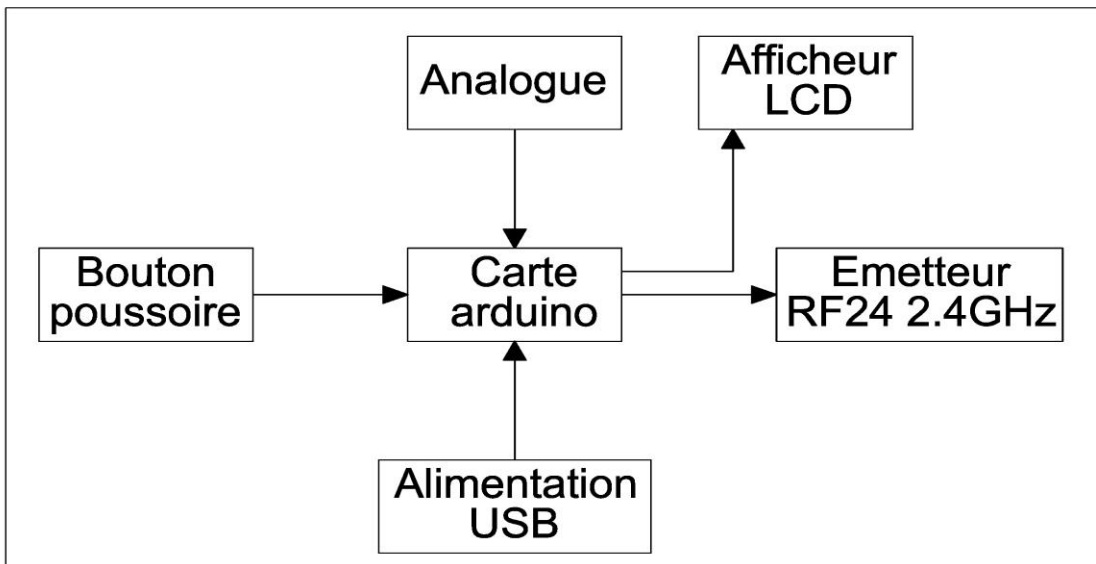


Figure 15: Architecture de la radio commande

### II.3.11 Etude de la dynamique des moteurs

La fonction de transfert d'un moteur électrique est du second ordre et s'écrit sous la forme suivante :

$$H(p) = \frac{K}{K^2 + Rf + (Rj + Lf)p + LJp^2} \quad (\text{II.44})$$

K : gain du moteur en V.s/rad

R : résistance interne du moteur en  $\Omega$

L : inductance en H

f : frottements

J : inertie du rotor en g.cm<sup>2</sup>

Ainsi, cette fonction de transfert peut se rapprocher d'un premier ordre en négligeant Certains éléments. En effet, l'inductance est de l'ordre du milli Henry, elle est donc négligeable devant la résistance du moteur qui est de l'ordre de la dizaine d'Ohm. De même, les frottements d'un moteur sont négligeables devant l'inertie du rotor.

On obtient donc :

$$H(p) = \frac{K}{K^2 + RJp} \quad \Rightarrow \quad H(p) = \frac{k}{1 + \tau p} \quad (\text{II.45})$$

## II.4. OUTILS

### II.4.1. Le récepteur, la radiocommande et les quartzs

Comme nous l'avons vu au chapitre précédent, nous avons besoin de 5 voies. La radiocommande et le récepteur utilisés, ainsi que leur quartz respectif, permettront alors de faire le lien entre le pilote et le système de commande du Quadrirotor. Il est intéressant de connaître ce que le récepteur transmet comme ordre sur ses différentes voies en fonction des positions des commandes de la radio. Un ordre est en fait un signal PWM avec un rapport cyclique qui varie de 0,05 à 0,1, une tension d'amplitude 5V et une période d'environ 20ms (voir figure). De plus, le récepteur ne transmet pas tous les créneaux en même temps sur ses

différentes voies, il s'occupe de chacune des voies alternativement en suivant une horloge. La figure présente une visualisation des ordres du récepteur.

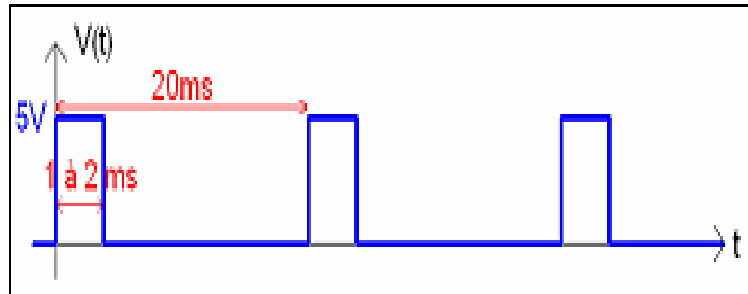


Figure 16: Signal PWM

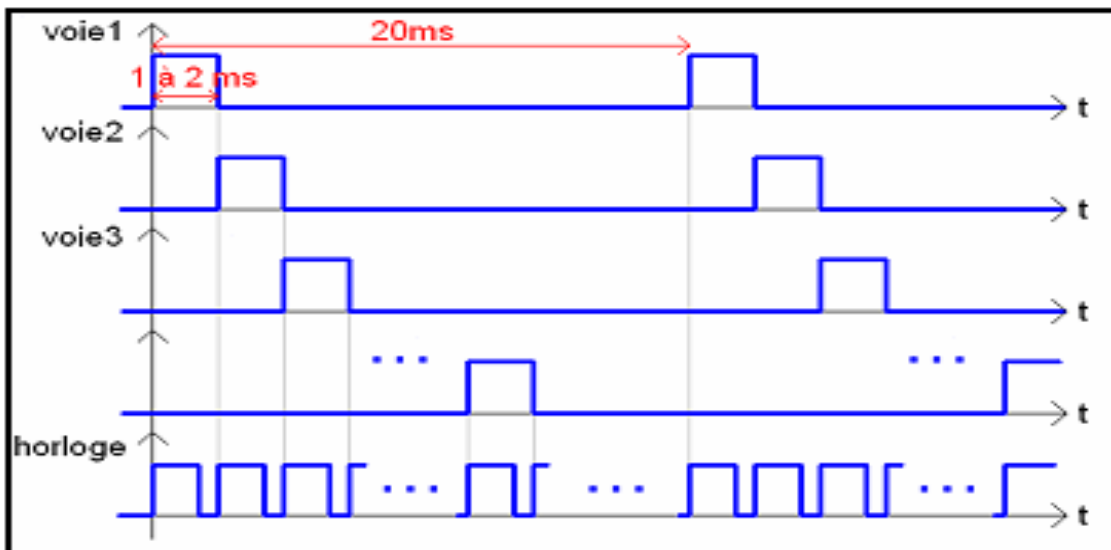


Figure 17: Ordre du récepteur



Figure 18 : Récepteur Graupner R700



*Figure 19 : Radiocommande FUTABA*

On trouve habituellement des radiocommandes « Mode 1 » (commande des gaz à droite) ou « Mode 2 » (commande des gaz à gauche). C'est une question de préférence, personnellement le « mode 2 » nous semble plus logique.

La radiocommande sert à contrôler le quadrirotor. Elle se compose en général du double manche de commande, de divers boutons, d'un émetteur. Sur le quad on place un récepteur compatible. De nos jours les émetteurs/récepteurs fonctionnent en 2,4GHz (comme le wifi).

Les commandes principales de la radiocommande sont :

- Aileron (déplacement latéral gauche/droite, manche de droite, de gauche à droite) ;
- Elévation (déplacement avant/arrière, manche de droite de haut en bas) ;
- Throttle (commande des gaz, manche gauche de bas en haut en mode 2) ;
- Rudder (rotation sur lui-même, manche de gauche, gauche/droite).

La radiocommande (émetteur/récepteur) dispose d'un certain nombre de canaux. 4 au minimum puisqu'il nous faut un canal par commande.

En général on a :

- Ch 1 : Aileron
- Ch 2 : Elévation

- Ch 3 : Throttle
- Ch 4 : Rudder

Les canaux supplémentaires servent soit d'interrupteurs, soit pour déclencher certains modes de vol préprogrammés (ex : « return-home and land » sur les contrôleurs DJI Naza) etc.

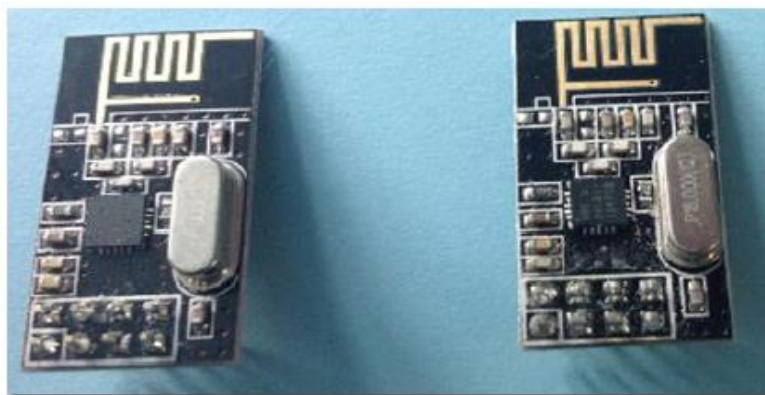
#### **II.4.2. Matériel utilisés pour mettre sur pied la radiocommande**

Pour émettre et recevoir les signaux issus de la carte ARDUINO UNO nous allons utiliser comme composant de base des nRF24I01. Ces modules sont des transceivers, c'est à dire qu'ils peuvent émettre et réceptionner en radio fréquence de 2.4 GHz. Nous avons testé leur utilisation sur 2 Arduino Uno.

Les caractéristiques techniques sont les suivantes :

- Interface Arduino via bus SPI (8 Mhz), autorisant le 5v.
- Alimentation 3.3v du module.
- Bande radio fréquence 2.4 GHz et possibilité de 126 canaux.
- Transmission / Réception à 1 ou 2 Mb/s.
- Puissance de transmission programmable : 0, -6, -12 ou -18 dBm.
- Consommation en émission à 0 dBm de 11.3 mA.
- Consommation en réception à 2 Mb/s de 12.3 mA.

Les modules se présentent comme suit :



*Figure 20 : Image des nRF24I01*

Le schéma du module est le suivant :

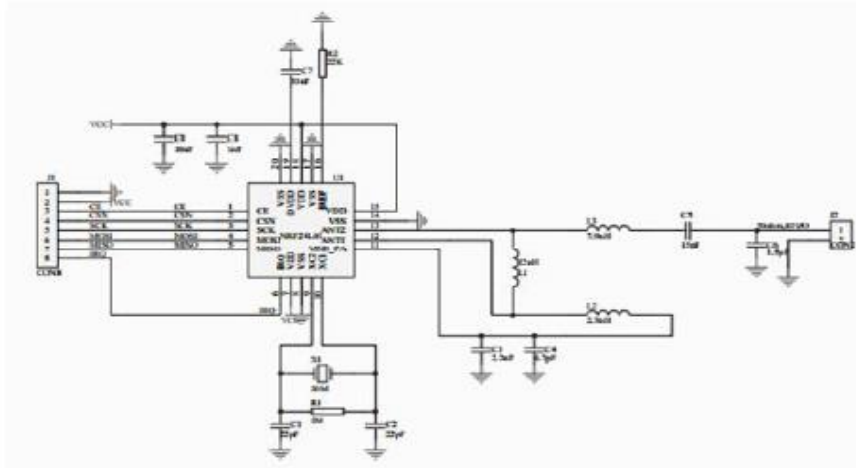


Figure 21: Schéma interne du nRF24101

Le branchement du module avec l'Arduino est le suivant et utilise le bus SPI :

Tableau 3: Connections entre Arduino et le module nRF24101

Broche module	Broche Arduino	Fonction
1	GND	Masse
2	3.3V	VCC /3.3V
3	8(configurable)	CE
4	7(configurable)	CSN
5	13	SCK
6	11	MOSI
7	12	MISO
8	Non connectée	IRQ

**Attention** : l'alimentation du module s'effectue en 3.3v (broche 2), les autres broches pour le dialogue via le bus SPI supportent le 5v.

Une petite image qui présente le module avec ses broches de connections :



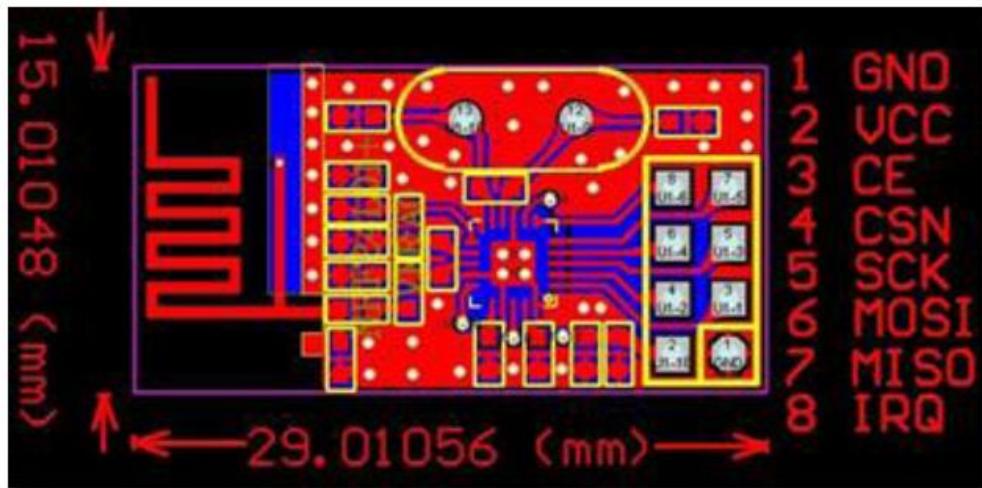


Figure 22: PCB du nRF24101

Pour les tests, nous allons envoyer une valeur de type 'integer' côté émetteur. Côté récepteur nous afficherons la valeur reçue pour vérifier le bon échange. Pour tester le fonctionnement du nrf24101 nous avons dû écrire un programme de communication entre les deux modules. Le programme côté émetteur (voir annexe)

La carte de programmation qui va acquérir les données de la manette PS2 est la carte ARDUINO UNO qui est une plateforme de programmation open source très utilisée dans le monde électronique et informatique embarqué. Elle intègre un microcontrôleur ATMEGA328p de chez Atmel. Cette carte est représentée par la figure suivante :



Figure 23: Carte Arduino Uno

Les caractéristiques de ce microcontrôleur sont consignées dans le tableau suivant :

Tableau 4: Caractéristiques de la carte Arduino

<b>Microcontrôleur</b>	ATmega328
<b>Tension de fonctionnement</b>	5V
<b>Tension d'alimentation (recommandée)</b>	7-12V
<b>Tension d'alimentation (limites)</b>	6-20V
<b>Broches E/S numériques</b>	14 (dont 6 disposent d'une sortie PWM)
<b>Broches d'entrées analogiques</b>	6 (utilisables en broches E/S numériques)
<b>Intensité maxi disponible par broche E/S (5V)</b>	40 mA (ATTENTION : 200mA cumulé pour l'ensemble des broches E/S)
<b>Intensité maxi disponible pour la sortie 3.3V</b>	50 mA
<b>Intensité maxi disponible pour la sortie 5V</b>	Fonction de l'alimentation utilisée - 500 mA max si port USB utilisé seul
<b>Mémoire Programme Flash</b>	32 KB (ATmega328) dont 0.5 KB sont utilisés par le bootloader (programme de base préprogrammé conçu pour établir la communication entre l'Atmega et le logiciel Arduino)
<b>Mémoire SRAM (mémoire volatile)</b>	2 KB (ATmega328)
<b>Mémoire EEPROM (mémoire non volatile)</b>	1 KB (ATmega328)
<b>Vitesse d'horloge</b>	16 MHz

Arduino intègre un microcontrôleur ATmega328P de chez ATMEL qui est un microcontrôleur programmé selon le langage Arduino qui est facile et intuitif. C'est un langage dérivé du langage C et C++.

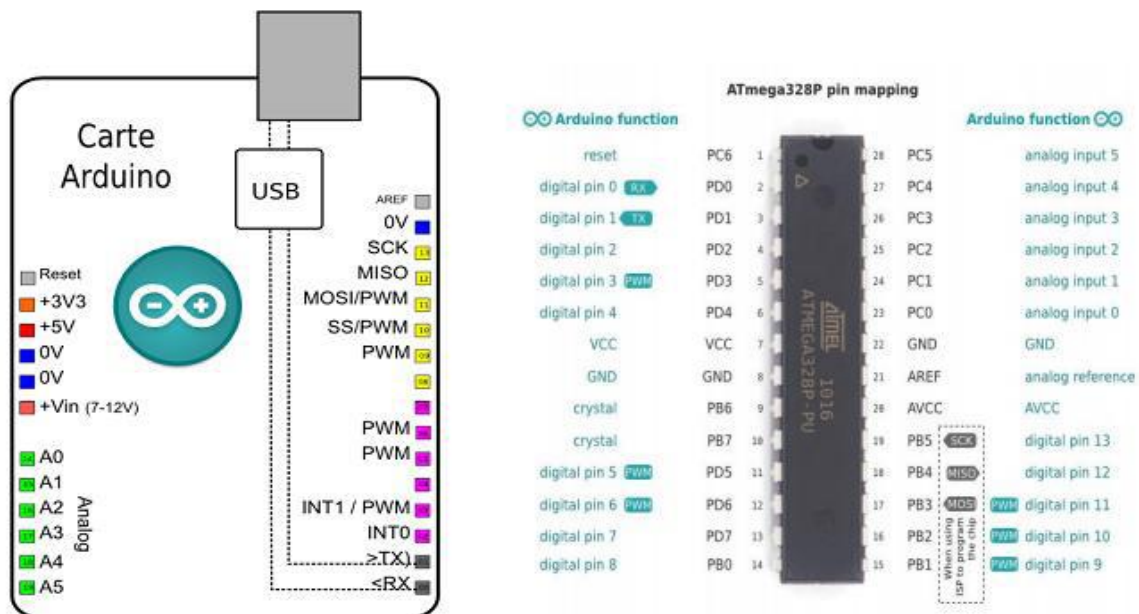


Figure 24: Brochage de la carte Arduino et mapping du microcontrôleur

Dans la partie réalisation il sera pour nous question de concevoir et réaliser nous même une radiocommande respectant l'étude faite ci-dessus.

### II.4.3. Les pales et les moteurs

Le principe de vol du Quadrirotor impose d'avoir deux pales de pas opposé aux deux autres pales. Nous avons commandé un lot de dix pales 8x4,5 aux Etats-Unis chez « Todd's Models ». Ces hélices souples sont normalement utilisées sur des avions de voltige qui sont capables de rester immobile à la verticale, et conviennent parfaitement au Quadrirotor que nous construisons. Nous n'avons pas utilisé des pales d'hélicoptères proprement dites, comme l'on trouve dans le commerce, car celles-ci sont à pas variable et auraient alourdi et compliqué inutilement le système de commande. Les pales ont ensuite été associées à des moteurs de type Brushless (réf. : Brushless typhon-micro 6-20), qui ont l'avantage d'être petits, légers et puissants. Le seul inconvénient de ce type de moteur, outre le prix, est sa mise en œuvre. En effet, ils doivent obligatoirement être associés à des régulateurs particuliers, appelés contrôleurs ESC (Electronics Speeds Controller), qui nécessitent une programmation et obligent une temporisation bien précise. Ce modèle de moteur, de puissance maximale 90W, peut être alimenté sous une tension variant de 7,2V à 14,4V. Il pèse 42g et convient à un engin de 250 à 700 grammes. Un ensemble pale et moteur peut alors porter au maximum 700g. En multipliant ce nombre par 4, on obtient une masse totale de 2,8kg. Il est évident que le quadrirotor devra peser moins de 2,8kg, pour garder une marge de manœuvre et de vitesse.

Plusieurs critères permettent de choisir un moteur pour notre projet, les plus importants sont l'indice KV, la puissance et le type de fixation pour l'hélice.

**KV** : la constante de vitesse par volt, elle est indiquée en RPM (rotations par minute) par volt, à vide. Donc un moteur 1000 KV tourne à 1000 tours/min à 1 Volt, à vide. Bien entendu, dans notre projet on ne fait pas tourner les moteurs à vide mais avec une hélice. Pour maintenir le nombre de tours par minute il faut compenser la résistance aérodynamique de l'hélice. Ceci nécessite plus de puissance.

Ce qu'il faut retenir de façon empirique c'est que plus la caractéristique KV est faible et plus le couple est important. Plus le couple est important et plus on peut utiliser de grandes hélices (car il faut plus de couple pour les faire tourner vite). Donc, KV faible = hélice grande,

KV élevé = hélice petite. Pour notre projet, comme on veut utiliser des hélices de taille moyenne, 9 pouces, on va utiliser un moteur ayant entre 900 et 1400 KV.

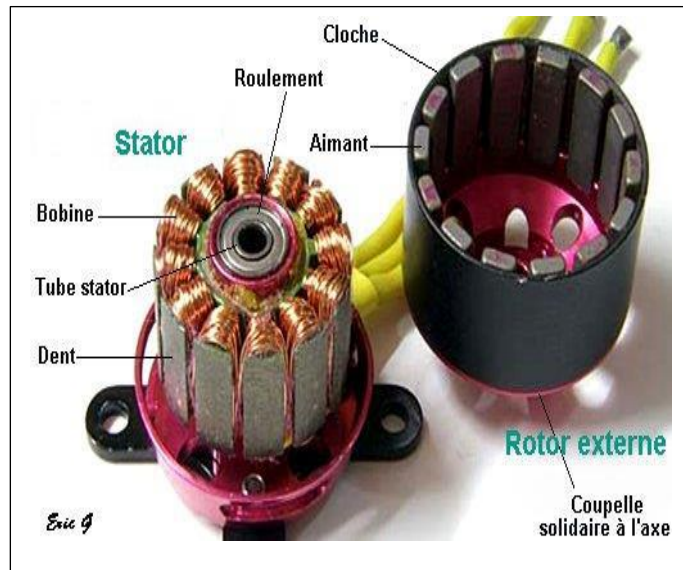


Figure 25: Schéma interne et annoté d'un moteur Brushless



Figure 26: Schéma d'un moteur Brushless

#### II.4.4. Les ESC (variateurs de vitesse pour les moteurs)

Donc notre quadrirotor est équipé de moteurs Brushless nécessitant du courant triphasé pour fonctionner. De l'autre côté on a une batterie fournissant un courant continu. Il nous faut donc un dispositif entre le moteur, la batterie et la radiocommande afin de pouvoir faire tourner le moteur plus ou moins vite. C'est le rôle du variateur de vitesse ou ESC.

En toute logique il en faut un pour chaque moteur, donc 4 pour notre montage puisque nous avons 4 moteurs.

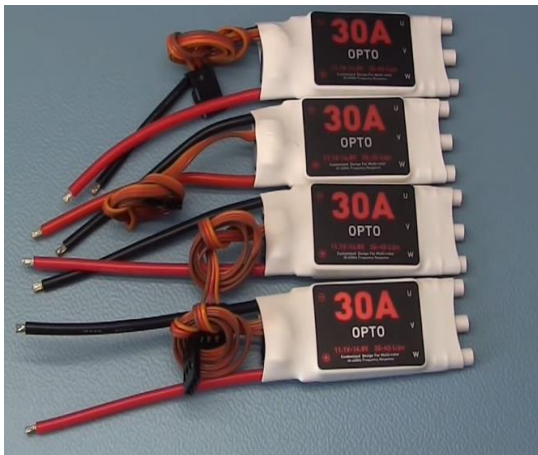


Figure 28: ESC 30A

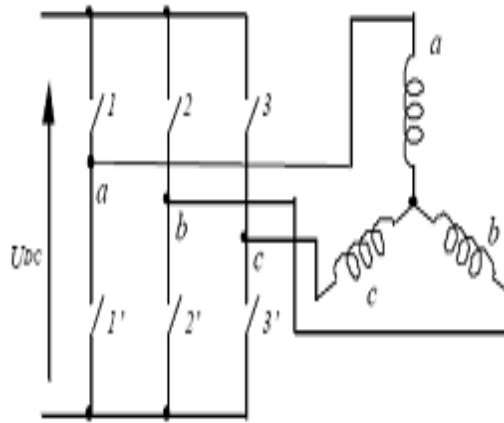


Figure 27: schéma de principe

#### II.4.5. L'accéléromètre, et les gyroscopes

Une carte équipée d'un accéléromètre 3 axes (Figure 29), de 3 gyromètres 1 axe, L'accéléromètre, et les gyroscopes sont trop petits, et difficiles à souder sur les cartes électroniques. Pour cette raison la société RAZOR a mis dans le marché ces nouvelles cartes.



Figure 29: L'accéléromètre et les gyroscopes

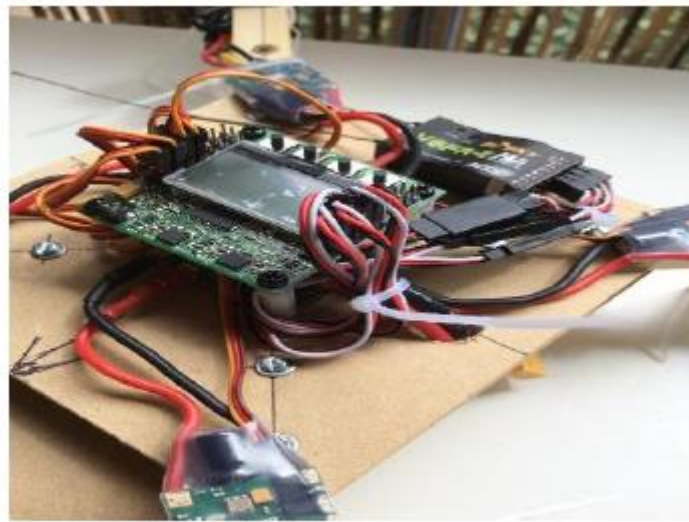
#### II.4.6. l'ordinateur de vol (FC, Flight Controller)

C'est le cœur du quadrirotor. Il s'agit d'un dispositif électronique avec un soft et des capteurs plus ou moins performants permettant de faire voler notre engin. il dispose de connecteurs pour y raccorder les différents canaux du récepteur de la radiocommande, les entrées « contrôle » des ESC (pour piloter les moteurs) pour y raccorder un GPS, des composants de télémétrie, etc.



Le logiciel de l'ordinateur de vol se base sur des capteurs de type gyroscope/accéléromètre et sur les entrées de la télécommande pour faire varier la vitesse des moteurs afin d'obtenir le mouvement demandé ou pour stabiliser le quadricoptère.

Il existe pas mal d'ordinateurs de vol avec une gamme de prix allant de 20\$ à plusieurs milliers de dollars. Tout est question de fonctionnalités. Il est même possible de fabriquer son propre FC avec des cartes Arduino comme nous allons le faire dans la partie réalisation de notre projet. La figure ci-dessous montre un exemple de Contrôleur de type KK 2.0



*Figure 30: Contrôleur KK 2.0*

Les points forts de ce FC :

- Pas cher, 20-30\$ en fonction des promos ;
- Dispose d'une bonne communauté et de nombreuses versions software alternatives ;
- Doté d'un écran LCD pour modifier la configuration sur le terrain (dans la plupart des autres cas il faut un ordinateur et un câble pour faire les ajustements de configuration) ;
- Très souple (modèle de 1 à 8 moteurs avec un grand nombre de formes d'appareil) ;
- Configuration très poussée ;
- Ne nécessite pas d'alimentation supplémentaire (il est alimenté par l'ESC du moteur N°1)

Pour les inconvénients on peut citer l'absence de support GPS (utilisé notamment pour la stabilisation en vol).

Dans les alternatives on peut citer les cartes à base MultiWii, Ardupilot ou OpenPilot. En général on trouve du hardware tout fait avec tout un tas de modules additionnels en option. On peut généralement utiliser ces softs sur des cartes Arduino préparés par nos propres soins.

#### **II.4.7. L'alimentation électrique**

On a parlé de pas mal de choses déjà mais pas de l'alimentation de notre modèle. Il nous faut de la puissance pour faire voler le quadrirotor.

Il est d'usage d'employer des batteries Lithium Polymères (LiPo) pour le modélisme. C'est le choix de prédilection en raison d'une meilleure performance à poids égal comparé aux autres types de batterie (NiCd, etc.). Pour choisir une batterie adaptée il faut regarder les quelques caractéristiques suivantes. Les batteries LiPo sont utilisées pour leur grande capacité de décharge (capacité à fournir de grandes intensités sur des périodes plus ou moins longues). Par contre, vigilance, ce sont des batteries assez instables et il y'a risque d'explosion ou de feu. Notamment en cas de crash violent, de trop forte sollicitation ou de charge inappropriée. Ces batteries sont constituées de plusieurs segments en série (S), chaque segment fournit une tension de 3,7 volts. Donc une batterie de type 3S fournit une tension de  $3,7V \times 3 = 11,1V$ . Donc ce qui veut dire qu'une 4S fournit 14,8V et une 2S 7,4V.

Le choix du nombre de segments de la batterie et donc de la tension qu'elle fournit dépend de l'électronique que nous allons utiliser. D'autre part, plus il y'a de segments et plus la batterie est lourde.



*Figure 31: Batterie LiPo 3S*

Les autres caractéristiques importantes sont l'intensité nominale, en mAh, qu'elle délivre ainsi que la capacité de décharge.

Dans la photo ci-dessus on a une batterie qui fournit 2200 mAh. C'est à dire 2,2 A pendant 1h puis après il faut la charger. Elle a aussi une capacité de décharge de 25C. C'est à dire qu'elle est capable de décharger en instantané 25 fois 2,2 ampères. Et c'est ça qui est intéressant, elle peut décharger 25 fois sa capacité nominale. Bien sûr, ceci a un impact sur sa durée de fonctionnement. Si en 60 minutes elle peut fournir 2,2A elle peut aussi fournir  $2,2 \times 25 = 55A$  pendant  $60m / 25 = 2,4$  minutes.

**Sécurité :** attention avec ces batteries car risque d'explosion/feu si mauvais usage. Il faut un chargeur spécifique LiPo disposant de prises d'équilibrage. la figure ci-dessous montre l'évolution de la température de la batterie lorsqu'elle est poussée à bout.

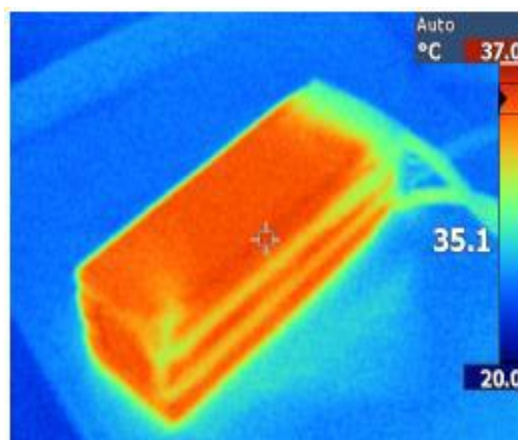


Figure 32: évolution de la température en fonctionnement excessif

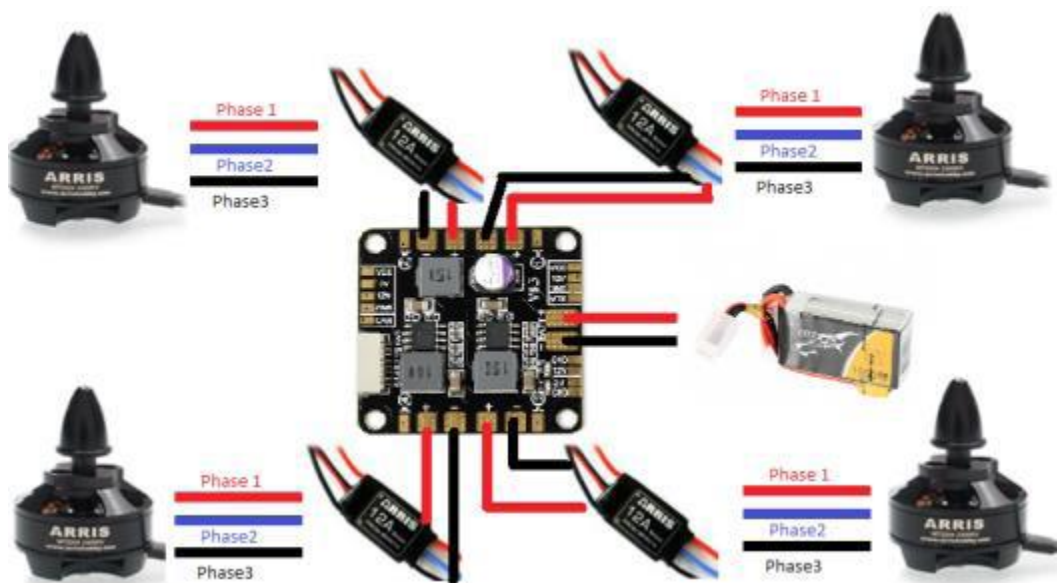


Figure 33: Schéma de câblage



## CONCLUSION

Ce chapitre permet au lecteur d'avoir des concepts préliminaires sur les robots volants et leur principe de fonctionnement. Le quadrirotor est l'un des robots volants qui sont en investigation ces dernières années. Ce système est constitué de quatre rotors, deux de ces rotors tournent dans un sens et les deux autres dans le sens inverse. En variant les vitesses de rotation de ces rotors, le quadrirotor peut faire des mouvements différents aussi bien en translation qu'en rotation.

L'utilisation du formalisme de Newton-Euler nous a permis d'établir le modèle dynamique du quadrirotor. A partir du modèle obtenu, nous concluons que le quadrirotor est un système sous actionné. De plus, la complexité du modèle, la non linéarité, et l'interaction entre les états du système, peuvent se voir clairement. Dans le chapitre suivant, nous interpréterons les résultats que nous avons obtenus.

## CHAPITRE III : RESULTATS ET DISCUSSIONS

### INTRODUCTION

Tout au long de ce chapitre, nous exposerons les résultats obtenus lors d'un essai de simulation dans l'environnement Matlab/Simulink, On montrera les courbes présentant en temps réel le comportement de notre quadrirotor lorsqu'on applique un correcteur de type PID ; Enfin nous ferons une discussion de ces différents résultats.

### III.1. Fonction de transfert de l'ensemble moteur-variateur

La fonction de transfert d'un moteur électrique est du second ordre et s'écrit :

$$H(p) = \frac{K}{K^2 + R J p} \quad \Rightarrow \quad H(p) = \frac{k}{1 + \tau p} \quad (\text{II.46})$$

### III.1.2. Schéma de la modélisation du moteur-variateur sous Simulink

Connaissant les relations entre les poussées des différents moteurs et les accélérations angulaires (équation (II.41) et (II.39)), on peut établir un modèle sous Simulink

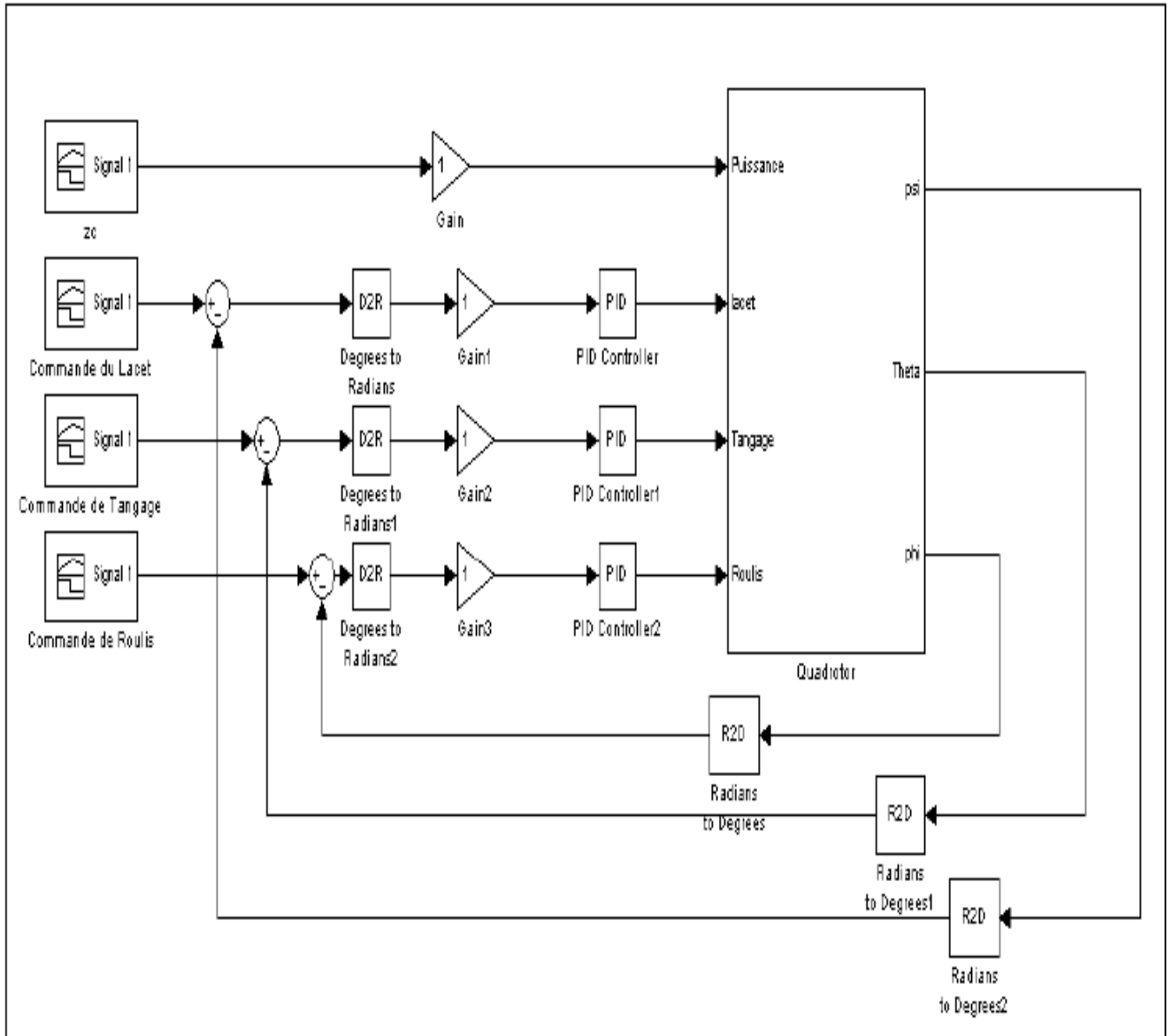


Figure 34: Schéma du modèle Simulink

### III.1.3. Modèle Simulink du Quadrirotor

Connaissant les relations entre les poussées des différents moteurs et les accélérations angulaires. On peut établir un modèle sous Simulink. Le but est de déterminer le type de correcteurs à mettre en place afin d'assurer une bonne stabilisation du drone sur les trois axes de lacet, tangage et roulis.

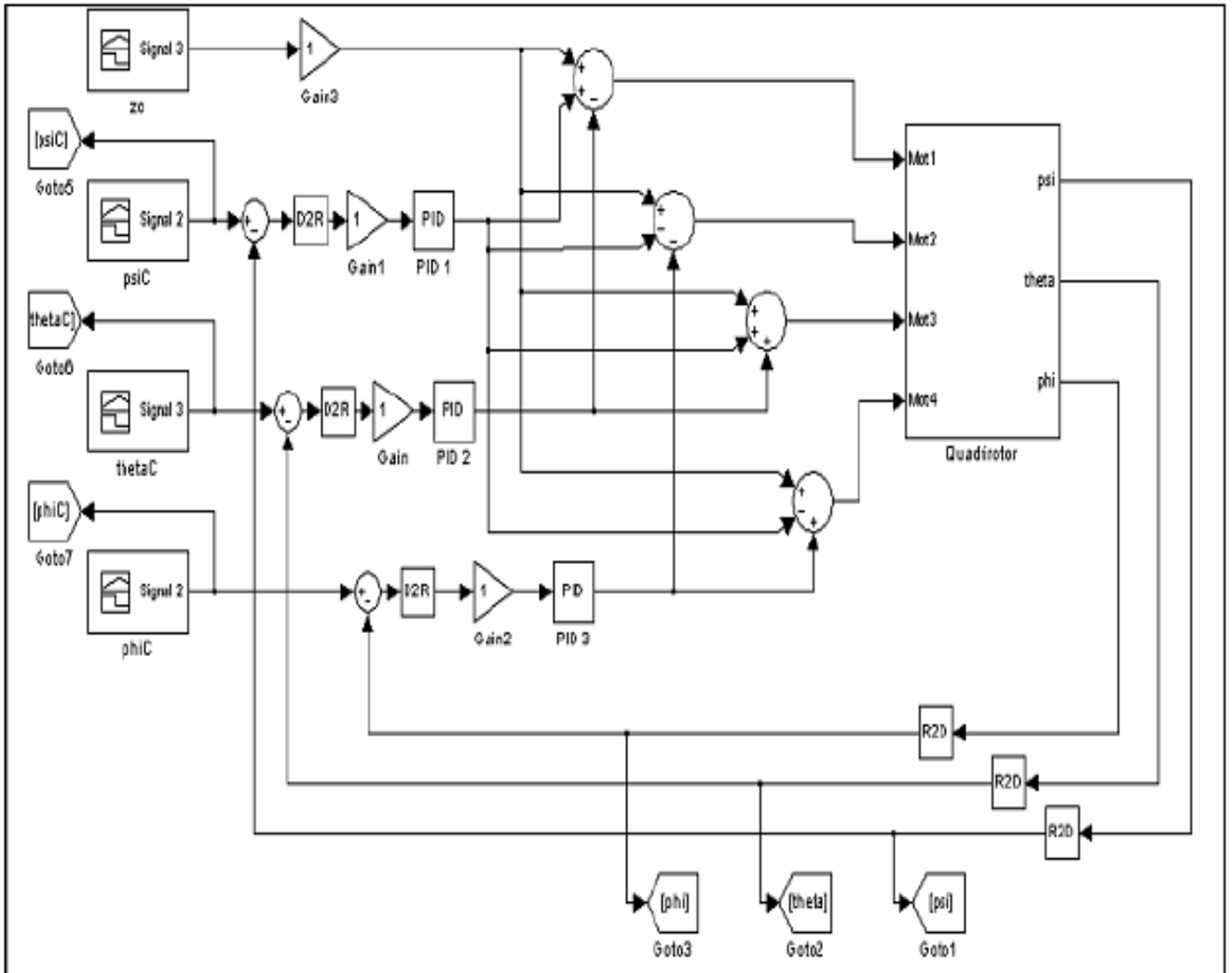


Figure 35 : Modèle Simulink du quadrirotor

### III.1.4. Synthèse des résultats en simulation

Le drone est piloté grâce à quatre consignes : les consignes de puissance  $z_c$  (qui permet de contrôler l'altitude), de roulis  $\psi_C$ , de tangage  $\theta_C$  et de lacet  $\psi_C$ . Ces consignes sont ensuite envoyées aux différents moteurs. La consigne de puissance est envoyée à tous les moteurs, tout comme le lacet. Le tangage et le roulis sont obtenus en contrôlant seulement deux moteurs (1 et 3 pour le tangage et 2 et 4 pour le roulis). Le sous-système Quadrirotor modélise les équations mécaniques. Les correcteurs implémentés sont des correcteurs Proportionnel-Intégral-Dérivé (PID). Les différents gains que l'on peut observer permettent de convertir les angles (radians) en tensions (volts) qui sont envoyées aux variateurs. Les valeurs de ces gains nous sont inconnues. Cependant, il est toujours possible d'étudier le type de correcteurs à mettre en place afin d'obtenir une dynamique satisfaisante.

### III.1.5. Application du correcteur PID

Le PID est un correcteur utilisé en automatique afin de stabiliser des systèmes mécaniques. Afin d'appliquer un PID, on observe l'écart entre la valeur autour de laquelle on veut stabiliser, la consigne, et la valeur réelle observée sur le système. On appelle cet écart l'erreur.

- Une action proportionnelle (P) : on applique un gain  $K_p$  sur l'erreur.
- Une action intégrale (I) : on intègre l'erreur, et on multiplie le résultat par un gain  $K_i$ .
- Une action dérivée (D) : on dérive l'erreur, et on multiplie le résultat par un gain  $K_d$ .

Dans notre cas, nous avons choisi d'utiliser un correcteur PID sur les angles de tangage, roulis et lacet.

La figure 3.2 représente le modèle Simulink, de l'ensemble système correcteur PID

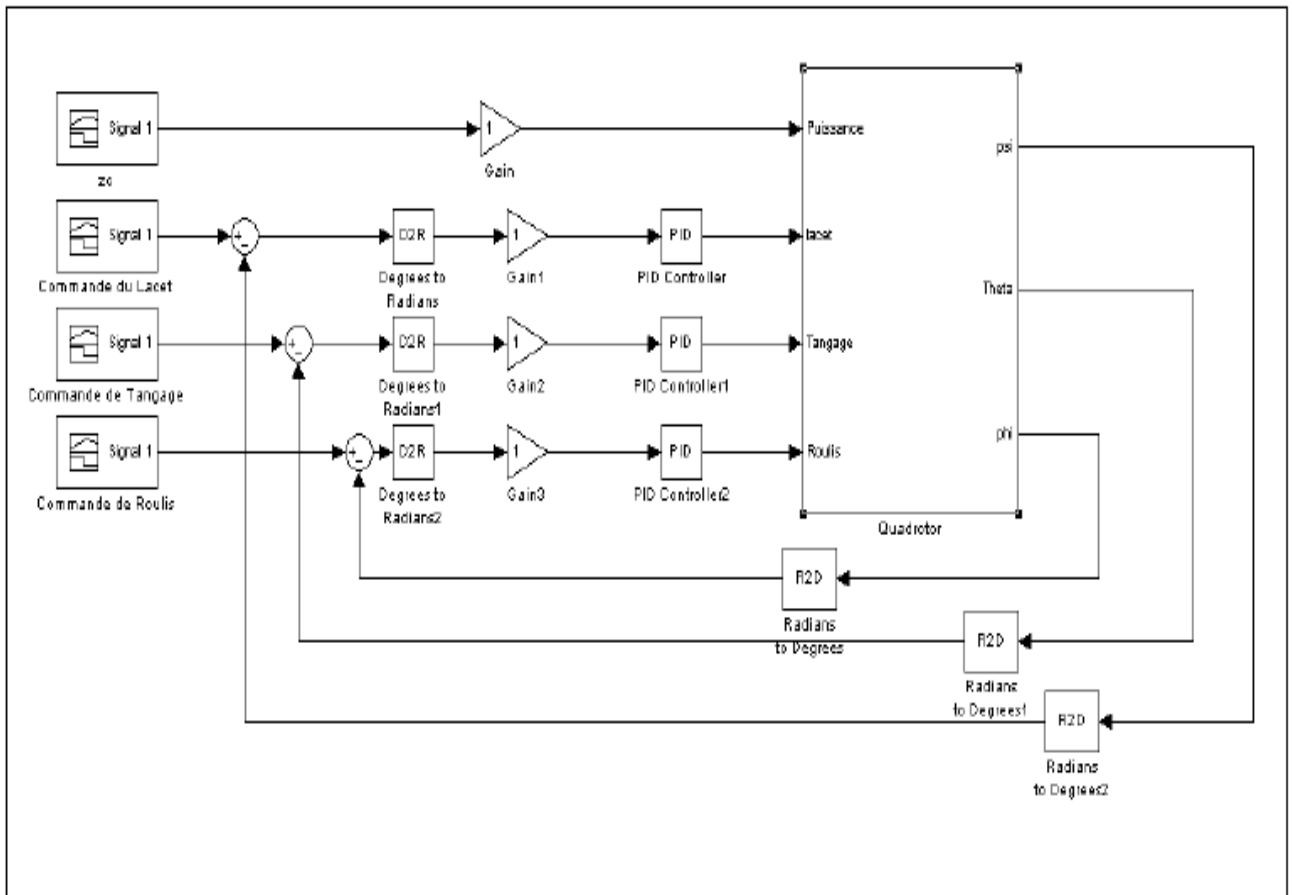


Figure 36: Schéma du modèle Simulink avec correcteurs PID

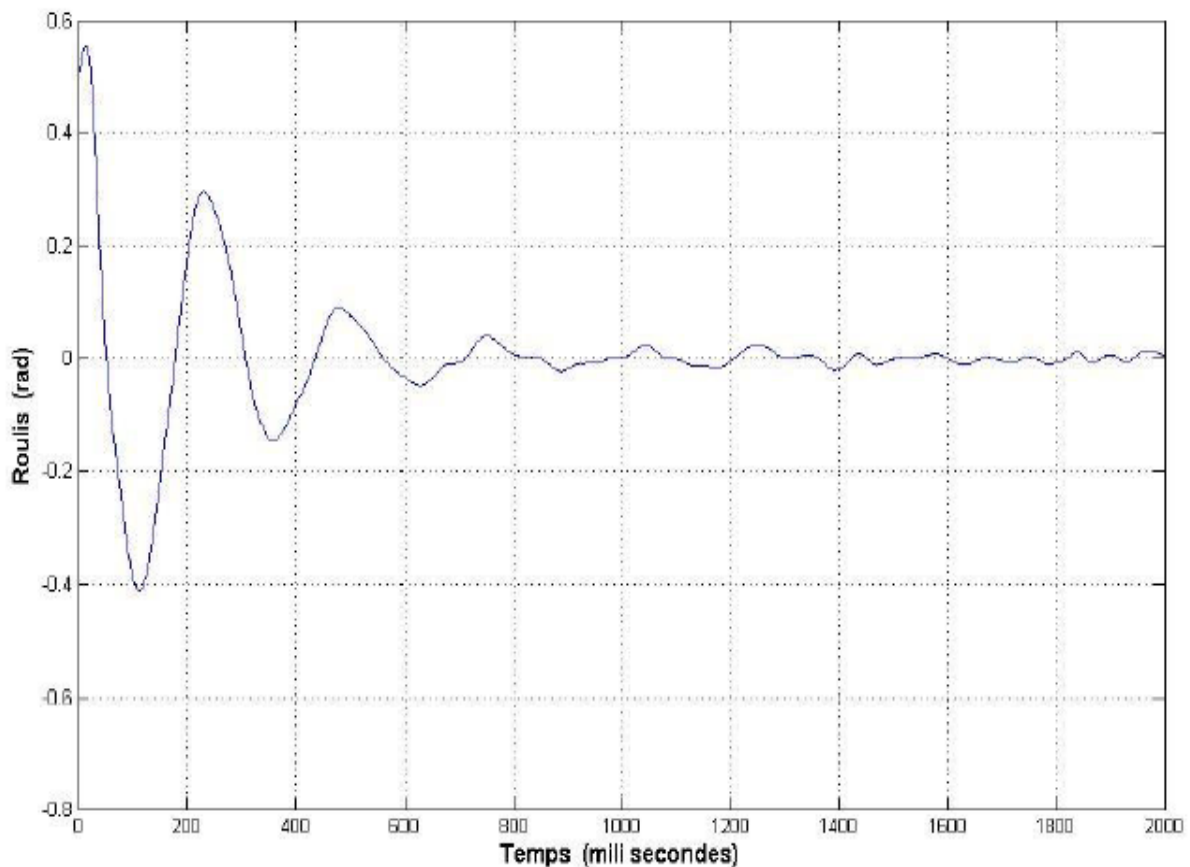
Les quatre entrées (puissance, lacet, tangage et roulis) sont recombinaées pour donner les commandes en tension des moteurs.

### III.1.5.1 Résultats obtenus

Une fois la modélisation terminée, nous avons donc pu faire des tests (essais et erreurs) pour déterminer les coefficients du PID, et voici les meilleurs résultats que nous avons pu obtenir en simulation :

Dans l'ordre des figures (*Figure 34*), (*Figure 35*), et (*Figure 36*), on peut observer la réponse en roulis, tangage et lacet. On peut aussi remarquer que le drone se stabilise en roulis et en tangage en deux secondes environ. Aucune correction n'est faite en lacet.

Les résultats de simulation ont été obtenus en prenant les coefficients de PID, tel que : ( $K_p = 0.9$ ,  $K_i = 0.3$ ,  $K_d = 0.2$ ) pour la correction des angles de tangage, et roulis. Et ( $K_p = 0.06$ ,  $K_i = 0.3$ ,  $K_d = 0.02$ ) pour la correction en lacet.



*Figure 37: Résultat de simulation correction PID sur le roulis*

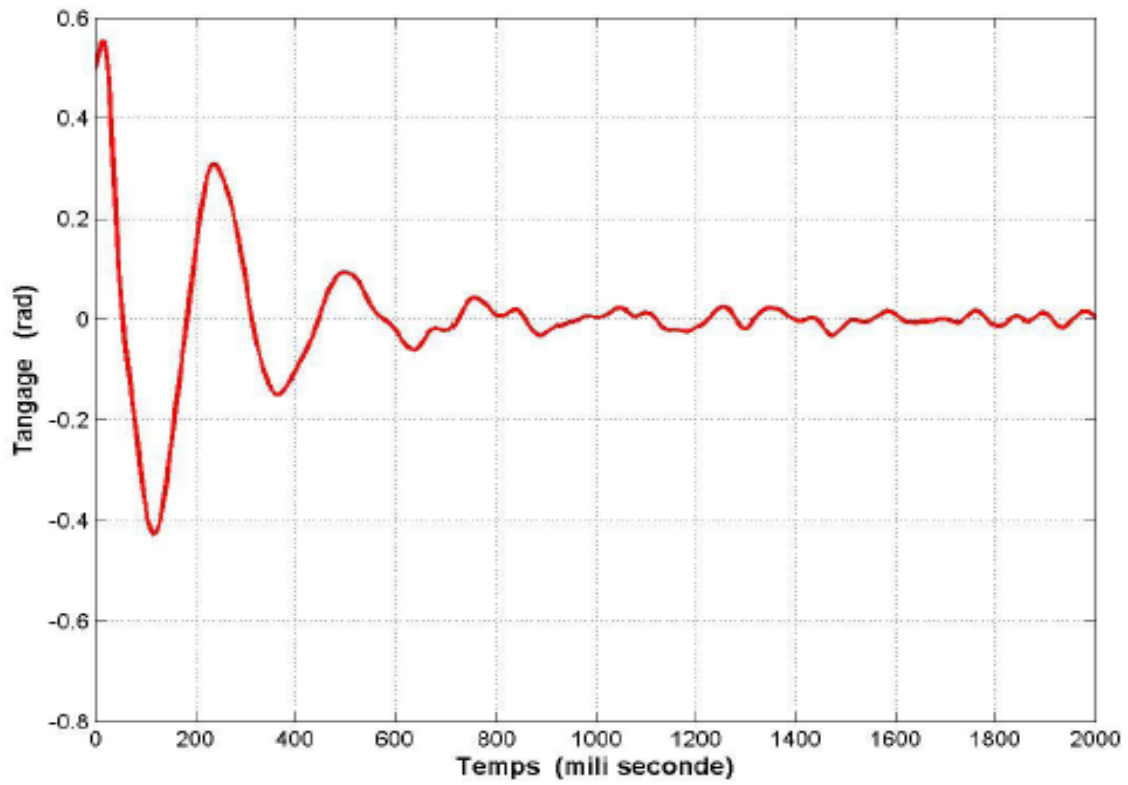


Figure 38: Résultat de simulation correction PID sur le tangage

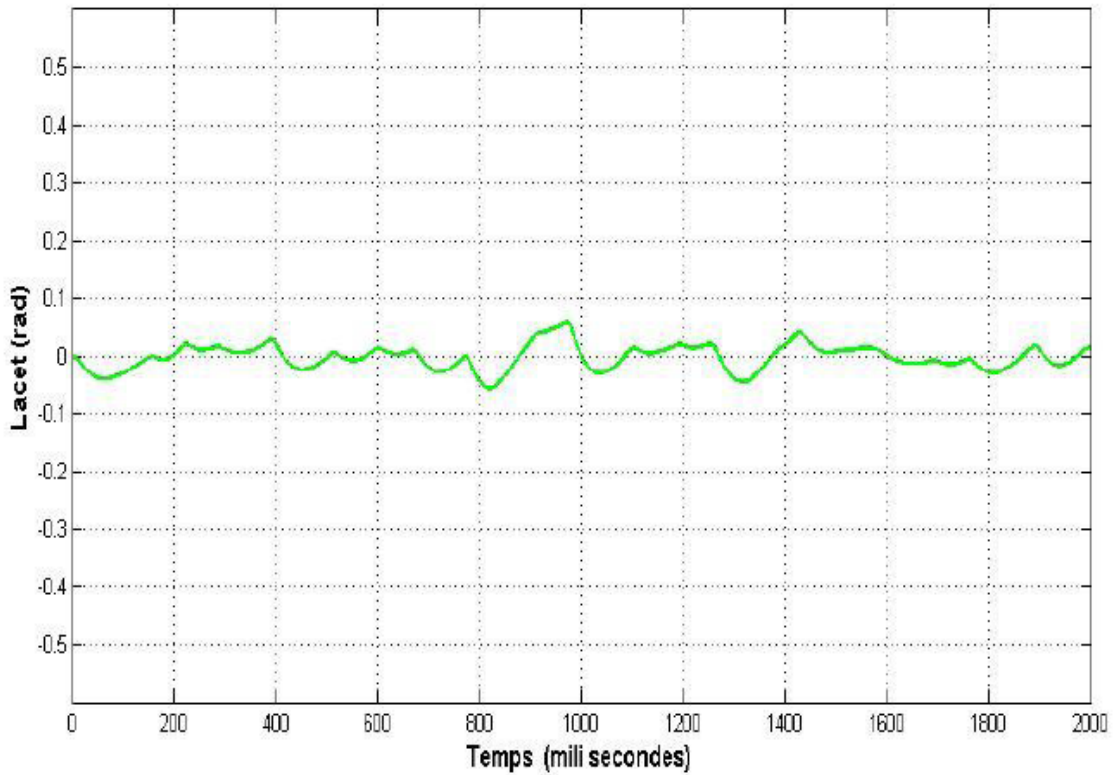


Figure 39: Résultat de simulation correction PID sur le lacet

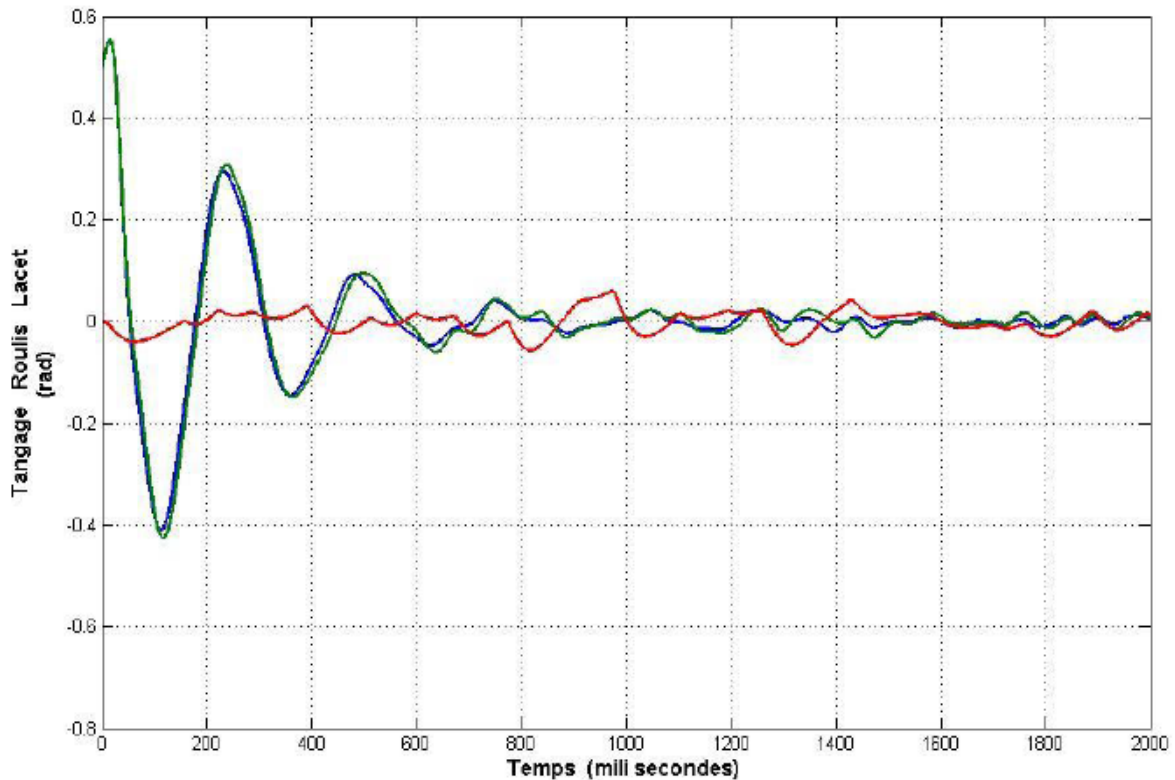


Figure 40 : Stabilisation des angles d'Euler du quadrirotor, en utilisant correction PID

### III.1.5.2. Commentaires

Les résultats sont satisfaisants, même si on commence par une position critique d'orientation des angles, comme  $\pi/2$ , l'angle de tangage, de roulis ou du lacet revient à son état de repos (zéro degré).

La simulation donne de bons résultats proches de l'équilibre. Mais comme le système est linéarisé près du point d'équilibre, le régulateur ne peut compenser que des angles (des conditions initiales) de faibles valeurs.

Le principe de la commande optimale qui est de minimiser un certain critère, exprimant par exemple l'énergie d'un système est intuitivement facile à comprendre et fonctionne très bien dans le cas d'un système linéarisé, avec un régulateur linéaire quadratique.



### III.2. Résultats expérimentaux

#### II.2.1. ordinateur de bord sur Proteus 8

Pour câbler l'ordinateur de bord sur le logiciel PROTEUS 8.3 nous avons eu besoin des composants suivants :

- Des connecteurs femelles CONN-SIL ARDUINO
- Le microcontrôleur ATMEGA328P de chez ATMEL
- Une diode 1n4148
- 3 condensateurs dont 2 de 22pF et 1 de 15pF
- 1 quart de 16Mhz

Le schéma de câblage est le suivant :

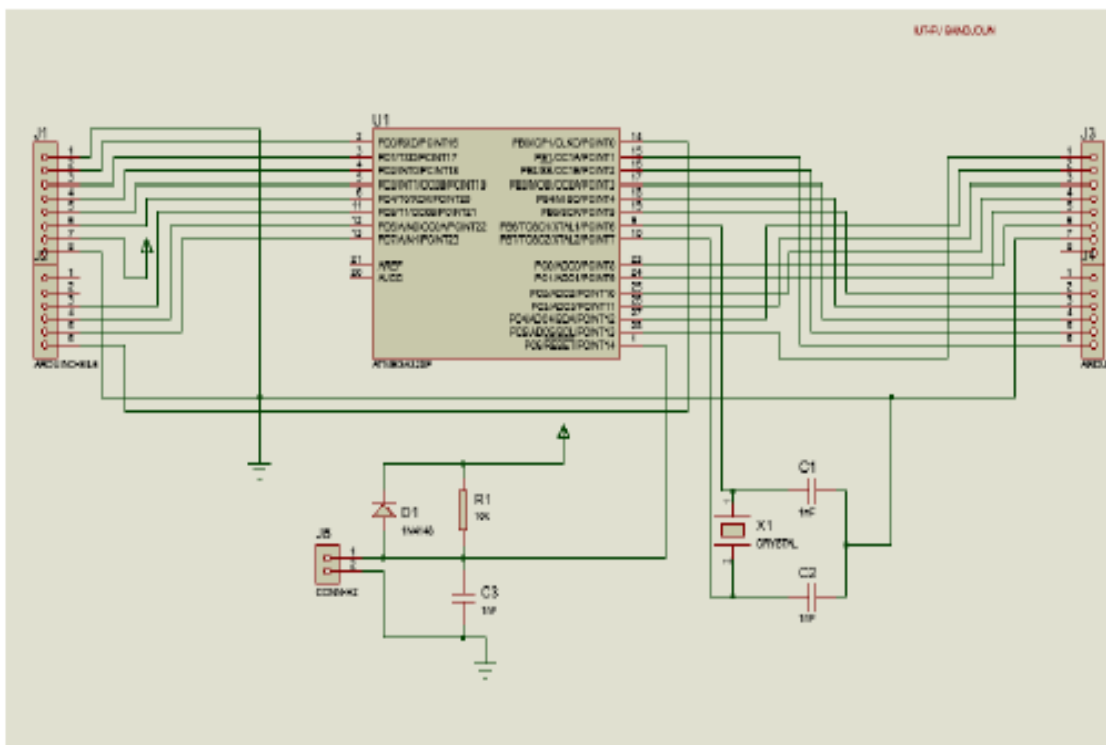


Figure 41: schématisation de l'ordinateur de bord sur Proteus 8

L'alimentation du drone est assurée par la batterie au lithium-polymère 3S (4x3.7V) qui nous délivre une tension nominale de 14.8V et 2600mAh. Mais puisqu'il faut alimenter

l'ordinateur de bord a 5V le récepteur a 3.3V et les moteur Brushless a 14.8V, nous avons câblé une alimentation composé de :

- Régulateurs de 12,9,5V
- 2 résistances de 2k et 860 Ohms
- 1 diode 1n4148
- 3 condensateurs de 220 $\mu$ F 20V

Le schéma de câblage est donc le suivant :

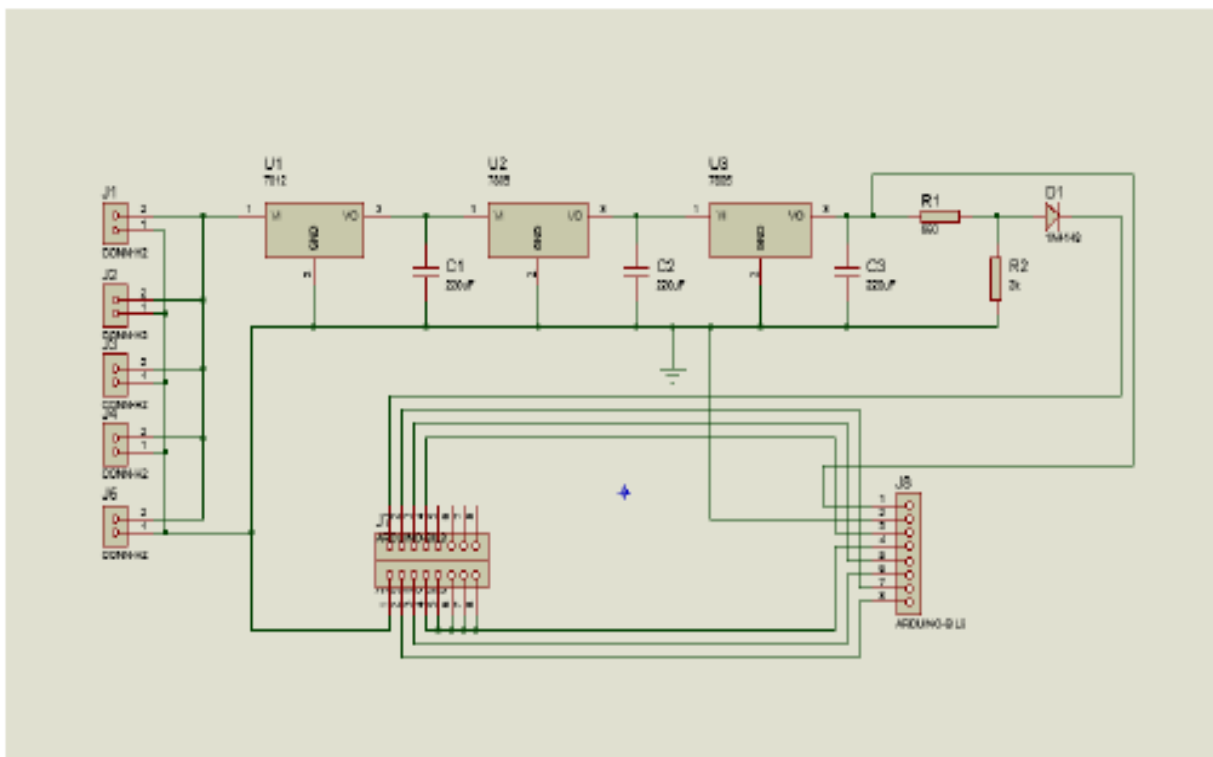


Figure 42: alimentation sur Proteus 8

### III.2.2. Branchement des capteurs avec la carte arduino

Les Gyroscopes et l'Accéléromètres sont connectés aux broches analogiques d'ARDUINO de 0 à 5 (voir la figure 43).

L'alimentation 3.3v des capteurs est obtenue à partir de la carte ARDUINO (broches VDC), ainsi que la tension de référence (pin AREF).

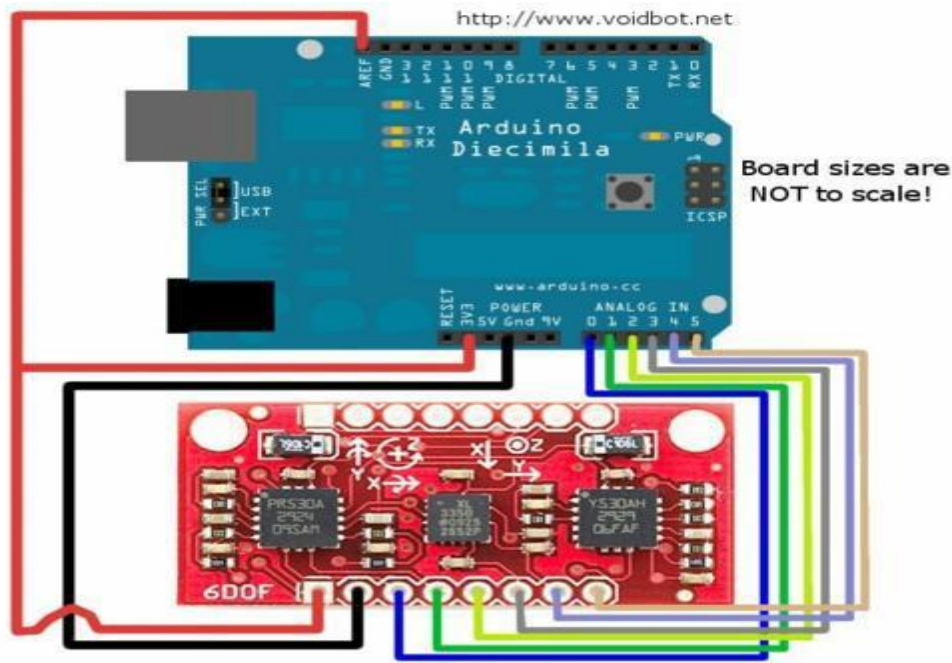


Figure 43: Branchement des capteurs avec la carte arduino

Afin de minimiser au maximum la masse de notre appareil il a fallu impérativement réaliser les typons des différentes cartes que sont :

- L'ordinateur de bord
- L'alimentation

### III.2.3.1. Typon de l'ordinateur de bord

Comme caractéristiques de notre typon nous avons choisi :

- Les pistes (bottom copper) sont paramétrées a 35th
- Plan de masse a 10 th
- Board edge 5cm de large et 10cm de long
- Taille de pastilles paramétrées a Default

L'image ci-dessous montre le typon réalisé sur ares

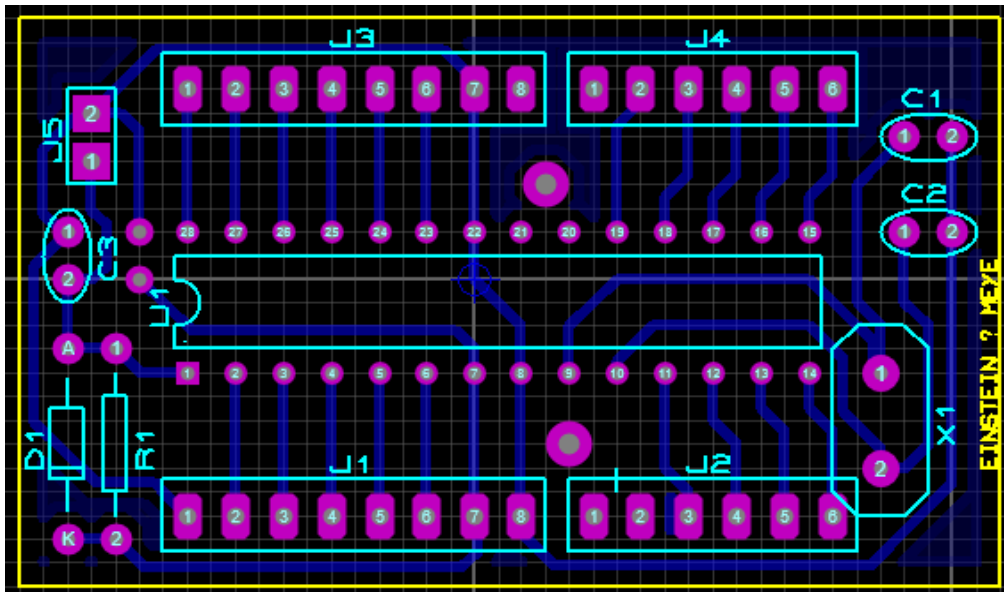


Figure 44: typon de l'ordinateur de bord sur ARES

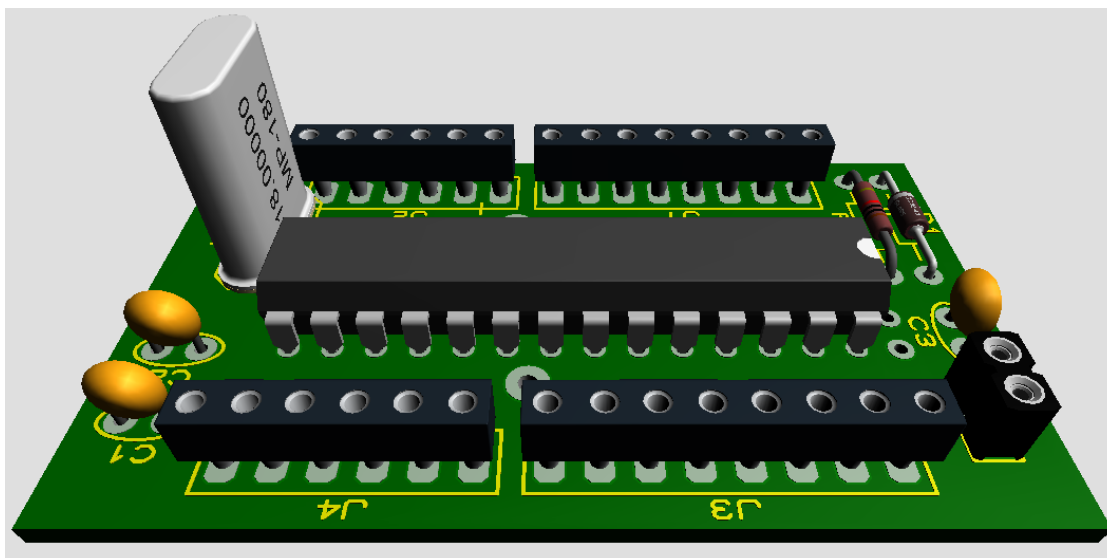


Figure 45: visualisation du typon de l'ordinateur de bord en 3D

### III.2.3.1. Typon de l'alimentation

Les caractéristiques du typon de l'alimentation sont les mêmes que celle de l'ordinateur de bord sauf pour le board edge.

Nous avons choisi :

- Les pistes (bottom copper) paramétrées à 35th
- Plan de masse à 10 th
- Board edge 13cm de large et 13cm de long

- Taille des pastilles paramétrées à default

L'image ci-dessous montre le typon réalisé sur ares

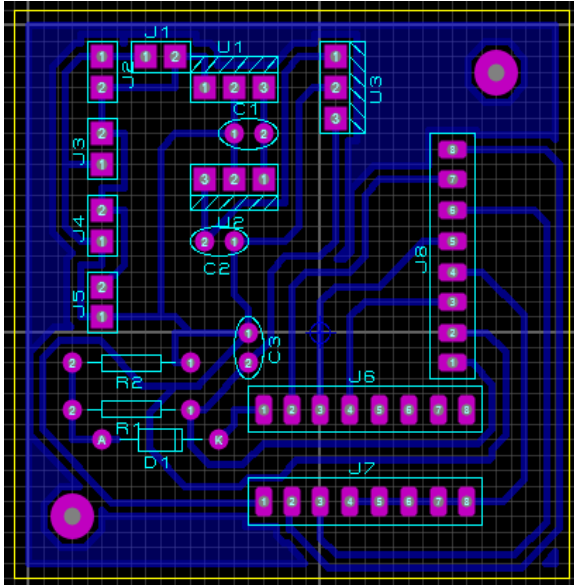


Figure 46: typon de l'alimentation

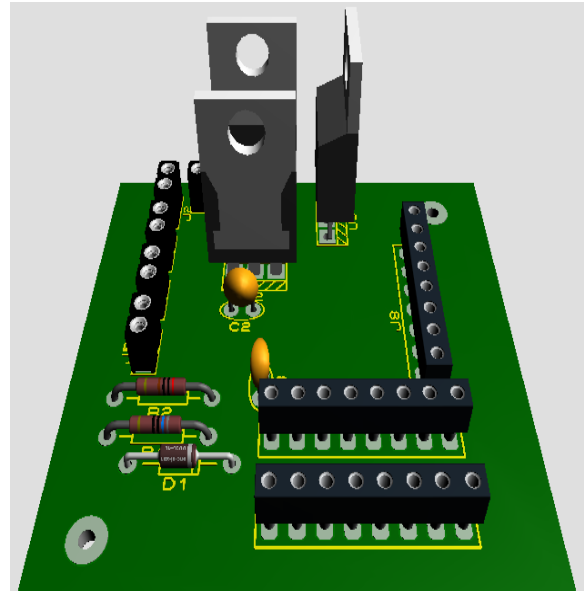


Figure 47: visualisation du typon en 3D

Après tout ce qui précède, il s'agit maintenant de fixer les moteurs Brushless sur l'ossature de l'appareil. Pour cela il suffit de fixer un moteur sur chaque tige en plastique grâce à des vis spécialisées.

La figure ci-dessous montre la fixation des moteurs et leurs contrôleurs sur l'ossature de l'appareil.



Figure 48: Fixation des moteurs et leurs contrôleurs

Il s'agit dès lors d'établir la connectique du drone c'est-à-dire d'assembler les différentes parties de l'appareil et obtenir le drone proprement dit.



*Figure 49 : Drone terminé, prêt à l'utilisation*



*Figure 50: Radio commande prêt à l'utilisation*



## CONCLUSION

Dans ce chapitre une description du principe de fonctionnement du drone quadrirotor est présentée avec une description détaillée sur ses mouvements possibles ainsi que les modes de vol, en collaboration avec le jargon (tangage, roulis, lacet) de vol correcte, qui désigne les signaux d'entrée et de leurs réponses de sorties correspondantes. En se basant sur les lois de la cinématique (Euler / Lagrange), ce chapitre présente une modélisation dynamique du drone quadrirotor. Connaissant les relations entre les poussées des différents moteurs et les accélérations angulaires. On peut établir un modèle sous MATLAB Simulink. Le but est de déterminer le type de correcteurs à mettre en place afin d'assurer une bonne stabilisation du drone sur les trois axes de lacet, tangage et roulis.

## Conclusion générale et perspectives

Au terme de ce projet, nous pouvons dire que nous avons touché à un nouveau domaine de l'intervention de l'automatique, c'est le domaine de l'aéronautique (drones). Une description des différentes configurations des drones hélicoptères est donnée. Nous proposons aussi des configurations plus modernes réalisées très récemment soit par des chercheurs universitaires, soit par le secteur militaire. Ensuite nous proposons une modélisation, en se basant sur les lois de la cinématique (Euler / Lagrange), et une élaboration d'un modèle sous MATLAB Simulink. La réalisation pratique de notre quadrirotor est divisée en deux parties. Une partie de la description de la structure mécanique, et la réalisation de la carte électroniques. La stabilisation de notre prototype (quadrirotor) n'est pas encore achevée. Pour des questions de temps, l'implantation des commandes simulées sous MATLAB n'est pas encore faite. Le quadrirotor n'est pas encore contrôlable sur ces axes. La réalisation électronique est aboutie, mais tous les éléments n'ont pas été intégrés sur le PCB final, en raison de nos difficultés à stabiliser le drone. La réalisation de la centrale inertielle est achevée, et une interface graphique sous LABVIEW permet la visualisation des angles d'Euler en temps réel.

### **Perspectives :**

Nous proposons dans cette partie diverses possibilités de poursuite de notre projet ;

Nous pourrions intégrer un algorithme de guidage à l'aide du GPS et des différents capteurs (ultrasons, baromètre...) tout ceci pour permettre à notre quadrirotor d'être plus autonome, de faire de très grandes distances et d'aller à des endroits bien précis.

L'utilisation des moteurs qui vont permettre à notre quadrirotor de déposer le carton de médicaments sans aucune intervention humaine.

Intégrer une caméra pour les prises de vues en temps réel ; et l'utilisation du châssis en ALU au détriment de celui en plastique pour pouvoir réduire le poids du quadrirotor.



## Références bibliographique

- [1] N. Calderon, M. Chevalier, E. Côté, S. Gilbert, S. Jobin, L. Lebel, M. Lévesque, D. Rancourt, J. Roy, S. St-André et al., “Vamudes technical paper.” Septembre 1995.
- [2] H. Bin and A. Justice, “The design of an unmanned aerial vehicle based on the ardupilot,” *Indian Journal of Science and Technology*, vol. 2, no. 4, pp. 12–15, 2009.
- [3] D. Mellis, M. Banzi, D. Cuartielles, and T. Igoe, “Arduino : An open electronic prototyping platform,” in *Proc. CHI*, vol. 2007, 2007.
- [4] G. Hoffmann, D. Rajnarayan, S. Waslander, D. Dostal, J. Jang, and C. Tomlin, “The stanford testbed of autonomous rotorcraft for multi agent control (starmac),” in *Digital Avionics Systems Conference, 2004. DASC 04. The 23rd*, vol. 2. IEEE, 2004, pp. 12–E.
- [5] H. Huang, G. Hoffmann, S. Waslander, and C. Tomlin, “Aerodynamics and control of autonomous quadrotor helicopters in aggressive maneuvre- ring,” in *Robotics and Automation, 2009. ICRA'09. IEEE International Conference on*. IEEE, 2009, pp. 3277–3282.
- [6] S. Bouabdallah, “Design and control of quadrotors with application to autonomous flying,” *Lausanne Polytechnic University*, 2007.
- [7] S. Bouabdallah and R. Siegwart, “Full control of a quadrotor,” in *Intelligent robots and systems, 2007. IROS 2007. IEEE/RSJ international conference on*. IEEE, 2007, pp. 153–158.
- [8] J. Escareno, S. Salazar-Cruz, and R. Lozano, “Embedded control of a four-rotor uav,” in *American Control Conference, 2006*. IEEE, 2006, pp. 6–pp.
- [9] T. Lee, M. Leoky, and N. McClamroch, “Geometric tracking control of a quadrotor uav on se (3),” in *Decision and Control (CDC), 2010 49th IEEE Conference on*. IEEE, 2010, pp. 5420–5425.
- [10] T. Lee, “Geometric tracking control of the attitude dynamics of a rigid body on so (3),” in *American Control Conference (ACC), 2011*. IEEE, 2011, pp. 1200–1205

- [11]. Dzul A., Hamel T. and Lozano R., “Helicopter’s nonlinear control via backstepping techniques”, Proceedings of the ECC’01, Porto, Portugal, 2001.
- [12]. Mullhaupt P., Srinivasan B., L’évine J. and Bonvin D., “Cascade control of the toy copter”, European Control Conference ECC’99, 31, Karlsruhe, Allemagne. Septembre 1999.
- [13]. Postlethwaite I., Konstantopoulos I., Sun X-D., Walker D. and Alford A., “Design, flight simulation, and handling qualities evaluation of an LPV gain-scheduled helicopter flight control system”, European Control Conference ECC’99, Karlsruhe, Allemagne Septembre 1999
- [14]. Sira-Ramirez H., Zribi M. and Ahmad S., “Dynamical sliding mode control approach for vertical flight regulation in helicopters”, IEEE Control Theory and Applications, Vol. 141, No.1, pp. 19–24, Janvier 1994.
- [15]. Sira-Ramirez H. and Castro-Linares R., “On the regulation of a helicopter system: a trajectory planning approach for the Liouvillian model”, European Control Conference ECC’99, Karlsruhe, Allemagne. Septembre 1999.
- [16]. Kadda Zemalache M. “commande d’un système sous-acionné. Application à un drone a quatre hélices”, thèse d’obtention le grade de docteur de l’université d’Evry val d’Essone. Decembre 2006.
- [17]. Kaloust J., Ham C. and Qu Z., “Nonlinear autopilot control design for a 2-DOF helicoptermodel”, IEEE Proceedings in Control Theory and Applications, pp. 612–616, Vol. 144, Issue 6, November 1997.
- [18]. Frazzoli E., Dahlen M. and Feron E., “Trajectory tracking control design for autonomous helicopters using a backstepping algorithm”, Proceedings of the American Control Conference ACC’00, pp. 4102–4107, , Chicago, Illinois. Juin 2000
- [23] G. Cai, B. M Chen, K. Peng, M. Dong, and T. H Lee. Modeling and control system design for a UAV helicopter. In 14th Mediterranean Conference on Control and Automation, 2006., page 1–6, 2007.

[24] G. Cai, L. Feng, B. M. Chen, and T. H. Lee. Systematic design methodology and construction of UAV helicopters. *Mechatronics*, 18(10) :545–558, 2008.

[25] J. G. Leishman. Development of the autogiro : A technical perspective. *Journal of Aircraft*, 41(4), 2004.

# Annexes

## Programme de l'émetteur

```

/*
   émission d'une valeur integer via module nRF24L01
*/
#include <SPI.h> // gestion du bus SPI
#include <Mirf.h> // gestion de la communication
#include <nRF24L01.h> // définition des registres du nRF24L01
#include <MirfHardwareSpiDriver.h> // communication SPI nRF24L01
int valeur = 770; // contient la valeur à envoyer
byte valeur_octet[2]; // contient la valeur découpée en octet pour l'envoi
void setup()
{
  Mirf.cePin = 8; // CE sur broche 8
  Mirf.csnPin = 7; // CSN sur broche 7
  Mirf.spi = &MirfHardwareSpi; // utilisation du port SPI hardware
  Mirf.init(); // initialise le module SPI
  Mirf.channel = 0; // utilisation canal 0 pour communiquer (128 canaux disponible, de 0 à 127)
  Mirf.payload = sizeof(unsigned int); // = 2, déclaration taille du message à transmettre, max 32 octets
  // RF_SETUP=0000abcd : a=1->2Mb/s, a=0->1Mb/s; puissance émission bc=00->-18 dBm, bc=01->-12dBm, bc=10->-6dBm, bc=11->0dBm;
  // d=0 pas de gain sur le bruit en réception
  Mirf.configRegister(RF_SETUP, 0x05); // 1 Mb/s et 0 dBm (puissance maximum)
  Mirf.config(); // configure le canal et la taille du message
  Mirf.setTADDR((byte *)"ardu2"); // définition adresse sur 5 octets de la 2ème carte Arduino
  Mirf.setRADDR((byte *)"ardul"); // définition adresse sur 5 octets de la 1ère carte Arduino
}

void loop()
{
  while(Mirf.isSending())
  {
    // en cours d'émission
    delay(5);
  } |
  valeur_octet[0] = valeur & 0xFF; // 1er octet
  valeur_octet[1] = (valeur & 0xFF00) >> 8; // 2ème octet
  Mirf.send(valeur_octet);
  delay(1000);
}

```

## Le programme coté récepteur est le suivant :

```
/*
  réception d'une valeur integer via module nRF24L01
*/

#include <SPI.h> // gestion du bus SPI
#include <Mirf.h> // gestion de la communication
#include <nRF24L01.h> // définition des registres du nRF24L01
#include <MirfHardwareSpiDriver.h> // communication SPI nRF24L01

int valeur = 0; // contient la valeur à recevoir
byte valeur_octet[2]; // contient la valeur découpée en octet pour la réception

void setup()
{
  Mirf.cePin = 8; // CE sur broche 8
  Mirf.csnPin = 7; // CSN sur broche 7
  Mirf.spi = &MirfHardwareSpi; // utilisation du port SPI hardware
  Mirf.init(); // initialise le module SPI
  Mirf.channel = 0; // utilisation canal 0 pour communiquer (128 canaux disponible, de 0 à 127)
  Mirf.payload = sizeof(unsigned int); // = 2, déclaration taille du message à transmettre, max 32 octets
  // RF_SETUP=0000abcd : a=1->2Mb/s, a=0->1Mb/s; puissance émission bc=00->-18 dBm, bc=01->-12dBm, bc=10->-6dBm, bc=11->0dBm;
  // d=0 pas de gain sur le bruit en réception
  Mirf.configRegister(RF_SETUP, 0x06); // 1 Mb/s et 0 dBm (puissance maximum)
  Mirf.config(); // configure le canal et la taille du message
  Mirf.setTADDR((byte *)"ardu1"); // définition adresse sur 5 octets de la 2ème carte Arduino
  Mirf.setRADDR((byte *)"ardu2"); // définition adresse sur 5 octets de la 1ère carte Arduino
  Serial.begin(9600);
}
```