

Université Saad DAHLAB BLIDA 1
Institut d'Aéronautique et des Etudes Spatiales
Département Construction Aéronautique



MEMOIRE DE MASTER ACADEMIQUE

En vue de l'obtention du

Diplôme de Master en AVIONIQUE

Domaine : Aéronautique
Spécialité : Avionique

Présenté par:

TORCHE Amine et AFTIS Fares

Thème

**SIMULATION DYNAMIQUE ET REALISATION
D'UN DRONE QUADRIROTOR.
A base de carte autopilote PIXHAWK.**

Projet dirigé par :

- ✓ **DR. BOUDANI ABD EL Kader.**
- ✓ **MR. BENMOUSSA BILAL.**

Blida, juillet 2019

DEDICACES

Je tiens à dédier ce modeste travail à mes chers parents, mon père Toufik TORCHÉ, et ma mère CHAFIA pour leur soutien, encouragement de la patience et de l'aide continue pendant mes années d'études.

Ce travail est également dédié:

Pour tous mes oncles

*Pour toute la famille TORCHÉ et la famille AFTIS Mes
dédicaces vont tendrement à mes chers amis.*

*Je désire dédier ce travail aussi à tous mes collègues dans
l'institut, et à tous ceux qui ont contribué à la réalisation de ce
travail.*

Pour mon cher binôme FARES.



AMINE

DEDICACES

*Je dédie ce travail aux fleurs de ma vie, mes chers parents qui
m'ont aidé et soutenu au cours des années de mes études.*

Mon père TAYEB et ma mère GHEDDOU FARIDA

Mes dédicaces vont également à mes frères.

Sans oublier de dédier ce mémoire à mes amis.

Pour mon cher binôme AMINE.



FARES

REMERCIEMENTS

A l'issue de ce travail, nous voulons d'abord remercier Allah de nous guider et donner la force, le courage et la patience pour tirer le meilleur de ce travail

Nous tenons à exprimer nos profondes gratitudee et sincères remerciements à nos promoteurs Mr. Boudani ABD el Kader et Mr. BENMOUSSA BILAL, pour avoir accepté diriger ce travail et pour leurs aides et leurs orientations.

Chaleureux remerciements vont à tous nos enseignants au cours de notre formation au fil des années.

Nous sommes très reconnaissants à DR. KHECHIDA AHMED Directeur du centre de recherche CRTI de BOUSMAIL-TIPAZA, avec sa sympathie, il n'a pas hésité à nous aider pour accomplir ce travail.

Ce travail n'aurait pas été possible sans le soutien affectueux de plusieurs personnes. Nous trouvons submergés en leur offrant tous nos remerciements à dédier ce travail pour eux,

Par ailleurs, nous tenons à remercier vivement les membres de jury qui ont fait l'honneur d'accepter de participer à notre soutenance de ce mémoire.

Résumé

La réalisation d'un drone comme tout dispositif volant doit passer par la simulation de la dynamique de vol. Dans ce travail de mémoire, un drone de type Quadrirotor a été réalisé, suite à la simulation de sa dynamique en se basant sur des modèles mathématiques existants, qui régissent son comportement en tenant compte des divers phénomènes qui peuvent influencer la dynamique de ce dispositif Quadrirotor. Dans une première partie, les résultats de simulation de la position et des translations du Quadrirotor sont présentés, et ont montré la stabilité du système et la reproductibilité des résultats obtenus. Dans la deuxième partie, un drone de type Quadrirotor a été réalisé autour d'une carte PIXHAWK, avec un châssis à quatre moteurs (Brushless) et quatre hélices, un localisateur GPS, quatre variateurs de vitesse (ESC), et une batterie. Les essais de vol ont été effectués par Radio-commande sur l'interface graphique (Mission Planner) pour une distance parcourue allant jusqu'à 250 m de vol. Les mouvements observés du Quadrirotor justifient les résultats issus de la simulation.

Mots clés : Quadrirotor, modèle dynamique, GPS, une interface graphique (Mission Planner), PIXHAWK, moteurs (brushless), (ESC), Radio-commande.

Abstract

The realization of a drone as any flying device must go through the simulation of flight dynamics. In this work of memory, a Quadrirotor-type drone has been realized, following the simulation of its dynamics based on existing mathematical models, which govern its behavior taking into account the various phenomena that can influence the dynamics of this Quadrirotor device. . In a first part, the simulation results of the position and translations of Quadrirotor are presented, and showed the stability of the system and the reproducibility of the results obtained. In the second part, a Quadrirotor-type drone was built around a PIXHAWK board, with a four-motor chassis (Brushless) and four propellers, a GPS locator, four variable speed drives (ESC), and a battery. The flight tests were carried out by Radio-control on the graphical interface (Mission Planner) for a distance traveled up to 250 m flight. The movements observed Quadrirotor justified the results from the simulation.

Keywords: Quadrirotor, Dynamic Model, GPS, Graphical User Interface (Mission Planner), PIXHAWK, Brushless (ESC), Radio Control

ملخص

صنع طائرة بدون طيار كما أي جهاز طيران يجب أن يمر من خلال محاكاة ديناميكا الطيران. خلال هذا العمل، تم إنجاز طائرة بدون طيار من نوع رباعي المراوح، بعد محاكاة ديناميكيتها القائمة على نماذج رياضية سابقة، والتي تحدد سلوكها مع مراعاة مختلف الظواهر التي يمكن أن تؤثر على ديناميكية هذا الجهاز رباعي المراوح. في الجزء الأول، يتم عرض نتائج المحاكاة لموضع و انتقال رباعي المراوح، و التي أظهرت ثبات النظام وتكرار النتائج التي تم الحصول عليها. في الجزء الثاني، تم بناء طائرة بدون طيار من نوع رباعي المراوح حول لوحة PIXHAWK، مع هيكل رباعي المحركات (بدون فرش) وأربعة مراوح، ونظام تحديد المواقع GPS، وأربعة مغيرات سرعة (ESC)، وبطارية. أجريت اختبارات الطيران بواسطة التحكم اللاسلكي على الواجهة البيانية (Mission Planner) لمسافة تصل إلى 250 متر. حركات الجهاز رباعي المراوح الملاحظة جاءت مبررة لنتائج المحاكاة المتحصل عليها.

كلمات مفتاحية: رباعي المراوح، نماذج رياضية، نظام تحديد المواقع، الواجهة البيانية (Mission Planner)، PIXHAWK، محركات بدون فرش، مغيرات السرعة (ESC)، التحكم اللاسلكي.

Table des Matières

DEDICACES	
Remerciements	
Symboles et Abréviations	
Introduction générale	

Chapitre I : Généralités sur les Drones.

I.1	Introduction	1
I.2	Définition des drones et leurs applications	1
I.3	Historique.....	2
I.3.1	Prémices des premiers drones	2
I.3.2	L'entre-deux guerres	3
I.3.3	La guerre froide	4
I.3.4	La guerre du Vietnam	4
I.3.5	Les années 1980 et l'arrivée d'Israël	5
I.3.6	Les années 1990	5
I.4	Constitution d'un drone	6
I.4.1	Les batteries	6
I.4.2	Les propulseurs	6
I.4.2.1	Les hélices	6
I.4.2.2	Le moteur électrique	7
I.4.3	Les capteurs	7
I.4.3.1	Les capteurs à ultrasons	7
I.4.3.2	La centrale inertielle	7
I.4.3.3	Localisation par le GPS	8
I.4.3.4	La caméra	8
I.4.4	La carte intelligente (carte Autopilote)	9
I.5	Classification des drones	9
I.5 .1	Classification selon la taille	9
I.5 .2	Classification selon le mode de propulsion	11
I.6	Les Quadrirotors.....	14
I.6.1	définition	14
I.6.2	Avantages de la configuration Quadrirotor	14
I.7	Conclusion	15

Table des Matières

Chapitre II : Modélisation dynamique d'un système Quadrirotor.

II.1	Introduction	17
II.2	Description générale d'un Quadrirotor	17
II.3	Les repères	18
II.4	Les mouvements du Quadrirotor	19
II.4.1	Mouvement de Roulis	19
II.4.2	Mouvement de Tangage	20
II.4.3	Mouvement de Lacet	21
II.4.4	Mouvement Vertical	21
II.4.5	Translation horizontale	22
II.5	Modèle dynamique du Quadrirotor	23
II.5.1	Matrice de rotation	24
II.5.2	Effets physiques agissants sur le Quadrirotor.....	26
II.5.2.1	Les Forces.....	26
II.5.2.2	Les Moments.....	27
II.5.2.3	Effet gyroscopique.....	27
II.5.3	Développement du modèle mathématique selon Newton-Euler.....	28
II.5.4	La représentation d'état du système pour un système.....	34
II.6	Conclusion.....	35

Chapitre III : Simulation de la dynamique du drone Quadrirotor.

III.1	Introduction.....	36
III.2	Outils e développement	36
III.2.1	Matlab.....	36
III.2.2	Simulink.....	36
III.3	Algorithme de contrôle	37
III.3.1	Commande par régulation PID	37
III.3.2	Contrôle de Roulis.....	40
III.3.3	Contrôle de Tangage.....	41
III.3.4	Contrôle de Lacet.....	41
III.3.5	Contrôle de Hauteur.....	42
III.4	Structure du système.....	43
III.4.1	Commande d'Altitude.....	43
III.4.2	Contrôle d'Altitude.....	44

Table des Matières

III.4.3	La configuration.....	44
III.4.4	Dynamique.....	45
III.4.5	Charger les conditions initiales.....	46
III.4.6	Ouvrir graphe : Etat des données.....	46
III.4.7	Ouvrir GUI: Animations 3D.....	46
III.4.8	Caractéristiques du Quadrirotor.....	46
III.5	Conditions initiales.....	47
III.6	Résultats de simulation et interprétation.....	48
III.7	Conclusion.....	52

Chapitre IV : Réalisation du Quadrirotor.

IV.1	Introduction.....	53
IV.2	Description CRTI.....	53
IV.2.1	Activités de recherche.....	55
IV.2.2	Description technique de Plateforme mécatronique de BOU-ISMAIL-TIPAZA...55	
IV.3	Les Composants.....	55
IV.3.1	Les Châssis.....	56
IV.3.2	Contrôleurs de vitesse (ESC).....	56
IV.3.3	La Batterie (LIPO).....	57
IV.3.4	Le Moteur brushless.....	57
IV.3.5	La Radio-commande.....	58
IV.3.6	Les hélices.....	59
IV.4	Schéma de câblage du drone.....	59
IV.5	Description de la carte PIXHAWK.....	60
IV.6	Mise en marche de l'autopilote PIXHAWK pas à pas.....	63
IV.7	Les Tests effectuées sur terrien.....	70
IV.8	Conclusion.....	71
	Conclusion générale.....	
	Bibliographie.....	

Table des Figures

Chapitre 1 :

- Figure I.1:** Drone moderne Quadrirotor.
- Figure I.2:** (a) Batteries, (b) hélice, (c) Moteur électrique et variateur(d).
- Figure I.3:** Capteur à ultrason (a), la centrale inertielle (b), carte microcontrôleur (Intelligent) (c) GPS, (d) et camera(e).
- Figure I.4:** (a) Le Global hawk, (b) Le Neuron, (c)Le X-45.
- Figure I.5:** (c) Le Sperwer, (d) L'Aérostar.
- Figure I.6:** (a) Le Predator, (b) L'Eagle 1.
- Figure I.7:** (a) Le Hovereye, (b) Le Dragon Eye.
- Figure I.8:** Le PicoFlyer (ProxyFlyer).
- Figure I.9:** Le dirigeable.
- Figure I.10:** La libellule artificielle.
- Figure I.11:** L'avion 3D.
- Figure I.12:** L'hélicoptère classique.
- Figure I.13:** (a) Le Trirotor, (b) Le Vectron, (c)L'hélicoptère.
- Figure I.14:** Le Quadrirotor.
- Figure I.15:** Vue aérienne de La brugière en 1889.
- Figure I.16:** Un des premiers drones : l'OQ-2 (1941).
- Figure I.17:** Différents modèles du Ryan 147 (de gauche à droite : 147J, H, G, NX).
- Figure I.18:** Drones tactiques bipoutres à hélice propulsive
Fig. I.18.(a): Scout (1982), Fig. I.18.(b): Pioneer (1985).

Chapitre 2 :

- Figure II.1:** Structure générale d'un Quadrirotor.
- Figure II.2:** Géométrie du Quadrirotor.
- Figure II.3:** Structure générale d'un Quadrirotor.
- Figure II.4:** Illustration du mouvement de roulis.
- Figure II.5:** Illustration du mouvement de tangage.
- Figure II.6:** Illustration du mouvement de lacet.
- Figure II.7:** Illustration du mouvement vertical.
- Figure II.8:** Illustration de la translation horizontale.
- Figure II.9:** Géométrie du Quadrirotor.
- Figure II.10:** Angles d'Euler.
- Figure II.11:** Calcul du moment 1.
- Figure II.12:** Calcul du moment 2.

Table des Figures

Figure II.13: Calcul du moment 4.

Figure II.14: Calcul du moment 4.

Chapitre 3 :

Figure III.1: Principe de la commande par PID.

Figure III.2: Structure du PID traditionnelle.

Figure III.3: Structure du PID améliorée.

Figure III.4: Diagramme de contrôle de roulis.

Figure III.5: Diagramme de contrôle de tangage.

Figure III.6: Diagramme de contrôle de lacet.

Figure III.7: Diagramme de contrôle de hauteur.

Figure III.8: Plate-forme générale sous Simulink.

Figure III.9: Bloc commande d'Altitude.

Figure III.10: Bloc contrôle d'altitude.

Figure III.11: Bloc de la configuration X.

Figure III.12: Bloc Dynamique du Quadrirotor.

Figure III.13: Vitesse et position angulaire du contrôle Altitude.

Figure III.14: Vitesse et position linéaire du contrôle Altitude.

Figure III.15: Vitesse des moteurs du Quadrirotor.

Figure III.16: Animation 3D du vol d'un drone Quadrirotor.

Chapitre 4 :

Figure IV.1: Types de châssis (Configuration en « X »).

Figure IV.2: Contrôleurs de vitesse (ESC).

Figure IV.3: La batterie LIPO.

Figure IV.4: Le moteur brushless CF28-22.

Figure IV.5 : La Radio-Commande.

Figure IV.6 : Les hélices.

Figure IV.7: Schéma de câblage du drone.

Figure IV.8: Différentes caractéristique de carte PIXHAWK.

Figure IV.9: Explication des différentes entres et sorties de PIXHAWK.

Figure IV.10: Photo réelle de notre carte PIXHAWK.

Figure IV.11: Interface Mission Planner.

Figure IV.12: Charger les coordonnées de lieu de mission.

Figure IV.13: Test vol du drone Outdoor.

Figure IV.14: Test vol du drone Indoor.

Table des Figures

Table des Tableaux

Table III.1 – Les caractéristiques du Quadrirotor.....

Table III.2 – Les conditions initiales

Table III.3 – Les valeurs de PID.....

Introduction générale

Abbreviations:

UAV:	Unmanned aerial vehicle
GPS:	Global positioning system
PIC:	PROGRAMMABLE intelligent computer
HALE:	Haute Altitude Longue Endurance
MALE:	Moyenne Altitude Longue Endurance
DDL:	Degré de liberté
ESC:	Electronic speed controller
RPM:	Round per minute
CRTI:	Centre de Recherche en Technologies Industrielles
URSS:	Union des républiques socialistes soviétiques
PID:	Proportionnel-Intégral-Dérivé
HMI:	Human-machine interface
GUI:	Graphical user interface
CSC:	Centre de recherche Scientifique et technique en soudage et Control
EPST:	Etablissement public à caractère scientifique et technologique
LSCND:	Laboratoire de soudage et de control non destructif
URASM:	L'unité de recherche en sidérurgie métallurgie
URMA:	Unité de recherche en matériaux avances
CND:	Contrôle non destructive
LIPO:	Lithium polymère
PWM:	Pulse Width Modulation.
UART:	Universal Asynchronous Receiver Transmitter.
CAN:	Convertisseur analogique-numérique.
LED:	Light-Emitting Diode.
SD:	Secure Digital.
IMU:	Inertial measurement unit.
PC:	Personal Computer.
USB:	Universal Serial Bus.

Introduction générale

Symboles:

- F : Force de poussée
- Ω : Vitesse de rotation dans le repère fixe
- V : Vitesse linéaire dans le repère fixe
- R : Matrice de rotation
- T : Matrice de transformation
- ξ : Vecteur de position
- ϕ : Angle de roulis
- θ : Angle de tangage
- ψ : Angle de lacet
- ω : Vitesse de rotation de moteur
- $\hat{\omega}$: Erreur entre ω et $d \omega$
- τ : Couple d'entrée des moteurs
- u : La commande
- x : Variable d'état
- $d x$: Etat désiré
- e : Erreur de poursuite
- P : Poids
- b : Le coefficient de portance
- m : La masse totale
- g : La gravité.
- d : Le coefficient de drag.
- K_{ft} : Coefficient de traînée de translation.
- K_{fa} : Le coefficient des frottements aérodynamiques.
- J_r : L'inertie des rotors.
- J : L'inertie du système.
- $M_{c1}, m_{c2}, m_{c3}, m_{c4}$: la commande des moteurs 1, 2, 3,4.
- F_g : Force de gravité.
- M_f : Moment provoqué par les forces de poussée et de traînée.
- $K_{ftx}, K_{fty}, K_{ftz}$: Les coefficients de traînée de translation.
- M_a : Moment résultant des frottements aérodynamiques.
- l : La longueur du bras entre le rotor et le centre de gravité du Quadrirotor.

Introduction générale

Dans nos jours, l'intérêt particulier et grandissant porté aux drones, vient de leur capacité d'intégrer des systèmes aptes à réaliser - en plus des applications militaires - un très grand nombre de missions délicates ou coûteuses, dans différents secteurs telles que la cartographie et l'analyse de sol et de végétation dans l'agriculture, le suivi des feux de forêt et les opérations de sauvetage dans la protection civile, l'exploration des milieux inconnus pour la recherche et l'environnement, la surveillance des équipements et des installations dans l'industrie, la prise de vue aériennes dans la production des films.....etc. D'une façon générale, ce sont les applications qui sont considérées comme pénibles physiquement pour un équipage, ou ennuyeuses, sale ou dangereuses.

L'une des configurations les plus attractives, Le Quadrirotor, qui offre beaucoup d'avantages, intérêts et applications dans plusieurs domaines.

Un Quadrirotor est considéré comme un mini drone à décollage et atterrissage verticale, actionné par quatre moteurs électriques alimentés par des courants continus et portants des hélices, piloté par une carte électronique reliée à un dispositif de localisation et commandé à distance par un système radiofréquence.

L'objectif principal de ce travail porte sur :

- La simulation de la dynamique de vol d'un Quadrirotor par :
 - L'exploitation d'un modèle mathématique d'une complexité minimale qui définit la dynamique du Quadrirotor.
 - Transcrire ce modèle sous forme d'algorithmes qui seront implémentés sous Simulink.
 - Représentation des régulateurs PID sous forme de blocs Simulink, afin de varier et simuler avec différentes valeurs des paramètres du régulateur.
 - Réalisation d'une plate-forme virtuelle qui permet d'exécuter les algorithmes de contrôle et visualiser les résultats de simulation.
- La réalisation d'un Quadrirotor autour de la carte PIXHAWK.

Organisation :

Ce mémoire, décomposé en quatre chapitres, est organisé de la façon suivante :

Chapitre 1 : Ce chapitre est une introduction générale comportant deux parties essentielles : une brève explication des différentes constitutions des drones et ses différentes domaine d'application ensuite, nous décrirons une classification des systèmes aériens selon la taille : MALE, HALE, les mini drones et les micros drones, et selon le mode de propulsion : Drones à voilures fixes, à voilures battantes, à voilures tournantes, Deuxième partie basé sur l'évolution

Introduction générale

des drones au fil du temps avec une petite description sur la configuration Quadrirotor, et les avantages de cette configuration.

Chapitre 2 : 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, on donne le modèle d'état puis nous simplifions le modèle afin de faciliter sa commande.

Chapitre 3 : Ce chapitre s'articule sur quatre sections, la première section consiste à présenter le choix du régulateur convenable à ce système. Dans la deuxième section nous allons voir comment contrôler les différents mouvements en utilisant la technique PID, La troisième section consiste à réaliser une plate-forme du quad-copter pour évaluer le comportement du système réel. La dernière section pour but d'illustrer la stabilisation du quad-copter selon les valeurs du régulateur PID. Pour le contrôle du mouvement d'altitude, roulis, lacet ou tangage. Les résultats sont présentés à l'aide de l'outil Scope ou la commande plot sous simulink

Chapitre 4 : Ce dernier chapitre va résumer le travail de notre stage pratique au CRTI (Centre de Recherche en Technologies Industrielles), la première section consiste à présenter le centre CRTI, suivie par les différentes étapes de construction du Quadrirotor réalisé, l'identification des composants et leurs caractéristiques, leur câblage, branchement et assemblage. La deuxième section présente - pas à pas - le Quadrirotor réalisé à base de la carte Autopilote PIXHAWK et montre les étapes de la mise en marche du système.

Finalement, les travaux de réalisation sont présentés sous forme de photos et une vidéo de vol du Quadrirotor réalisé à été enregistrée.



Chapitre I :

Généralités sur les Drones.

I.1 Introduction:

Un drone est un engin volant sans pilote à bord, commandé à distance et réutilisable. Il peut se définir comme un système mécanique, électronique et informatique contrôlé ou programmé pour effectuer des tâches trop répétitives, dangereuses ou difficiles pour être faites directement par des êtres humains. Aujourd'hui, les drones jouent un rôle très important dans divers domaines et qui accomplies plusieurs missions. Ce qui a mené pas mal de pays à les développer.

Dans ce chapitre, nous allons définir le drone et présenter sa constitution de base, voir la classification des drones et leurs domaines d'application ainsi que, l'évolution de cette technologie au fil des années.

Le choix d'un Quadrirotor pour la réalisation de ce travail de mémoire est justifié par les différents avantages de cette configuration présentée à la fin de ce chapitre.

I.2 Définition des drones et leurs applications:

Un drone de l'anglais faux-bourdon est un appareil volant sans pilote, semi autonome ou complètement autonome qui peut emporter une charge utile destinée à des missions spécifiques [1]. En Français, le terme drone désigne aussi un aéronef sans pilote destiné à un usage public, On emploie le mot drone militaire ou drone de combat pour désigner un matériel équipé d'armements. Les Anglo-Saxons nomment ainsi un appareil non militaire sans personne à bord, télécommandé ou autonome, par UAV (Unmanned Aerial Vehicle) [2]. Le véhicule aérien sans pilote à long terme décrit les drones volants et les hélicoptères. S'il fonctionne en air, nous l'appellerons un UAV.



Figure I.1 : Drone moderne Quadrirotor.

Dans les applications militaires, la caractéristique essentielle des drones est qu'ils sont récupérables, ce qui permet de les réutiliser. Cela les différencie des missiles, auxquels on aurait pu être tenté de les assimiler [4].

Le drone amateur, le plus populaire est le quad-rotor ou Quadrirotor [3].

❖ **Domaines d'applications des drones:**

Les différentes caractéristiques avantageuses des drones permettent de les utiliser dans plusieurs missions tel que : [5]

- La recherche et le sauvetage : Aider l'équipe de sauvetage à localiser les victimes d'une manière rapide au cas d'un accident ou une catastrophe naturelle.
- La cinématographie : Les drones peuvent être la caméra ou l'œil dans le ciel d'un directeur artistique.
- L'inspection : Les drones peuvent inspecter les grandes structures, bâtiments, routes et les lignes électriques à haute tension dans des sites lointains ou difficile d'accès, afin de localiser les matériaux dangereux par le transfert d'images aériennes ou par l'identification automatique des matériaux.
- La cartographie : Les drones peuvent construire des cartes topologiques plus précises que l'avion conventionnel. 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 [5].

On peut utiliser les drones dans plusieurs autres domaines, comme la télécommunication, la livraison, la publicité, la médecine, etc...

I.3 Historique:

1.3.1 Prémices des premiers drones :

L'histoire des UAV commence en 1883 quand Douglas Archibald attacha un anémomètre à un cerf-volant. Il réussit à mesurer la vitesse du vent à des altitudes de 400 m [12]. Cinq ans plus tard, Arthur Batut équipa un cerf-volant d'un appareil photo et réussit la première photo aérienne le 20 juin 1888 à Paris [13]. Ce furent les premiers engins volants équipés pour la surveillance ou la détection.



Figure I.15: Vue aérienne de Labruguière en 1889.

1.3.2 L'entre-deux guerres:

Deux véhicules volants sans pilotes furent en développement à la fin de la première guerre mondiale : "the flying bomb" de la Navy [14] et le "Kettering Bug" de Charles Kettering [15]. Après une durée de vol prédéterminée, un circuit électrique coupait le moteur et l'engin allait s'écraser sur l'ennemi. Ces programmes furent cependant abandonnés assez rapidement aux Etats-Unis. De l'autre côté de l'Atlantique, les Anglais développèrent les premiers appareils radiocommandés sans pilote : les "Fairey Queen" (reine des fées). Ces modèles laissèrent leur place dans les années trente aux modèles "Queen Bee" (reine des abeilles) qui sont à l'origine du terme "drone" (faux-bourdon ou abeille mâle) [16].

En 1935, Reginald Denny, ancien de la British Air Force et expatrié aux Etats-Unis, conçut le premier modèle qui allait connaître la guerre : le RP-1. Plusieurs versions furent déclinées et construites en masse pendant la seconde guerre mondiale. Leur rôle était principalement de servir de cibles d'entraînements pour l'artillerie anti-aérienne. Le dernier modèle RP-5 ou OQ2 (Figure I.16) possédait une envergure de 3,73 m, pesait 47,2 kg et son moteur deux-temps de 4,5 kW lui permettait d'atteindre 137 km/h et de voler pendant 70 minutes [17].



Figure I.16: Un des premiers drones : l'OQ-2 (1941)

1.3.3 La guerre froide :

Le premier événement majeur pour le développement plus intensif des drones eut lieu le 1er mai 1960. Un avion-espion U-2 de l'armée américaine fut abattu par l'armée soviétique alors qu'il survolait le territoire de l'URSS pour y prendre des photographies et son pilote fut capturé. Le 1er juillet de la même année, un Boeing RB-47 de reconnaissance fut à son tour abattu par l'armée soviétique alors qu'il survolait les frontières de l'URSS. Quatre passagers furent tués, et les deux autres furent capturés.

Ces incidents avec l'URSS en pleine guerre froide posèrent la question de remplacer les avions-espions par des drones ou des satellites. Ce ne fut véritablement qu'en 1962 que les programmes pour les drones de reconnaissance furent définitivement mis en route, après qu'un U-2 fut abattu par un SA-2SAM (Surface-to-Air Missile) soviétique, alors qu'il survolait Cuba pour déterminer les sites de missiles soviétiques [18]. Notons aussi, que cet avion-espion laissa son nom à un célèbre groupe irlandais en 1978 [19].

1.3.4 La guerre du Vietnam:

L'utilisation intensive des drones de reconnaissance commença avec la guerre du Vietnam. De 1965 à 1972, les drones surveillaient des zones en Chine, au Nord et à l'Est du Vietnam, où il était trop dangereux d'envoyer des appareils avec pilotes. En 1962, la société Ryan Aeronautical commença à modifier ses drones-cibles BQM-34 en drones de reconnaissance AQM-34 "Lightning bugs". Ils étaient programmés pour suivre une direction à une altitude donnée pendant un temps donné, puis faire demi-tour et revenir à la base. La charge utile embarquée était initialement le dispositif photographique. Avec la guerre du Vietnam, les missions se sont diversifiées (plus de 3 000 durant toute la guerre du Vietnam) et des modèles adaptés à chaque type de mission (Figure. I.17) ont vu le jour (une trentaine de versions au total). En dépit de leurs efficacités démontrées pendant la campagne asiatique, ce programme de "lightning bugs" ne sera pas poursuivi et le dernier vol aura lieu le jour de la chute de Saïgon (Avril 1975) pour le modèle 147S [18].



Figure I.17: Différents modèles du Ryan 147 (de gauche à droite : 147J, H, G, NX)

1.3.5 Les années 1980 et l'arrivée d'Israël:

Après la guerre du Kippour en 1972 où les Israéliens avaient subi de fortes pertes aériennes, l'armée israélienne s'est mise en quête d'un moyen pour éviter ce genre de déconvenue à l'avenir. La solution est venue grâce à Alvin Ellis, né aux Etats-Unis, qui a travaillé pour Ryan sur le Firebee et les «Lightning Bugs" et a émigré en Israël en 1967. Passionné d'avions radiocommandés tout comme Reginald Denny, il proposa d'équiper des drones plus petits d'une caméra optique. Les premiers modèles furent le "Mastiff" et le "Scout" (Figure I.18. (a)) de Malat, qui permirent aux israéliens de repérer et détruire avec succès les sites SAM syriens en juin 1982 au cours de l'Opération Peace for Galilée [20].

D'une envergure de 5 m et d'une longueur de 4 m, les "Scouts" ressemblent à de grands avions radiocommandés mais avec une hélice propulsive placée à l'arrière et un système bipoutre déstabilisation. Ils peuvent embarquer 38 kg de charge utile pour une masse totale de 160 kg au lancement. La vitesse maximale atteinte est de 176 km/h avec une autonomie de 7 heures [21].

En 1984, l'US Navy s'équipa auprès de la société israélienne Mazlat de drones dérivant du Scout: le Pioneer (Fig. I.18. (b)).



Figure I.18.(a): Scout (1982)



Figure I.18.(b): Pioneer (1985)

Figure I.18: Drones tactiques bipoutres à hélice propulsive

1.3.6 Les années 1990:

Au cours de la guerre du Golfe, six Pioneers ont participé, ils ont permis de récolter des données en temps réel sur la reconnaissance et la surveillance des troupes irakiennes. D'autres fonctions des drones furent exploitées comme celle de drone-appât. Lors de la première nuit d'attaque américaine, les drones "BQM-74C Chukar" furent utilisés pour perturber la défense anti-aérienne en créant, de par leur fuselage, une signature radar proche de celle des bombardiers B-52 [22].

Le succès de l'emploi des drones pendant cette guerre poussa la DARPA à lancer plusieurs programmes pour financer le développement d'autres drones : les drones tactiques pour les opérations sur la première ligne du front, les drones de moyenne portée pour surveiller la zone

des opérations, les drones de longue portée et grande autonomie pour rechercher des cibles plus lointaines et des drone discrets pour observer des zones très bien gardées [18].

I.4 Constitution d'un drone:

1.4.1 Les batteries:

Le développement des drones connaît un essor croissant depuis quelques années et ce en raison des grands avancements, faits dans le domaine des capteurs et des cartes électroniques qui sont de plus en plus légers, performants, mais aussi, le développement des batteries qui a permis de réduire, considérablement, le poids de celle-ci pour une autonomie plus importante.

Un des gros problèmes rencontrés dans la navigation des drones est la durée du vol, il a été donc donné une grande importance à l'étude énergétique et l'économie de celle-ci, cela passe par le choix, entre autres, des moteurs, des batteries et des hélices. Il faut donc, passer par une étude complète sur les moteurs de type brushless afin de les caractériser et de déterminer leur consommation et en deuxième temps, étudier l'autonomie réelle des batteries (Figure I.2 (a)) ainsi que l'étude des hélices. [6]

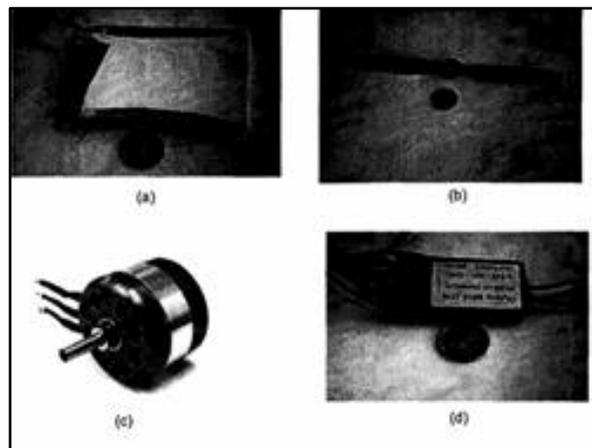


Figure I.2: (a) Batteries, (b) Hélice, (c) Moteur électrique et variateur(d)

1.4.2 Les propulseurs:

Les propulseurs du drone sont composés d'un moteur à courant continu de type Brushless, un variateur (figure I.2 (d)) et une hélice. Ils représentent le cœur même du drone et leur consommation dépend de l'autonomie de vol du drone. [6].

1.4.2.1 Les hélices:

Le drone fonctionne avec le même principe que les hélicoptères, ceci implique que les hélices des propulseurs (figure I.2 (b)) doivent supporter tout le poids du drone et ainsi être capable de produire la poussée nécessaire au fonctionnement du drone. Le drone a un poids

estimé a dizaines de Kg en répartissant les efforts sur l'ensemble des quatre propulseurs, chaque hélice doit être capable de produire une poussée de quelque N à l'équilibre. [6]

1.4.2.2 Le moteur électrique:

Le choix pour la motorisation des propulseurs du drone, porte sur l'utilisation de moteur électrique de type brushless. Ce choix s'explique par le meilleur rapport puissance/poids que présente ce genre de moteur (figure I.2 (c)). Par ailleurs, le choix de ce moteur électrique s'inscrit dans la volonté de rendre le drone silencieux ce qui est un énorme atout pour le genre de mission qu'il a à accomplir. [6]

1.4.3 Les capteurs:

Ces dernières années, une grande variété de systèmes capables de produire des mesures tridimensionnelles ont été développés pour permettre de réaliser une loi de commande pour un vol autonome d'un drone. Pour cela, il faut avoir toutes les mesures nécessaires (position, orientation, vitesse, accélération, ...) et en temps réel. Ces mesures, dans notre cas, sont délivrées par la centrale inertielle et les capteurs ultrasons ainsi que d'autre capteurs. [6]

1.4.3.1 Les capteurs à ultrasons:

Le capteur à ultrasons (figure I.3 (a)) est un capteur télémétrique composé d'un émetteur, un récepteur et d'un microcontrôleur PIC. Il sert à mesurer la distance qui le sépare d'un obstacle se situant devant lui. L'inconvénient de ces capteurs c'est qu'on ne connaît pas le premier obstacle qui va être touché par l'onde émise, ou bien, durant le mouvement de l'objet, l'onde peut tomber sur des obstacles différents à chaque instant et à des distances différentes. [6]

1.4.3.2 La centrale inertielle:

La centrale inertielle est un capteur qui permet de mesurer en temps réel les mouvements (accélération, vitesse angulaire). Conçue à partir des nouvelles micros technologies, la centrale regroupe un ensemble intégré de trois gyroscopes, trois magnétomètres et trois accéléromètres formant un trièdre orthogonal (Figure I.3 (b)).

Les données fournies par les différents capteurs qui composent la centrale inertielle sont exprimées dans un trièdre direct. Ce système de coordonnées est fixe. Il est lié à la centrale et il est défini comme le système de coordonnées du capteur. Ce système de coordonnées est aligné avec le boîtier de la centrale inertielle.

Étant donné que la centrale inertielle nous fournit l'accélération tri axial, il nous faut donc l'intégrer, une fois pour obtenir la vitesse, deux fois pour obtenir la position. Mais cette intégration numérique peut fournir une erreur importante. En effet, toute mesure de la centrale

inertielle peut être entachée d'erreurs dûes aux bruits des moteurs par exemple ou aux d'autres perturbations qu'il faut éliminer par un filtrage numérique judicieux.

Pour déterminer l'orientation, donc les angles d'Euler et la vitesse angulaire, on utilise directement les données filtrées de la centrale inertielle. Nous pouvons obtenir, à la fois, les trois mesures ; l'accélération, les angles d'Euler et la vitesse angulaire en envoyant la commande pour la centrale inertielle. [6]

1.4.3.3 Localisation par le GPS:

Le Global Positioning System (GPS) peut se traduire par le Système de Positionnement mondiale, c'est un système de positionnement par satellites. Actuellement, en utilisant certaines techniques particulières, la précision peut atteindre le mètre, mais dans son utilisation basique, elle est de l'ordre de dizaine de mètres lorsqu'il n'y a aucun filtrage.

Les applications civiles du GPS sont multiples et ce n'est pas le but ici de dresser une liste exhaustive de son utilisation. Notons cependant quelques grands domaines touchés :

- Navigation aérienne
- Navigation maritime
- Suivi d'itinéraire pour compagnie de transport
- Etudes géodésiques et géographiques
- Assistance aux équipes de secours.

Toutes les avions de transport aérien sont désormais équipés du GPS, ce qui permet notamment aux avions d'atterrir avec une grande précision et de se diriger en automatique dans la plupart des cas. Dans les grandes courses de voiliers, la précision obtenue par les récepteurs joue un rôle capital dans la victoire et les équipes de sauvetage en montagne ont vu leur efficacité augmenter en utilisant ce système (Figure I.3 (d)). [6].

1.4.3.4 La caméra:

Le choix d'une caméra est complexe, puisqu'il dépend de l'application même parce que le marché offre de multiples options, solutions et marques toutes différentes (figure I.3 (e)). Dans le domaine de la robotique mobile terrestre, ce procédé est déjà largement exploité avec notamment l'emploi d'omni-caméras. Toutefois, dans ce genre d'applications, la précision des données n'est pas particulièrement critique. Dans le domaine aérien, cela est beaucoup plus problématique. En effet, de la qualité des données dépend la stabilité de l'objet volant. [6]

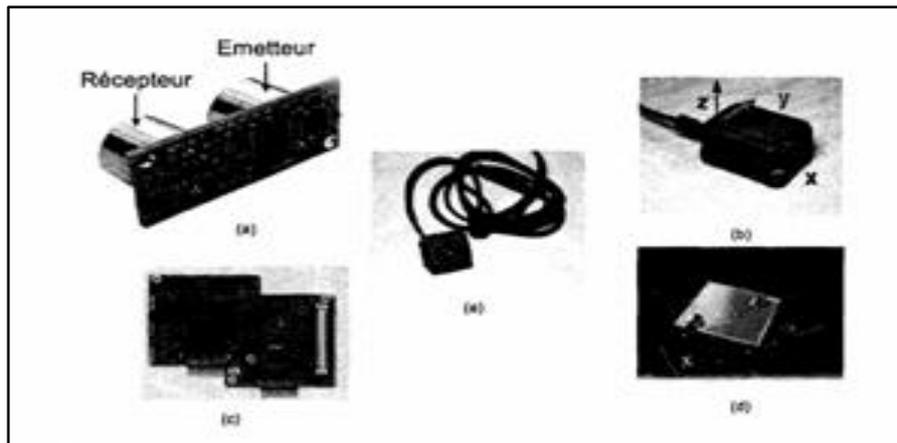


Figure I.3: Capteur à ultrason (a), Centrale inertielle (b), Carte Microcontrôleur (Intelligent) (c) GPS (d) et Camera (e).

1.4.4 La carte intelligente (carte Autopilote):

La carte intelligente est l'élément principal dans le drone. Cette carte doit gérer l'ensemble des capteurs montés sur le drone (sauf la caméra, où les images sont transmises directement sur la base au sol) (figure I.3 (c)). [6].

I.5 Classification des drones:

La classification des systèmes aériens est difficile, car il existe de nombreux types de drones aériens partant du nano drone de quelques grammes jusqu'au drone lourd capable d'effectuer des missions de plus de 24 heures à plusieurs milliers de kilomètres de sa base. Cependant, les véhicules autonomes peuvent être classés en plusieurs catégories selon : l'altitude de croisière, le rayon d'action, l'endurance, la taille (longueur, envergure, etc.) ou encore leur voilure (fixe, tournante ou battante). Le projet européen USICO a identifié les drones selon les applications civiles [7]. Nous présentons une classification générale des drones selon la taille, le mode de propulsion [8], [9]. Et [10].

I.5.1 Classification selon la taille:

Selon la taille, on distingue quatre types : MALE, HALE, les mini drones et les micros drones [11].

➤ **HALE (Haute Altitude Longue Endurance):** 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 (12 à 48 heures). Tels que le Global Hawk (Northrop Gumman) figure I.4 (a), de la taille d'un avion de ligne et volants à des altitudes pouvant

atteindre 20km pour un rayon d'action de plusieurs milliers de kilomètres. Les drones de combat (UCAV Unmanned Combat Air Vehicles), tels que le Neuron figure I.4 (b) ou le X-45 (Boeing) figure I.4(c), conçus pour des missions d'attaque.



Figure I.4: (a) Le Global hawk, (b) Le Neuron, (c) Le X-45.

Les drones tactiques, tels que le Sperwer (SAGEM) figure I.5 (a) ou l'Aerostar (Aeronautics Defense Systems), figure I.5 (b) utilisés pour des missions de reconnaissance ou de supervision du champ de bataille et volant à une altitude comprise entre 200m et 5km, pour un rayon d'action de 30 à 500km.



Figure I.5: (a) Le Sperwer, (b) L'Aérostar.

➤ **MALE (Moyenne Altitude Longue Endurance):** Ils sont utilisés pour des vols de longues durées à moyenne altitude opérationnelle, ayants une grande autonomie. Tels que l'Eagle 1 (EADS) figure I.6 (a) ou le Predator (General Atomics) figure I.6 (b), d'envergure de l'ordre d'une dizaine de mètres et volants à des altitudes comprises entre 5km et 12km pour un rayon d'action allant jusqu'à 1000km.



Figure I.6 :- (a) Le Predator, (b) L'Eagle 1.

➤ **Mini-drones:** Ce sont des drones plutôt légers et de taille réduite (jusqu'à quelques kilogrammes et d'une envergure jusqu'à 1 à 2 mètres) facilitant la mise en œuvre d'une autonomie relativement faible (de 10 à 30 minutes) et généralement utilisés pour l'observation de zones difficiles d'accès. Tels que le Hovereye (Bertin Technologies) figure I.7 (a) ou le DragonEye (AeroVironment) figure I.7 (b) dont la dimension maximale n'excède pas le mètre.



Figure I.7 :(a)Le Hovereye, (b)Le Dragon Eye.

➤ **Micro-drones:** Ce sont des drones ayant des tailles variantes du centimètre à quelques dizaines de centimètres. Généralement propulsés électriquement. Ainsi, ils permettent de faire des vols à l'intérieur. Tels que le PicoFlyer (Proxyflyer) figure I.8, dont la dimension maximale n'excède pas 15 cm.



Figure I.8: Le PicoFlyer (ProxyFlyer).

I.5.2 Classification selon le mode de propulsion:

Le fonctionnement aérodynamique fournit une autre possibilité de classification. Ainsi, les drones peuvent être structurés en trois familles [8], [10] :

➤ **Drones à voilures fixes:** Ce sont des drones utilisant des ailes fixes dans leur mode de déplacement, ils peuvent être :

- Plus lourds que l'air : type avion.
- Plus léger que l'air : type dirigeable figure I.9 [10] qui utilise de l'hélium pour générer une poussée verticale et des rotors pour générer des couples. Ayant un volume important, il se déplace lentement et est relativement plus sensible au vent.



Figure I.9: Le dirigeable.

Mais les dirigeables ont l'avantage d'être stables et d'avoir des vibrations mécaniques moindres.

➤ **Drones à voilures battantes:** Les ailes battantes constituent un système de propulsion alternatif pour les mini et micro-aéronefs, les battements d'ailes reproduisent le vol des oiseaux ou des insectes de plus en plus fidèlement.



Figure I.10: La libellule artificielle.

➤ **Drones à voilures tournantes :** Ce type se subdivise en plusieurs sous-classes :

- **Configuration ayant un seul rotor:** Dans cette configuration nous trouvons essentiellement les avions appelés 3D figure I.11. Ces avions ont un seul moteur comme actionneur principal, suffisamment puissant pour décoller verticalement et des ailerons d'une grande surface pour assurer des couples de commande suffisamment grands afin que l'appareil soit facile à piloter.



Figure I.11 :L'avion 3D.

Ils se développent de plus en plus et ils ont l'avantage de pouvoir voler comme un avion normal, ce qui donne la possibilité de se déplacer rapidement et de manière très économique en termes d'énergie [10].

- **Configuration Ayant deux rotors:** Dans ce type de configuration nous pouvons distinguer ceux qui utilisent un ou deux plateaux cycliques et ceux qui utilisent des pales à pas fixe [8], [10]. Parmi ceux qui utilisent des plateaux cycliques nous avons l'hélicoptère classique avec un rotor principal et un rotor secondaire de que figure I.12. Dans cette catégorie on peut citer aussi l'hélicoptère en tandem qui possède deux rotors qui tournent en contre sens mais dans des axes différents. En ce qui concerne des appareils sans plateaux cycliques, il est clair qu'avec seulement deux rotors on ne peut pas générer une force et trois couples indépendants. Il faut donc ajouter soit des ailerons, soit des mécanismes pour faire pivoter les rotors.



Figure I.12: L'hélicoptère classique.

- **Configuration Ayant trois rotors:** Dans cette catégorie nous trouvons le tri-copter figure I.13(a), le Vectron figure I.13 (b) et l'hélicoptère auto-stable figure I.13(c).

Le tri-rotor est constitué de deux rotors à l'avant qui tournent dans des sens opposés et un rotor à l'arrière avec orientation réglable.

Le fonctionnement est similaire à celui d'un Quadrirotor mais la performance en vol n'est pas aussi satisfaisante [8], [10].

Le *Vectron* est constitué de trois rotors qui tournent dans le même sens, le corps circulaire de l'appareil tourne par conséquent dans le sens contraire, les vitesses des moteurs sont variées à des instants très précis de manière à obtenir des couples de tangage et de roulis.

L'hélicoptère auto-stable (blade-runner) a été inventé récemment par un norvégien, il est constitué de deux rotors à pas fixe qui sont montés sur le même axe et qui tournent dans des sens opposés.



Figure I.13 :(a)Le Trirotor, (b) Le Vectron, (c)L'hélicoptère.

Un petit rotor de queue permet d'obtenir le couple de tangage. Cet hélicoptère à la propriété d'être stable grâce au fait qu'il existe une articulation entre les pales du rotor principal et l'axe du rotor. Étant donné son mode de fonctionnement, cet appareil peut-être utilisé uniquement en intérieur [8], [10].

- **Configuration Ayant quatre rotors.**

I.6 Les Quadrirotors:

I.6.1 Définition :

Le Quadrirotor est un aéronef soulevé et propulsé par quatre rotors figure I.14. Comme son nom l'indique, il se compose de quatre moteurs situés aux extrémités d'une armature.



Figure I.14: Le Quadrirotor.

Son mouvement est contrôlé par la variation de vitesse de chaque rotor pour changer la force de portance et le couple créé par chacun. Deux rotors du même axe tournent dans le sens horaire ; alors que les deux autres tournent dans le sens antihoraire pour compenser le couple créé par les rotors sur l'armature. En considérant que les quatre moteurs tournent à la même vitesse et que tous les éléments sont identiques (hélices, dimensions, équilibre des masses), les couples de rotation générés par une paire de moteurs du même axe s'annulent. Donc, le Quadrirotor est théoriquement en vol stationnaire (stable sur ses 3 axes). [10].

L'électronique de contrôle est en général placée au centre de la croix qui constitue le centre de gravité de l'engin. Pour éviter au Quadrirotor de tourner sur lui-même autour de son axe de lacet, il faut que les hélices appartenant au couple de moteur avant-arrière tournent dans un sens et que les hélices appartenant au couple gauche-droite tournent dans un autre sens. Le Quadrirotor étant une configuration complètement instable, il faut développer des algorithmes permettant de contrôler chaque moteur séparément pour contrer l'inclinaison sur chaque axe et ainsi le stabiliser.

I.6.2 Avantages de la configuration Quadrirotor:

La conception du Quadrirotor offre de réels avantages par rapport à d'autres configurations [23]:

- ❖ Leurs tailles réduites et leur manœuvrabilité leur permettent de voler dans des environnements fermés (Indoor) ou ouverts (Outdoor) et près des obstacles à l'opposition des hélicoptères classiques.
- ❖ La simplicité de sa mécanique facilite sa maintenance.

- ❖ Aucun embrayage n'est exigé entre le moteur et le rotor et aucune exigence n'est donnée sur l'angle d'attaque des rotors.
- ❖ Quatre petits rotors remplacent le grand rotor de l'hélicoptère ce qui réduit énormément l'énergie cinétique stockée et minimise les dégâts en cas d'accidents.
- ❖ Son décollage et atterrissage verticaux.
- ❖ Cette configuration est commandée en variant seulement la vitesse de rotation des quatre moteurs.
- ❖ Leur capacité de portance à cause de la présence de quatre rotors au lieu d'un qui peut être augmenté en rallongeant les pales d'un rotor ou en augmentant leur nombre, mais à cause de phénomènes aérodynamiques et d'encombrement, cela à des limites [24].
- ❖ Réduction de l'effet gyroscopique.
- ❖ Sa dynamique est plus faible que celle de l'hélicoptère ce qui ne nécessite pas un temps de réaction rapide.

Toutefois, le Quadrirotor possède pas mal d'inconvénients qui l'empêchent encore d'être en tête du peloton des UAV's, on peut citer :

- Malgré ses quatre rotors et son équilibre stationnaire, le X4 reste un système sous actionné et dynamiquement instable.
- Le rapport portance-poids reste faible, bien que la portance est avantagée par les quatre rotors, le poids du Quadrirotor à vide augmente forcément avec, ce qui résulte en le fait qu'un grand pourcentage de la portance gagnée est utilisée pour soulever le poids du véhicule même.
- Leur technologie reste émergente, ce qui n'encourage pas les industriels pour investir dessus [24].

I.7 Conclusion :

Les drones, de par leurs caractéristiques avantageuses ne cessent d'agrandir l'intérêt porté à cette technologie par l'industrie comme par la recherche, dans ce chapitre nous avons présenté des généralités sur les drones et les systèmes multi-rotors toutes en focalisant sur le drone Quadrirotor qui va représenter l'objet de notre simulation, et réalisation dans le cadre du travail de ce projet. Dans le chapitre suivant, on va présenter la modélisation dynamique d'un système UAV (Drone) de configuration Quadrirotor.



Chapitre II :

**Modélisation dynamique
d'un système Quadrirotor.**

II.1 Introduction:

Le Quadrirotor répond à une dynamique de vol bien particulière. Si sa mobilité dans l'espace est équivalente à celle d'un hélicoptère, la réalisation des déplacements est fondamentalement différente. En effet, c'est l'effet combiné des quatre moteurs qui permet aux Quadrirotor de s'orienter et de se mouvoir. Il est donc primordial de comprendre le fonctionnement de ce type de drone afin d'espérer le contrôler.

Afin de concevoir un tel système de volet pour s'assurer que les simulations du comportement des Quadrirotor sont plus proches que possible de la réalité, on doit d'abord comprendre les différents mouvements d'un Quadrirotor, sa dynamique et par conséquent ses équations dynamiques.

Nous étudions, dans ce chapitre, les possibilités de vol et de mouvement d'un système Quadrirotor à six degrés de liberté, par la modélisation mathématique de cette dynamique en se référant aux équations de mouvement de Newton. Ainsi que les repères de référence nécessaires pour exprimer l'orientation du Quadrirotor, la définition de toutes les grandeurs physiques nécessaires à la modélisation et l'identification de toutes les forces et les moments ayant un impact sur le modèle de mouvement.

II.2 Description de la dynamique d'un Quadrirotor:

Un Quadrirotor est un robot mobile aérien à quatre rotors défini dans l'espace par 6 DDL [25-26]. 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 tourne dans le même sens soit placé aux extrémités opposées d'une branche de la croix.

Le fonctionnement d'un Quadrirotor 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) [26]. Le Quadrirotor 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 de sorties).

A cause du nombre énorme d'effets physiques affectés à sa dynamique (tel que les efforts aérodynamiques complexes, couples gyroscopiques, la gravité terrestre et les différents mouvements d'inertie ...etc.) Le Quadrirotor est classé parmi les systèmes volants les plus complexes [31].

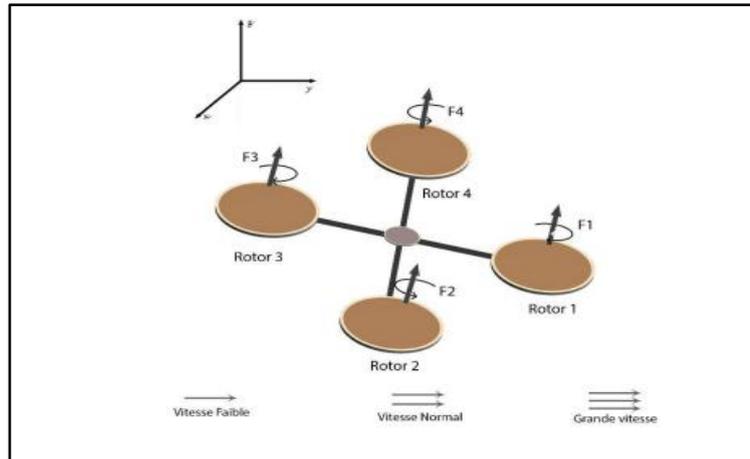


Figure II.1: Structure générale d'un Quadrirotor.

II.3 Les repères :

On utilise deux repères afin de traiter le modèle mathématique du Quadrirotor : un repère inertiel ou global attaché à la terre et supposé Galiléen défini par $R_b (O, X, Y, Z)$ et un autre Local défini par $R_m (o', x', y', z')$, jointe au centre de masse du corps du Quadrirotor et localisé dans l'intersection des deux barres. On utilise les angles d'Euler (φ, θ, ψ) qui représentent respectivement le roulis, le tangage et le lacet [28], afin de déterminer l'orientation au cours de temps du repère Quadrirotor par rapport au repère inertiel [29].

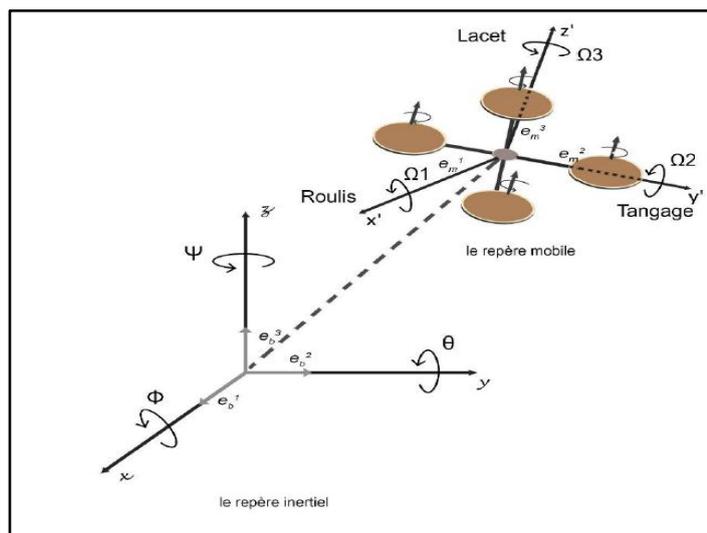


Figure II.2 : Géométrie du Quadrirotor.

II.4 Les mouvements du Quadrirotor:

Le Quadrirotor est composé de 4 hélices, les rotors de droite et gauche (1 et 3) tournent dans le sens des aiguilles d'une montre et les rotors de l'avant et l'arrière (2 et 4) tournent dans le sens inverse pour neutraliser le mouvement du drone [30]. Pour faire glisser le drone il suffit de varier la vitesse des rotors pour produire une force de poussée vers le sens désiré.

Le Quadrirotor a cinq mouvements principaux [31]:

- Mouvement de roulis.
- Mouvement de tangage.
- Mouvement de lacet.
- Mouvement vertical.
- Translation horizontale.

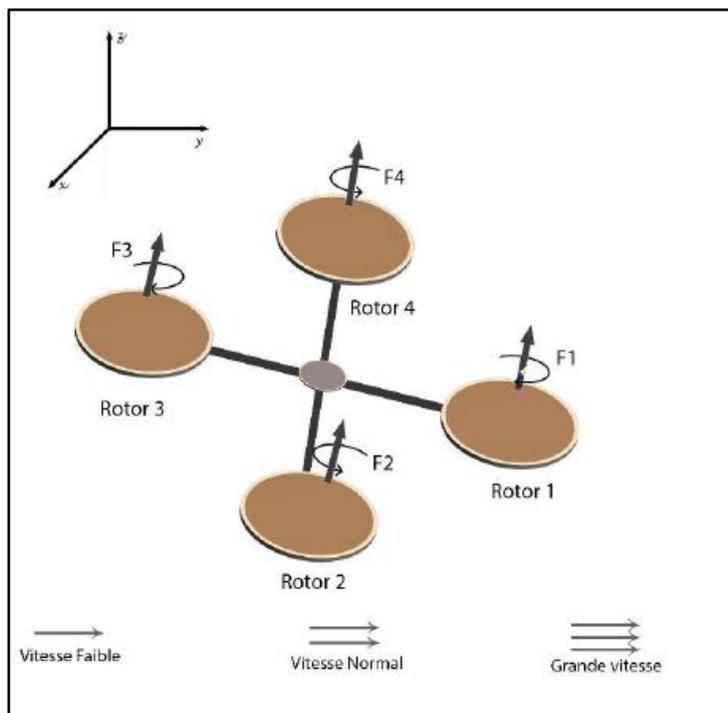


Figure II.3 : Structure générale d'un Quadrirotor.

II.4.1 Mouvement de roulis :

Pour réaliser ce mouvement on applique une variance de vitesse entre le rotor 1 et le rotor 3 pour faire une rotation autour de l'axe (x). Ce mouvement est couplé avec un mouvement de translation selon l'axe (y). [31].

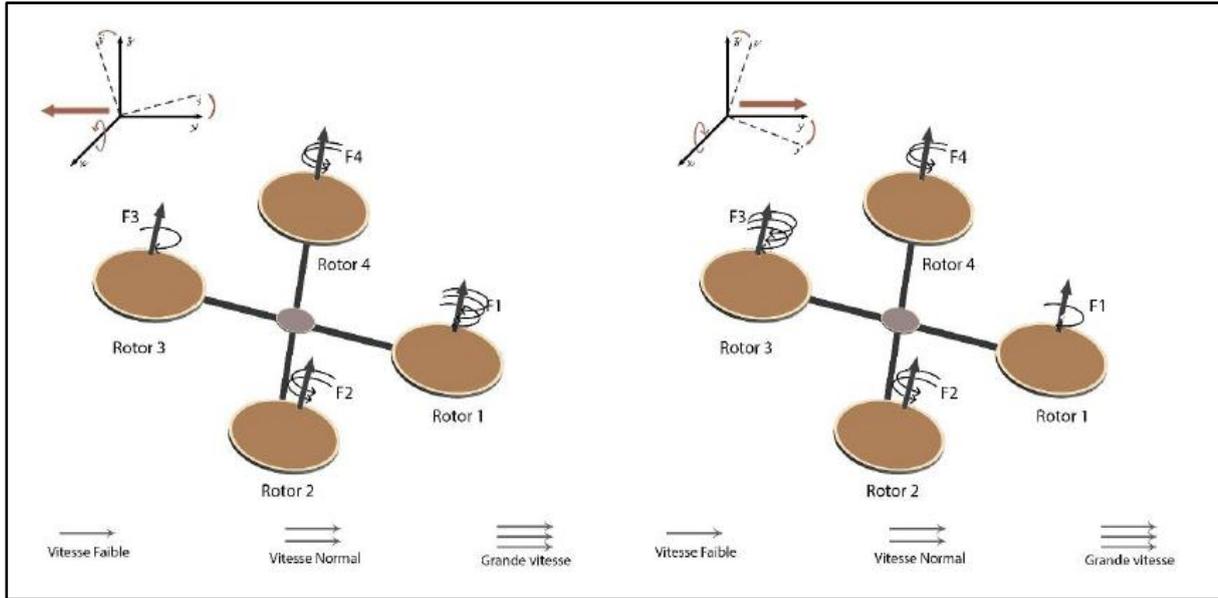


Figure II.4 : Illustration du mouvement de roulis.

II.4.2 Mouvement de tangage :

Pour réaliser ce mouvement on applique une variance de vitesse entre le rotor 2 et le rotor 4 pour faire une rotation autour de l'axe (y). Ce mouvement est couplé avec un mouvement de translation selon l'axe (x) [31,32].

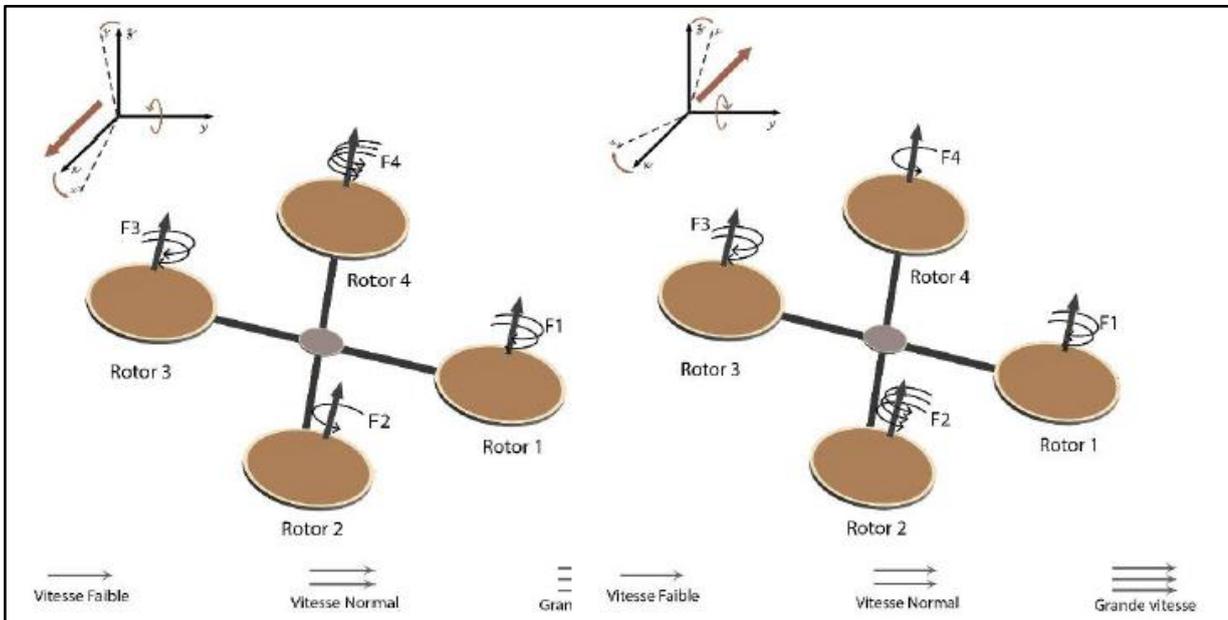


Figure II.5 : Illustration du mouvement de tangage

II.4.3 Mouvement de lacet :

Pour réaliser ce mouvement on applique une variance de vitesse entre les rotors {1,3} et les rotors {2,4} (i.e.) {1,3} de même vitesse et {2,4} de même vitesse) pour faire une rotation autour de l'axe (z). 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 [31-32].

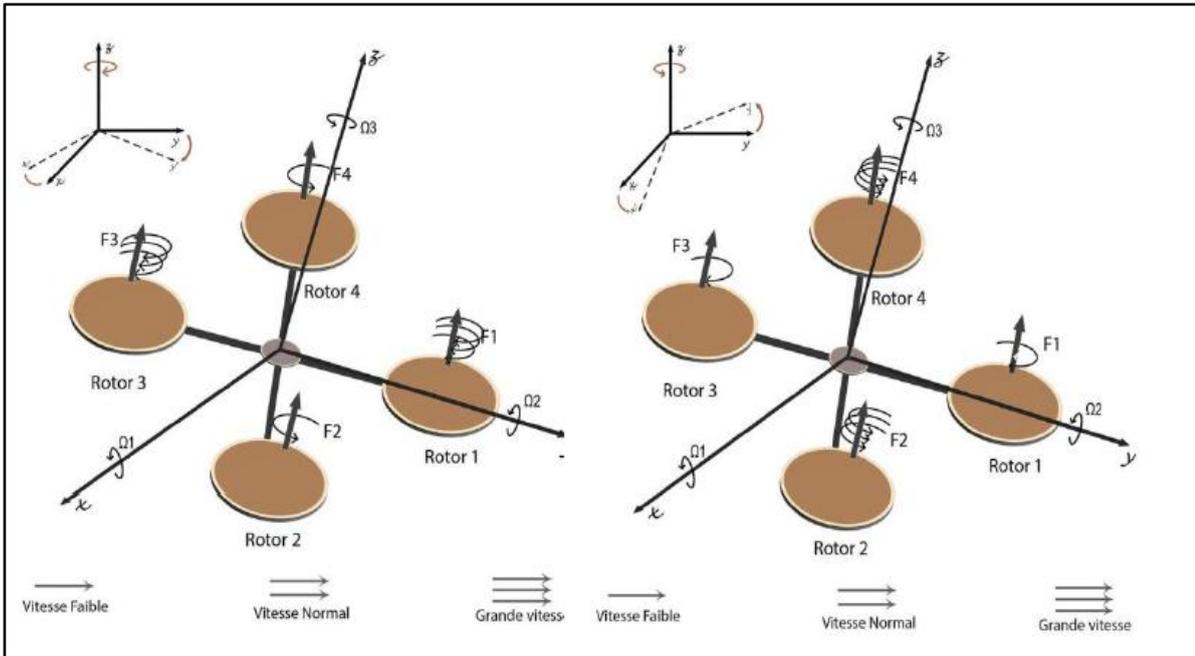


Figure II.6 : Illustration du mouvement de lacet.

II.4.4 Mouvement vertical :

Un mouvement ascendant ou descendant est réalisé par la variation de vitesse de rotation des quatre rotors en même temps et avec la même force de poussée [31, 32].

- Pour un mouvement ascendant on applique une grande vitesse de rotation.
- Pour un mouvement descendant on applique une vitesse faible de rotation.
- Pour un vol stationnaire on applique une vitesse moyenne de rotation.

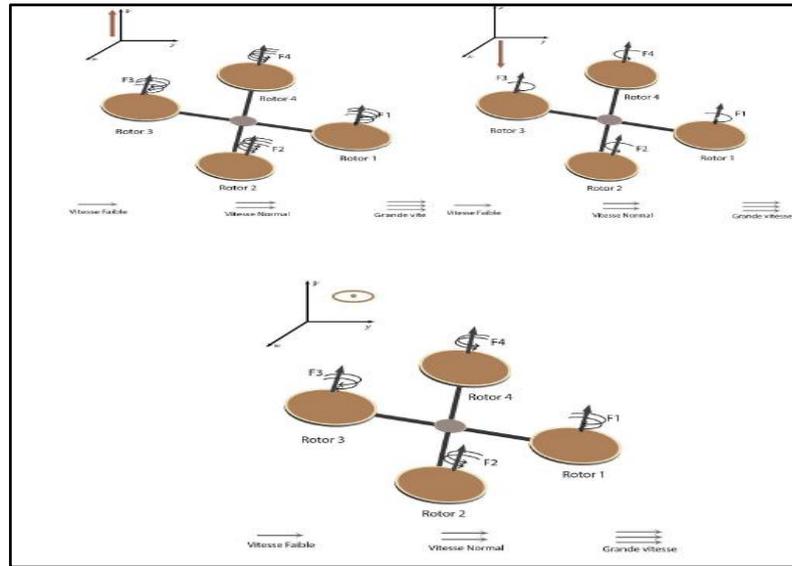


Figure II.7: Illustration du mouvement vertical.

II.4.5 Translation horizontale:

Pour réaliser cela on applique une variance de vitesse entre 2 rotors opposé et garder une vitesse moyenne pour les deux autres. Dans ce cas, la translation sera vers le sens du rotor qui porte la force de poussée la plus faible [31-32].

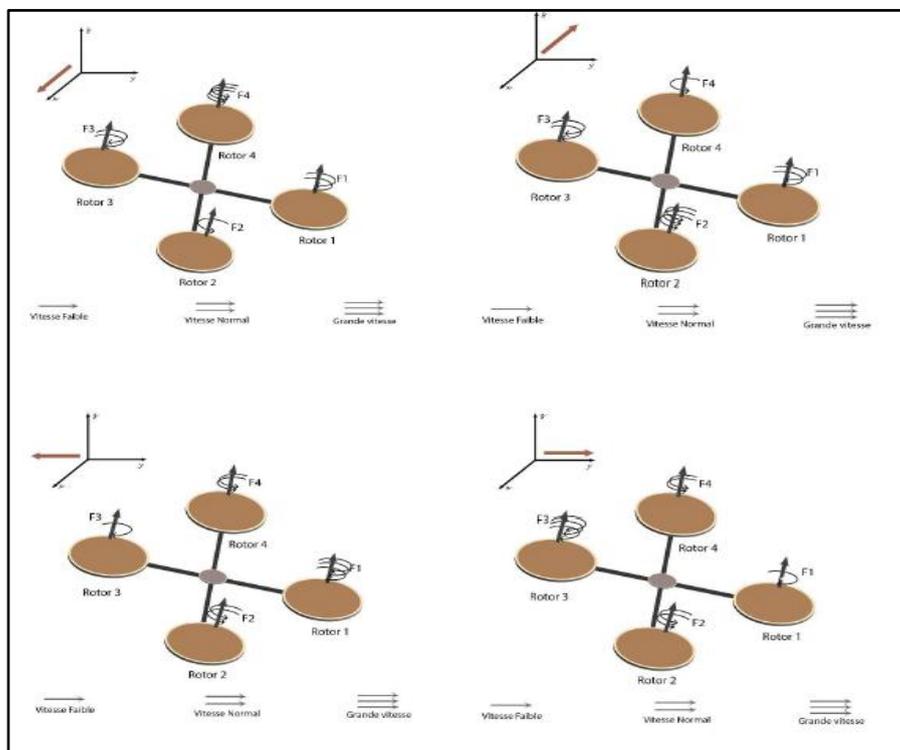


Figure II.8 : Illustration de la translation horizontale.

II.5 Modèle dynamique du Quadrirotor:

Le Quadrirotor est classé parmi les systèmes volants les plus complexes. Et pour cela La modélisation des robots volant est une tâche délicate et un peu complexe vu que la dynamique de ce type de robot volant est non linéaire et pleinement couplée [33].

Afin de pouvoir comprendre au mieux le modèle dynamique développé ci-dessous, nous considérons les hypothèses suivantes :

- La structure mécanique du Quadrirotor est supposée rigide et symétrique, ceci donne une matrice diagonale.
- Les hélices sont supposées rigides pour pouvoir négliger l'effet de leur déformation lors de la rotation.
- Le centre de masse du Quadrirotor et l'origine du repère lié à la terre se coïncident.
- La force de poussée et la force de traînée sont relatives à la somme des vitesses de rotation des moteurs aux carrés.

Pour développer un modèle dynamique du Quadrirotor (Figure 2.7), on va utiliser deux repères soit un repère lié à la terre $R_b (O, X, Y, Z)$ et un repère mobile $R_m (o', x', y', z')$, associé au centre de masse du Quadrirotor.

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 la convention d'axes suivante :

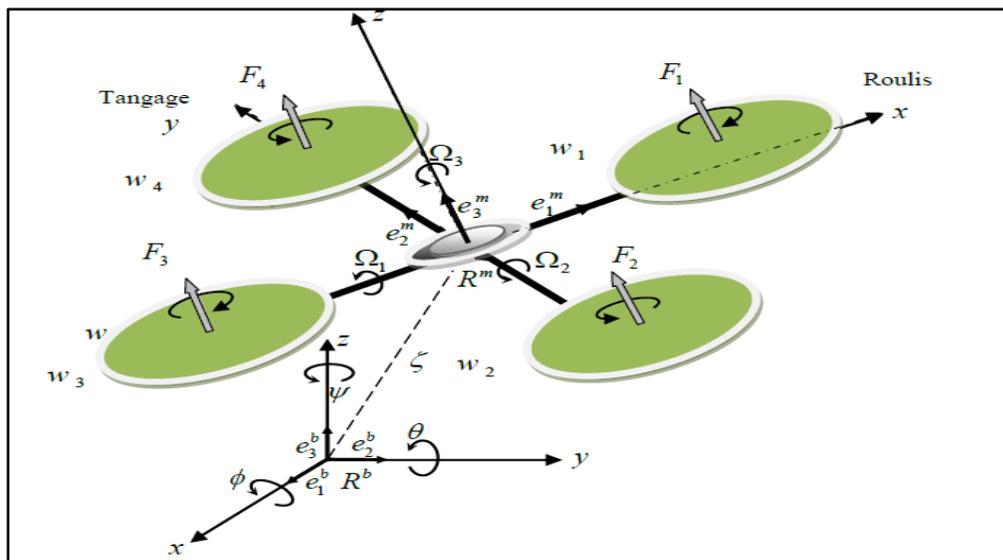


Figure II.9 : Géométrie du Quadrirotor.

$$\begin{pmatrix} R & \xi \\ 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (2.1)$$

Avec R la matrice de rotation (décrit l'orientation de l'objet mobile $\xi = [X \ Y \ Z]^T$ est le vecteur de position. Pour déterminer les éléments de la matrice de rotation R , on utilise les angles d'Euler.

II.5.1 Matrice de rotation:

Nous définissons l'orientation du Quadrirotor autour de différents axes de la façon suivante [33]:

- Rotation de l'angle de roulis ϕ autour de l'axe x ($-\frac{\pi}{2} < \phi < \frac{\pi}{2}$).
- Rotation de l'angle de tangage θ autour de l'axe y ($-\frac{\pi}{2} < \theta < \frac{\pi}{2}$).
- Rotation de l'angle de lacet ψ autour de l'axe z ($-\pi < \psi < \pi$).

Les angles d'Euler θ , ϕ et ψ respectivement tangage, roulis et lacet, sont utilisés pour déterminé l'orientation du repère de Quadrirotor par rapport au repère Inertiel.

En utilisant les angles d'Euler les matrices des rotations sont:

— La rotation autour de x par l'angle ϕ traduite par la matrice:

$$R(x, \phi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & C\phi & -s\phi \\ 0 & S\phi & c\phi \end{pmatrix} \quad (2.2)$$

— La rotation autour de y par l'angle θ traduite par la matrice:

$$R(y, \theta) = \begin{pmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\theta & 0 & c\theta \end{pmatrix} \quad (2.3)$$

— La rotation autour de z par l'angle ψ traduite par la matrice:

$$R(Z, \psi) = \begin{pmatrix} c\psi & s\psi & 0 \\ -s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (2.4)$$

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

$$R(\phi, \theta, \psi) = R(x, \phi) * R(y, \theta) * R(Z, \psi) \quad (2.5)$$

D'après (2.5) on obtient :

$$R(\phi, \theta, \psi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi & c\phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\theta & 0 & c\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} c\psi & s\psi & 0 \\ -s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (2.6)$$

$$R(\phi, \theta, \psi) = \begin{pmatrix} c\theta c\psi & c\psi s\theta s\phi - s\psi c\phi & c\psi s\theta c\phi + s\psi s\phi \\ c\theta s\psi & s\psi s\theta s\phi + c\psi c\phi & s\psi s\theta c\phi - c\psi s\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{pmatrix} \quad (2.7)$$

R : matrice de rotation Avec c = cos et s = sin

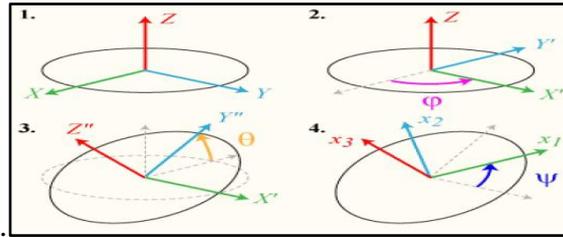


Figure II.10 : Angles d'Euler

Dans le repère terrestre R_b , le mouvement de rotation du Quadrirotor est décrit par les variables (ϕ, θ, ψ) . Cependant, dans le repère lié au solide R_m , la vitesse de rotation est décrite par les ratios de roulis, tangage et lacet (P, Q, R) respectivement.

La relation entre ces deux ensembles de variables peut être montrée comme suit :

$$\Omega = \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + R(\chi, \phi)^{-1} X \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + (R(y, \theta) X R(z, \psi))^{-1} X \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

D'où :

$$\begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s\theta \\ 0 & c\phi & s\phi c\theta \\ 0 & -s\phi & c\phi s\theta \end{bmatrix} X \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

Et inversement :

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & s\phi t\theta & c\phi t\theta \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & \frac{s\phi}{c\theta} & \frac{c\phi}{c\theta} \end{bmatrix} X \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

Avec : $t = \text{tang}$

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

$$\{c\phi = c\theta = c\psi = 1$$

$$s\phi = s\theta = s\psi = 1\}$$

Le vecteur $[P \ Q \ R]^T$ peut être assimilé à $[\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T$

II.5.2 Effets physiques agissants sur le Quadrirotor:

Le Quadrirotor est classé dans la catégorie des systèmes volants les plus complexes vu le nombre d'effets physiques qui affectent sa dynamique.

II.5.2.1 Les Forces :

❖ Le poids est donné par :

$$P=mg \quad (2.11)$$

Où :

m : La masse totale.

g : L'accélération de la pesanteur qui est égale à 9.8 m.s^{-2} .

❖ Les forces de poussée :

Ce sont des forces orthogonales sur le plan des hélices, provoquées par la rotation des moteurs et relatives au carré de la vitesse de rotation des moteurs:

$$F_i = C_T \omega_i^2 \quad (2.12)$$

Avec : $i = \overline{1:4}^1$

C_T : est le coefficient de portance qui dépend de la forme et le nombre des pales et de la densité de l'air.

❖ Les forces de Trainée :

C'est la résultante entre la force de pression et la force de frottement visqueux. Dans ce cas, on a deux forces de traînée procédant sur le système :

$$T_i = C_q \omega_i^2 \quad (2.13)$$

Avec C_q : est le coefficient de traînée.

❖ La traînée selon les axes (X, Y, Z) :

Elle est due au mouvement du corps du Quadrirotor.

$$F_t = K_{ft} v \quad (2.14)$$

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

II.5.2.2 Les Moments:

Il existe différents moments qui agissent sur le Quadrirotor, ces moments sont à l'origine de la force de poussée et de la force de traînée et aux effets gyroscopiques.

❖ **Moment 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, ce moment est défini par la relation suivante :

$$M_x = d_x(-F_1 + F_2 + F_3 - F_4) = d_x C_T(-\bar{\omega}_1^2 + \bar{\omega}_2^2 - \bar{\omega}_3^2 + \bar{\omega}_4^2) \quad (2.15)$$

- ✓ **La rotation autour de l'axe y :** elle est due au moment créé par la différence entre les forces de portance des rotors, ce moment est donné par la relation suivante :

$$M_y = d_x(-F_1 - F_2 + F_3 + F_4) = d_x C_T(-\bar{\omega}_1^2 + \bar{\omega}_2^2 - \bar{\omega}_3^2 + \bar{\omega}_4^2) \quad (2.16)$$

$$d_x = d_m \sin(45^\circ)$$

d_m : longueur du bras du centre du Quadrirotor au centre du moteur.

❖ **Moments dus aux forces de trainée:**

- ✓ **La rotation autour de l'axe z :** c'est le moment créé par les couples de trainée dans chaque hélice, ce moment est exprimé sous la forme suivante :

$$M_z = C_q(-\bar{\omega}_1^2 + \bar{\omega}_2^2 - \bar{\omega}_3^2 + \bar{\omega}_4^2) \quad (2.17)$$

- ✓ **Moment résultant des frottements aérodynamiques :** il est donné par :

$$M_a = K_{fa} \Omega^2 \quad (2.18)$$

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

II.5.2.3 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 pour ce type d'appareil [9] Dans notre cas, il y a deux moments gyroscopiques, le premier est le moment gyroscopique des hélices :

$$\sum_{i=1}^4 \Omega \wedge J_r [0 \quad 0 \quad (-1)^{i+1} \omega_i] \quad (2.19)$$

Avec : J_r : est l'inertie des rotors.

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

$$M_{gh} = \Omega \wedge J \Omega \quad (2.20)$$

Avec J est l'inertie du système.

II.5.3 Développement du Modèle mathématique selon Newton- Euler:

Après avoir décrit les différentes équations, nous pouvons maintenant élaborer le modèle mathématique en utilisant la formulation de Newton-Euler, les équations sont alors notées sous la forme suivante:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{\zeta} = v \\ m\zeta = F_f + \ddot{F}_t + F_g \\ \dot{R} = RS(\Omega) \\ J\dot{\Omega} = -\Omega \wedge \Omega J r + M_f - M_a - M_{gh} \end{array} \right. \quad (2.21)$$

Avec :

ζ : est le vecteur de position du Quadrirotor.

m : la masse totale du Quadrirotor.

Ω : La vitesse angulaire exprimée dans le repère fixe.

R : La matrice de rotation.

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

$$J = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (2.22)$$

Tout comme à l'importance de la masse des UAV dans la description du mouvement de translation, les paramètres du mouvement de rotation des UAV, nous obligent à décrire de manière mathématique le moment d'inertie de la masse J . Cependant, contrairement à la propriété de masse, J est une sorte de masse fabriquée par rapport au centre de masse des objets et non pas simplement atteinte en pesant le drone. Cela nécessite une analyse par morceaux de la Conception de drones. Il convient de noter, qu'en raison de notre hypothèse de symétrie, nous supposons que $I_x = I_y$.

L'approche prescrite par [33] décompose les composantes dans chaque cas (I_x, I_y, I_z) en sections additives plus petites. Ces sections simplifiées doivent être mesurées et pesées, et Le théorème des axes parallèles de Huygens-Steiner sera utilisé pour déterminer la contribution au moment d'inertie de chaque composant autour des axes x ; y et z du drone. L'UAV est ainsi décomposé en 4 segments.

◆ Moteur:

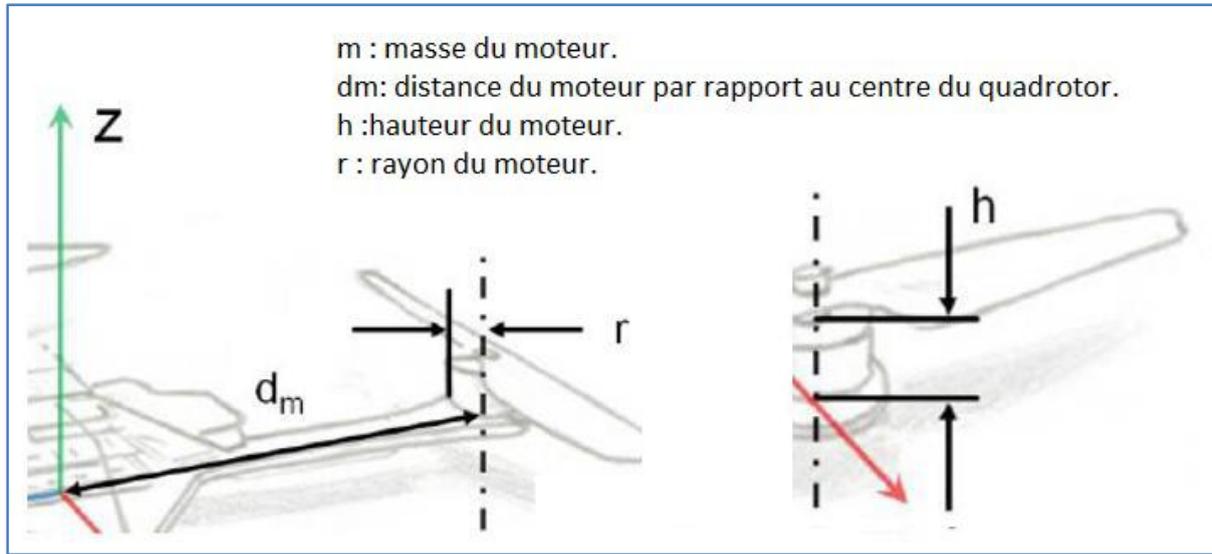


Figure II.11 : Calcul du moment 1.

$$I_{x,M} = I_{y,M} = 2 \left[\frac{1}{4}mr^2 + \frac{1}{3}h^2 \right] + 2 \left[\frac{1}{4}mr^2 + \frac{1}{3}mh^2 + md_m^2 \right] \tag{2.23}$$

$$I_{z,M} = 4 \left[\frac{1}{4}mr^2 + md_m^2 \right] \tag{2.24}$$

◆ Contrôleur de vitesse électronique (ESC):

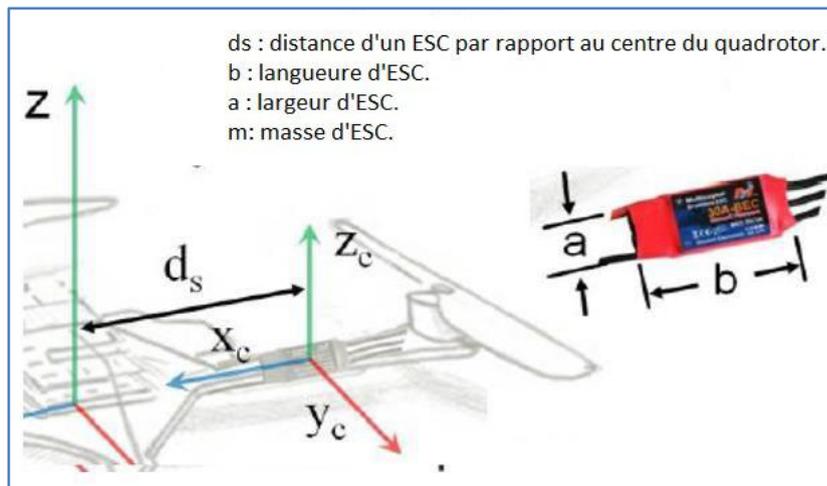


Figure II.12 : Calcul du moment 2.

$$I_{x,S} = I_{y,S} = 2 \left[\frac{1}{12}ma^2 \right] + \left[\frac{1}{12}mb^2 + m_s^2 \right] \tag{2.25}$$

$$I_{z,S} = 4 \left[\frac{1}{12}m(a^2 + b^2)md_s^2 \right] \tag{2.26}$$

◆ Châssis:

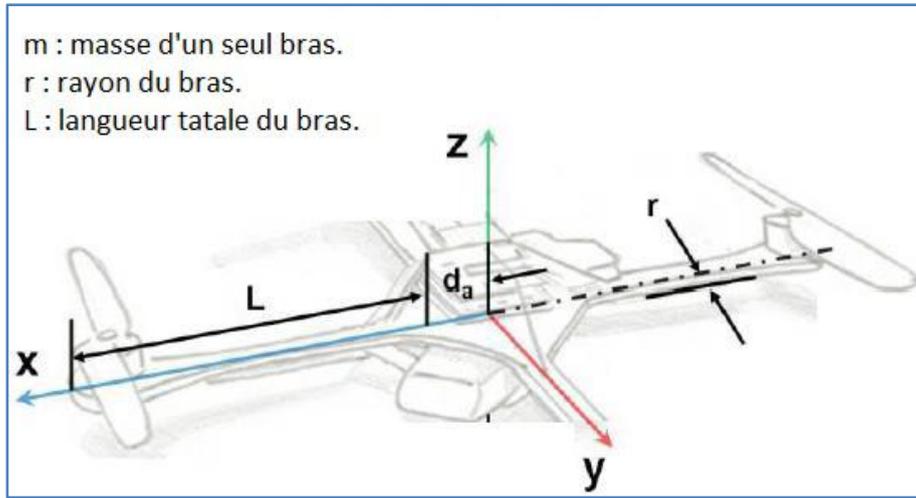


Figure II.13: Calcul du moment 4.

$$I_{x,C} = J_{y,C} = \left[\frac{1}{4}mr^2 + \frac{1}{12}mH^2 \right] \tag{2.27}$$

$$I_{z,C} = \left[\frac{1}{4}mr^2 \right] \tag{2.28}$$

◆ Bras:

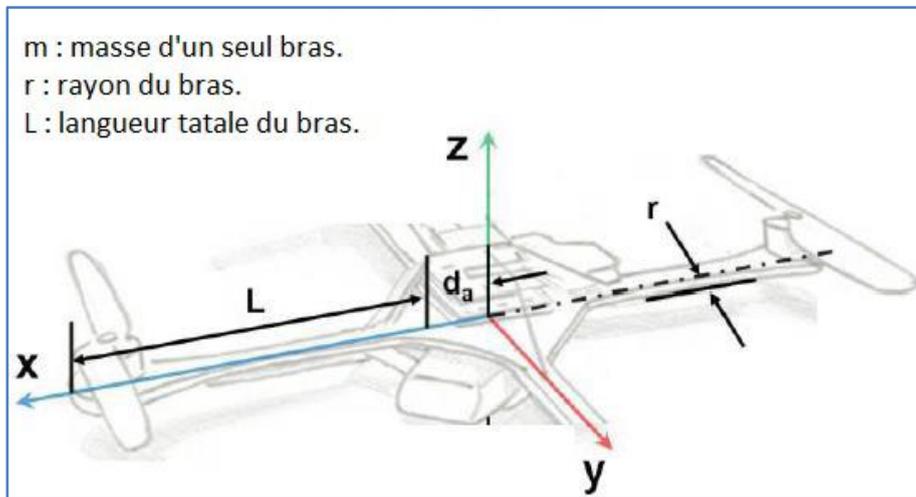


Figure II.14: Calcul du moment 4.

$$I_{x,B} = J_{y,B} = 2 \left[\frac{1}{2}mr^2 \right] + 2 \left[\frac{1}{4}mr^2 + \frac{1}{3}mL^2 + md_B^2 \right] \tag{2.29}$$

$$I_{z,B} = 4 \left[\frac{1}{4}mr^2 + \frac{1}{3}mL^2 + md_B^2 \right] \tag{2.30}$$

$$I_i = I_{i,M} + I_{i,S} + I_{i,C} + I_{i,B} \quad (2.31)$$

Pour $i = x, y, z$

S : est la matrice antisymétrique, pour un vecteur de vitesse $\Omega [P \quad Q \quad R]^T$, elle est donnée par :

$$S = \begin{bmatrix} 0 & -R & Q \\ R & 0 & -P \\ -Q & P & 0 \end{bmatrix} \quad (2.32)$$

\wedge : Le produit vectoriel.

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

$$F_f = R \times [0 \quad 0 \quad \sum_{i=1}^4 F_i]^T \quad (2.33)$$

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

$$F_t = \begin{bmatrix} -K_{ftx} & 0 & 0 \\ 0 & K_{fity} & 0 \\ 0 & 0 & K_{ftz} \end{bmatrix} \dot{\zeta} \quad (2.34)$$

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

F_g : force de gravité, elle est donnée par :

$$F_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (2.35)$$

M_f : Moment provoqué par les forces de poussée et de traînée :

$$M_f = \begin{bmatrix} d_x (-F_1 + F_2 + F_3 - F_4) \\ d_x (-F_1 - F_2 + F_3 + F_4) \\ C_q (-\omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 + \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (2.36)$$

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

$$M_a = \begin{bmatrix} K_{fax} \dot{\phi}^2 \\ K_{fay} \dot{\theta}^2 \\ K_{faz} \dot{\psi}^2 \end{bmatrix} \quad (2.37)$$

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

A. Equations de mouvement de translation:

$$m\ddot{\zeta} = F_f + F_r + F_g \quad (2.38)$$

On remplace chaque force par sa formule, on trouve :

$$M = \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\phi c\psi s\theta + s\phi s\psi \\ c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ c\phi c\theta \end{bmatrix} \sum_{i=1}^4 F_i - \begin{bmatrix} Kftx\dot{X}^2 \\ Kfty\dot{Y}^2 \\ Kftz\dot{Z}^2 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \quad (2.39)$$

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

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{1}{m} (\phi c\psi s\theta + s\phi s\psi) \left(\sum_{i=1}^4 F_i \right) - \frac{Kftx}{m} \dot{X} \\ \ddot{y} = \frac{1}{m} (c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi) \left(\sum_{i=1}^4 F_i \right) - \frac{Kfty}{m} \dot{Y} \\ \ddot{z} = \frac{1}{m} (\phi c\psi s\theta + s\phi s\psi) \left(\sum_{i=1}^4 F_i \right) - \frac{Kftz}{m} \dot{Z} - g \\ \ddot{y} = \frac{1}{m} (c\phi c\theta) \left(\sum_{i=1}^4 F_i \right) - \frac{Kftz}{m} \dot{Z} - g \end{cases}$$

B. Equations de mouvement de rotation :

On a:

$$J\dot{\Omega} = -M_{gh} - \dot{M}_{gh} - M_a + M_f \quad (2.40)$$

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

$$\begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \wedge \left(\begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \right) - \begin{bmatrix} J_r \bar{\Omega}_r \dot{\theta} \\ -J_r \bar{\Omega}_r \dot{\phi} \\ 0 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} Kfax\dot{\phi}^2 \\ Kfay\dot{\theta}^2 \\ Kfaz\dot{\psi}^2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} d_x C_T (-\bar{\omega}_1^2 + \bar{\omega}_2^2 + \bar{\omega}_3^2 - \bar{\omega}_4^2) \\ d_x C_T (-\bar{\omega}_1^2 - \bar{\omega}_2^2 + \bar{\omega}_3^2 + \bar{\omega}_4^2) \\ C_q (-\bar{\omega}_1^2 + \bar{\omega}_2^2 - \bar{\omega}_3^2 + \bar{\omega}_4^2) \end{bmatrix} \quad (2.41)$$

On obtient alors les équations différentielles définissant les mouvements de rotation :

$$\begin{cases} I_x \ddot{\phi} = -\dot{\theta}\dot{\psi}(I_z - I_y) - J_r \bar{\Omega}_r \dot{\theta} - Kfax\dot{\phi}^2 + d_x C_T (-\bar{\omega}_1^2 + \bar{\omega}_2^2 + \bar{\omega}_3^2 - \bar{\omega}_4^2) \\ I_y \ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi}(I_z - I_x) + J_r \bar{\Omega}_r \dot{\phi} - Kfay\dot{\theta}^2 + d_x C_T (-\bar{\omega}_1^2 - \bar{\omega}_2^2 + \bar{\omega}_3^2 + \bar{\omega}_4^2) \\ I_z \ddot{\psi} = -\dot{\phi}\dot{\theta}(I_y - I_x) - Kfaz\dot{\psi}^2 + C_q (-\bar{\omega}_1^2 + \bar{\omega}_2^2 - \bar{\omega}_3^2 + \bar{\omega}_4^2) \end{cases}$$

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

$$\begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_T & C_T & C_T & C_T \\ -d_x C_T & d_x C_T & d_x C_T & -d_x C_T \\ -d_x C_T & -d_x C_T & d_x C_T & d_x C_T \\ -C_q & C_q & -C_q & C_q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{\omega}_1^2 \\ \bar{\omega}_2^2 \\ \bar{\omega}_3^2 \\ \bar{\omega}_4^2 \end{bmatrix} \quad (2.42)$$

Et :

$$\bar{\Omega}_r = \omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4 \quad (2.43)$$

Avec : $\bar{\Omega}_r$ est la vitesse relative des rotors.

À des fins de contrôle, une régression linéaire est nécessaire pour convertir les valeurs de commande d'accélération (étranglement) en valeurs RPM.

$$\bar{\Omega}_{ss} = (accelration\% * Cr) + b \quad (2.44)$$

Avec :

$\bar{\Omega}_{ss}$: Le régime moteur attendu RPM.

$accelration\%$: est la commande de pourcentage d'étranglement.

Cr : Le coefficient de conversion de l'étranglement en tours= minute.

b : l'ordonnée à l'origine de la relation de régression linéaire.

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

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{\phi} = \frac{(I_y - I_z)}{I_x} \dot{\theta} \dot{\psi} - \frac{J_r}{I_x} \bar{\Omega}_r \dot{\theta} - \frac{Kf_{ax} \dot{\phi}^2}{I_x} + \frac{l}{I_x} u_2 \\ \ddot{\theta} = \frac{(I_z - I_x)}{I_y} \dot{\phi} \dot{\psi} + \frac{J_r}{I_y} \bar{\Omega}_r \dot{\phi} - \frac{Kf_{ay} \dot{\theta}^2}{I_y} + \frac{l}{I_y} u_3 \\ \ddot{\psi} = \frac{(I_x - I_y)}{I_z} \dot{\theta} \dot{\phi} - \frac{Kf_{az} \dot{\psi}^2}{I_z} + \frac{l}{I_z} u_4 \\ \ddot{x} = -\frac{k_{fax}}{m} \dot{x} + \frac{1}{m} u_x u_1 \\ \ddot{y} = -\frac{k_{fay}}{m} \dot{y} + \frac{1}{m} u_y u_1 \\ \ddot{z} = -\frac{k_{faz}}{m} \dot{z} - g + \frac{\cos(\phi) \cos(\theta)}{m} u_1 \end{array} \right.$$

Avec :

$$\begin{cases} u_x = c\phi c\psi c\theta + s\phi s\psi \\ u_y = c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \end{cases}$$

C. Dynamique du rotor :

Le rotor est un ensemble d'élément constitué d'un moteur à courant continu entraînant une hélice via un réducteur, le moteur à courant continu est régi par les équations dynamiques suivantes :

$$\begin{cases} V = ri + L \frac{di}{dt} + K_e \omega \\ k_m i = J_r \frac{d\omega}{dt} + c_s + K_r \omega^2 \end{cases}$$

Les différents paramètres du moteur sont définis comme suit :

V : est la tension d'entrée du moteur.

ω : est la vitesse angulaire du rotor.

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

K_r : est la constante du couple de charge.

r, L : la résistance du moteur et l'inductance.

J_r : l'inertie du rotor.

C_s : représente le frottement sec.

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

$$\dot{\omega} = bV_i - \beta_0 - \beta_1 \omega_i - \beta_2 \omega^2 \quad (2.45)$$

Avec :

$$\beta_0 = \frac{c_s}{J_r}, \beta_1 = \frac{k_e k_m}{r J_r}, \beta_2 = \frac{k_r}{J_r} \text{ et } b = \frac{k_m}{r J_r}.$$

II.5.4 La représentation d'état du système:

Pour un système physique il existe une multitude de représentations d'état, dans notre cas on considère :

$$\begin{aligned} & [\phi \quad \dot{\phi} \quad \theta \quad \dot{\theta} \quad \psi \quad \dot{\psi} \quad x \quad \dot{x} \quad y \quad \dot{y} \quad z \quad \dot{z}]^T = \\ & [x_1 \quad x_2 \quad x_3 \quad x_4 \quad x_5 \quad x_6 \quad x_7 \quad x_8 \quad x_9 \quad x_{10} \quad x_{11} \quad x_{12}]^T \end{aligned} \quad (2.46)$$

On obtient la représentation d'état suivante :

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

Avec :

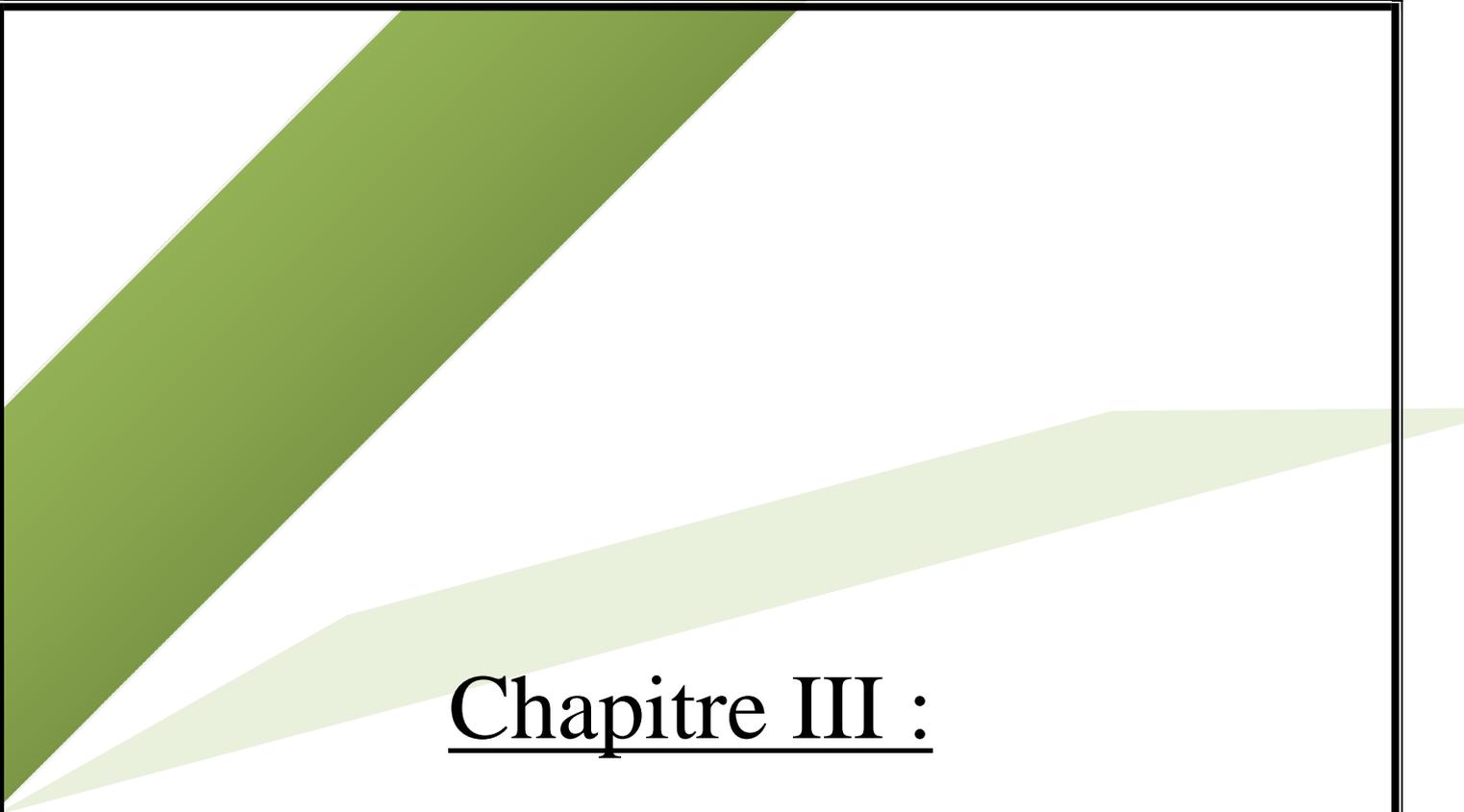
$$\left\{ \begin{array}{l} a_1 = \frac{(I_y - I_z)}{I_x}, a_2 = -\frac{K_{f_{ax}}}{I_x}, a_3 = -\frac{J_r}{I_x}, a_4 = \frac{(I_z - I_x)}{I_y}, a_5 = -\frac{K_{f_{ay}}}{I_y}, a_6 = \frac{J_r}{I_y}, \\ a_7 = \frac{(I_x - I_y)}{I_z}, a_8 = -\frac{K_{f_{az}}}{I_z}, a_9 = -\frac{K_{f_{ax}}}{m}, a_{10} = -\frac{K_{f_{ay}}}{m}, a_{11} = -\frac{K_{f_{az}}}{m}, b_1 = \frac{l}{I_x}, \\ b_2 = \frac{l}{I_y}, b_3 = \frac{l}{I_z}, \end{array} \right.$$

II.6 Conclusion:

Dans ce chapitre, nous avons élaboré la modélisation d'un Quadrirotor.

Au début, nous avons établi une description générale sur les Quadrirotors toutes en citant les repères utilisés, ensuite on a fait une étude approfondie sur ses différents mouvements, Après, on a cité les effets physiques agissants sur le Quadrirotor avant d'entamer le modèle dynamique Newton-Euler, qui nous a aidé à avoir un modèle général simple à implémenter.

Finalement, on a obtenu une représentation d'état pour notre système qu'on va l'utiliser pour la simulation dans le chapitre suivant.



Chapitre III :

**Simulation de la dynamique
du drone Quadrirotor.**

III.1 Introduction:

La simulation va nous permettre d'étudier les résultats et les performances d'un Quadrirotor d'une façon virtuelle.

Dans ce chapitre, nous allons voir comment contrôler les différents mouvements en utilisant la technique PID tout en testant le modèle de simulation réalisé sous MATLAB (Simulink) où il est facile d'évaluer les performances du système avec une approche mathématique, la deuxième section consiste à réaliser une plate-forme du Quadrirotor pour évaluer le comportement du système réel. La dernière section a pour but d'illustrer la stabilisation du Quadrirotor selon les valeurs du régulateur PID, pour le contrôle du mouvement d'altitude, roulis, lacet ou tangage. Les résultats sont présentés à l'aide de l'outil Scope sous Simulink ou la commande plot dans un script MATLAB.

III.2 Outils de développement :

III.2.1 MATLAB :

Le logiciel MATLAB est un logiciel de manipulation de données numériques et de programmation dont le champ d'application est essentiellement les sciences appliquées. Son objectif, par rapport aux autres langages, est de simplifier au maximum la transcription en langage informatique d'un problème naturel mathématique, en utilisant une écriture la plus proche possible du langage scientifique. Le logiciel fonctionne sous Windows et sous Linux. Son interface de manipulation HMI, utilise les ressources usuelles du multifenêtrage. Son apprentissage n'exige que la connaissance de quelques principes de base à partir desquels l'utilisation des fonctions évoluées est très intuitive, grâce à l'aide intégrée aux fonctions [35].

III.2.2 SIMULINK

SIMULINK est une extension de MATLAB qui permet aux ingénieurs de construire des modèles dynamiques rapidement et avec une haute précision, en utilisant les notations des diagrammes de bloc. En utilisant SIMULINK, il est facile de modéliser des systèmes complexes non linéaires. Un modèle SIMULINK peut inclure des composants de systèmes continus, hybrides et discrets, ce modèle peut produire des animations et des graphes qui montrent le progrès de la simulation [35].

III.3 Algorithme de contrôle :

III.3.1 Commande par régulation PID :

La stratégie de commande par PID (pour Proportionnel-Intégral-Dérivé) est certainement l'approche la plus intuitive et la plus simple à embarquer sur un processeur. Elle permet de comprendre facilement le rôle physique de chacun des termes de la commande, ce qui permet de régler les gains en conséquence [36].

Elle est la structure de commande la plus couramment utilisée dans l'industrie. Elle s'est imposée dans plus de 90 % des architectures de commande, dont la plupart ne sont constituées que des actions proportionnelle et intégrale. La prévalence de cette approche vient, de sa simplicité, des performances offre en boucle fermée, quel que soit leur domaine d'application [36].

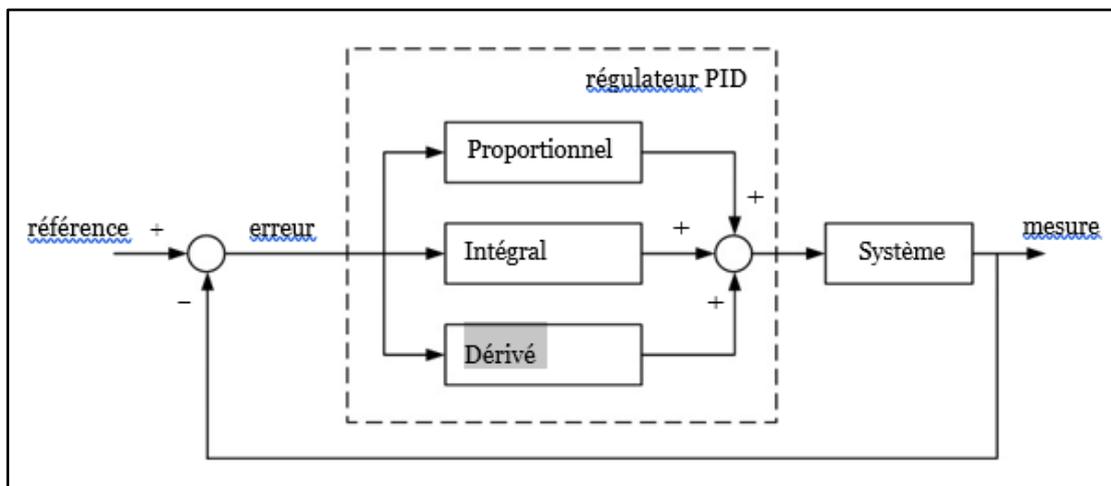


Figure III.1: Principe de la commande par PID.

➤ Principe de la commande :

L'idée centrale de ce type de régulateur est de délivrer un signal de commande à partir de la différence entre une consigne y_{ref} et une mesure y . Soit e l'écart entre y_{ref} et y défini par $e = y_{ref} - y$, l'expression du signal de commande U généré par un correcteur PID est donnée dans le domaine temporel par:

$$U(t) = K_P e(t) + K_I \int_0^t e(\tau) d\tau + K_D \frac{de(t)}{dt} \quad (3.1)$$

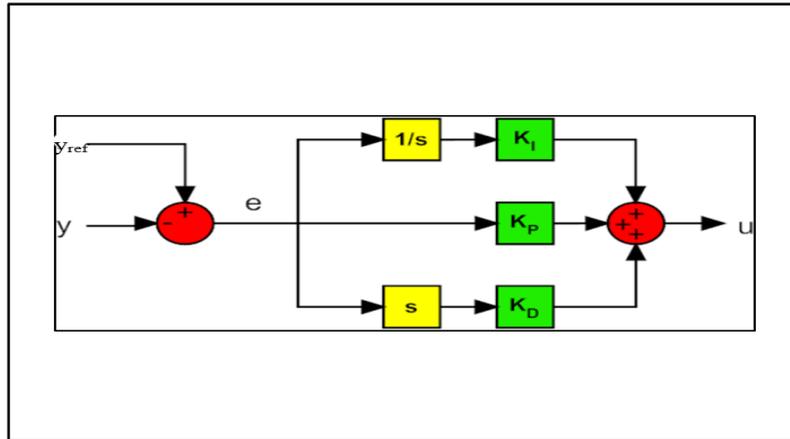


Figure III.2: Structure du PID traditionnelle [36].

U: La variable générique contrôlée.

e : L'erreur entre la tâche y_{ref} et la sortie du processus y

K_P : Coefficient proportionnel.

K_I : Coefficient intégral.

K_D : Coefficient dérivé.

1 / s : opérateur de LAPLACE d'intégration

S : opérateur de LAPLACE dérivation

Dans la première contribution (P), l'erreur est virtuellement amplifiée d'un certain gain constant qu'il conviendra de déterminer en fonction du système [34]:

$$P = K_P e(t) \quad (3.2)$$

L'idée étant d'augmenter l'effet de l'erreur $e(t)$ sur le système afin qu'il réagisse plus rapidement aux changements de consignes. Plus la valeur de K_P est grande plus la réponse l'est aussi. En revanche, la stabilité du système s'en trouve détériorée et dans le cas d'un K_P démesuré, le système peut même diverger. La contribution de I varie en fonction de l'intégrale de l'erreur [36].

$$I = k_i \int_0^t e(\tau) d\tau \quad (3.3)$$

Même si cette composante augmente le dépassement et le temps de stabilisation, elle a une propriété unique : elle élimine l'erreur d'état stationnaire [36].

$$I = k_D \frac{d}{dt} e(t) \quad (3.4)$$

Ceci aide à diminuer le temps de stabilisation.

Dans le domaine de Laplace, la structure traditionnelle PID peut être réécrite conformément à (3.5).

$$U(s) = \left(K_p + \frac{K_I}{s} + sK_D \right) e(s) \quad (3.5)$$

Comme cette fonction est impropre, il n'est pas physiquement possible (en raison de la composante dérivé). Après une certaine fréquence, la contribution dérivative doit être atténuée pour filtrer le bruit hors bande. Pour cette raison, dans le dérivateur un véritable pôle est ajouté comme indiqué dans (3.6).

$$U(s) = \left(K_p + \frac{K_I}{s} + \frac{sK_D}{1+sK_D/K_p} \right) e(s) \quad (3.6)$$

La structure *PID* traditionnelle présente deux principaux inconvénients :

- L'action de dérivation est calculée à partir de l'erreur. Si la tâche ajoute une étape dans la référence, la sortie du dérivateur peut présenter une impulsion. Le mouvement pointu peut saturer l'actionneur et propager loin du système par rapport à la zone linéaire. Pour cette raison la plupart des architectures PID présentent l'action de dérivé de la sortie du processus seulement.
- L'action de l'intégration combinée avec un actionneur de saturation peut provoquer un effet non linéaire, celui-ci peut diminuer la performance du système de contrôle. Lorsque la valeur de l'intégrale est assez grande et l'erreur change de signe il est nécessaire d'attendre beaucoup de temps pour restaurer le comportement en tant que système linéaire. Ce phénomène est appelé Intégrante Wind-up. Pour l'éviter, on ajoute un saturateur.

L'intégrale pour limiter les valeurs maximales et minimales. La figure (III.3) montre la structure PID améliorée [36].

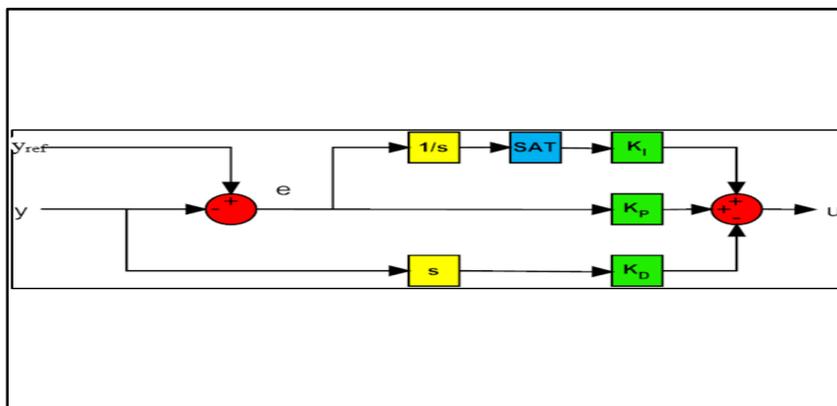


Figure III.3: Structure du PID améliorée [36].

Le bloc “SAT” représente le saturateur.

La description de quatre algorithmes internes à l’aide des diagrammes de bloc de contrôle pour la stabilisation de la hauteur et d’altitude sont présentés ci-après :

III.3.2 Contrôle de roulis :

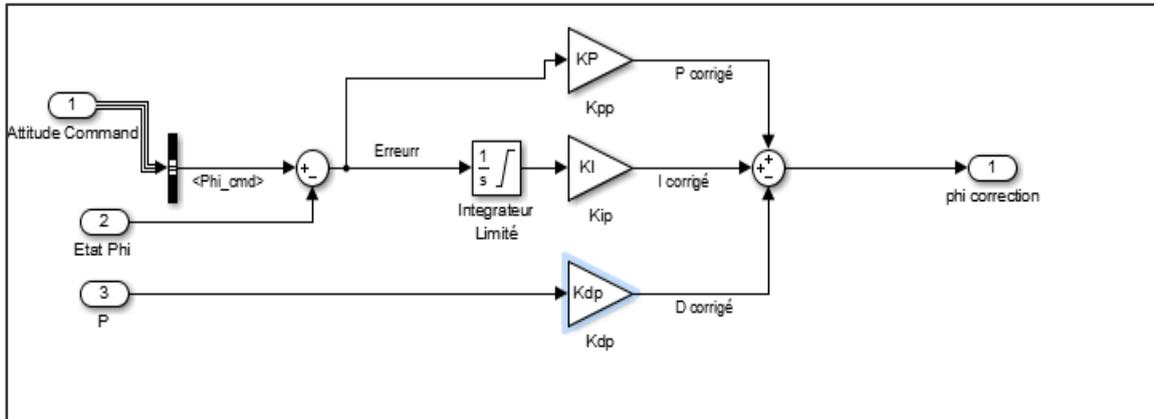


Figure III.4: Diagramme de contrôle de roulis.

Où :

Attitude command: Contient la valeur de l’angle ϕ désiré.

Etat phi: L’angle de roulis mesuré.

P: La vitesse angulaire du Quadrirotor suivant l’axe x.

Phi correction: Vitesse de roulis corrigée.

K_{pp}, K_{ip}, K_{dp} : Les trois paramètres de contrôle

III.3.3 Contrôle de tangage:

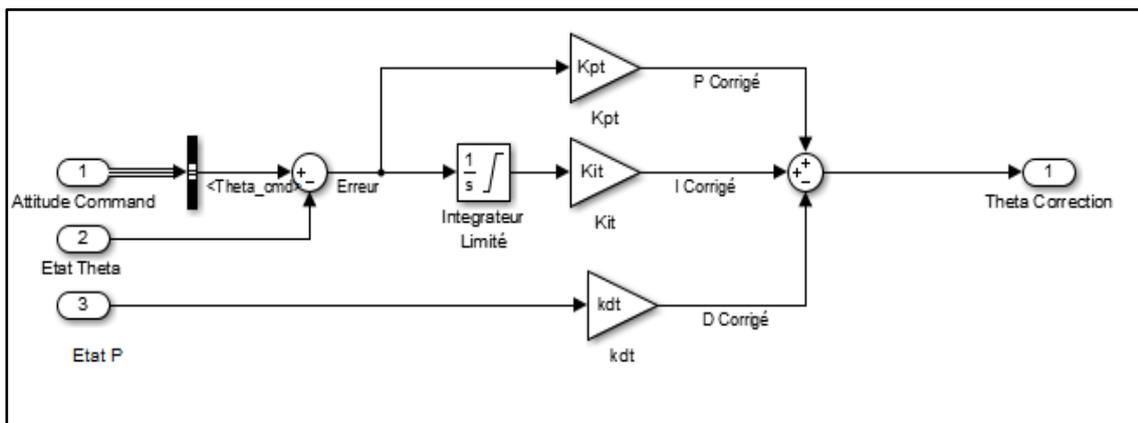


Figure III.5: Diagramme de contrôle de tangage.

Où :

Attitude Command: Contient la valeur de l’angle θ désiré.

Etat theta: L’angle de tangage mesuré.

Etat P: La vitesse angulaire du Quadrirotor suivant l'axe z.

Thêta correction: Vitesse de tangage corrigée.

Kpt,Kit, Kdt: Les trois paramètre de contrôle.

III.3.4 Contrôle de lacet:

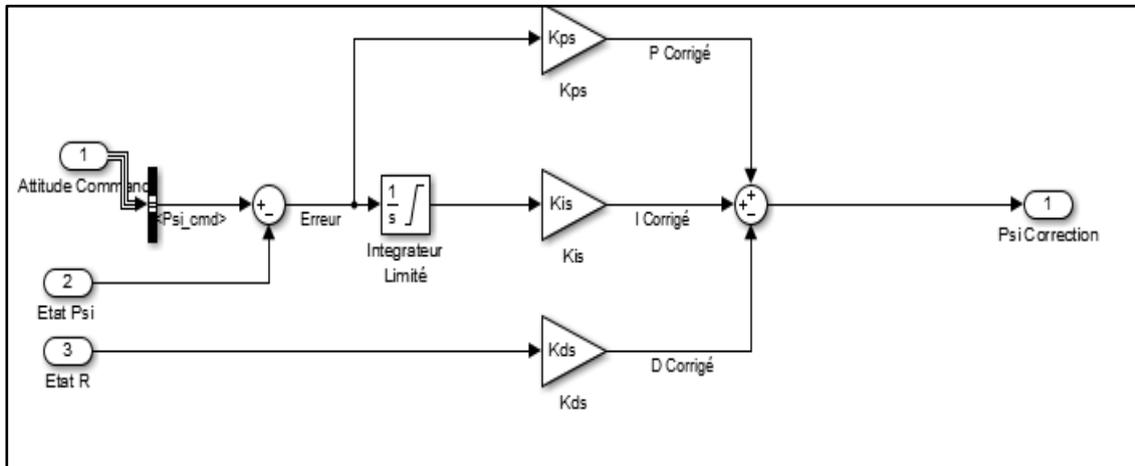


Figure III.6: Diagramme de contrôle de lacet.

Où :

Altitude Commande: Contient la valeur de l'angle ψ désiré.

Etat psi: L'angle de lacet mesuré.

Etat R: La vitesse angulaire du Quadrirotor suivant l'axe y.

Psi correction: Vitesse de lacet corrigée.

K_{ps} , K_{is} , K_{ds} : Les trois paramètres de contrôle.

III.3.5 Contrôle de hauteur:

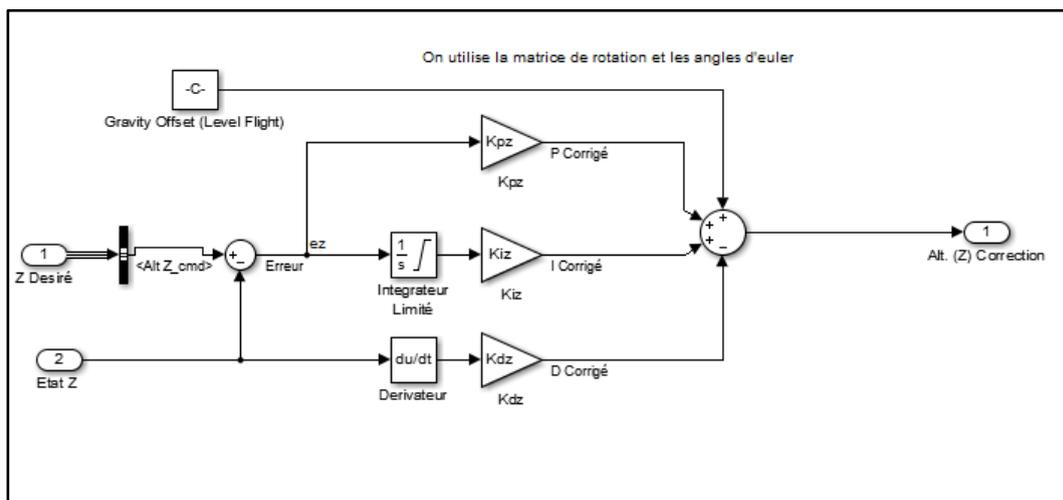


Figure III.7: Diagramme de contrôle de hauteur.

Où :

Z désiré : la hauteur désirée.

Etat Z : Hauteur mesuré par les capteurs.

C : La force de gravité.

K_{pz}, K_{iz}, K_{dz} : Les trois paramètres de contrôle.

III.4 Structure du système:

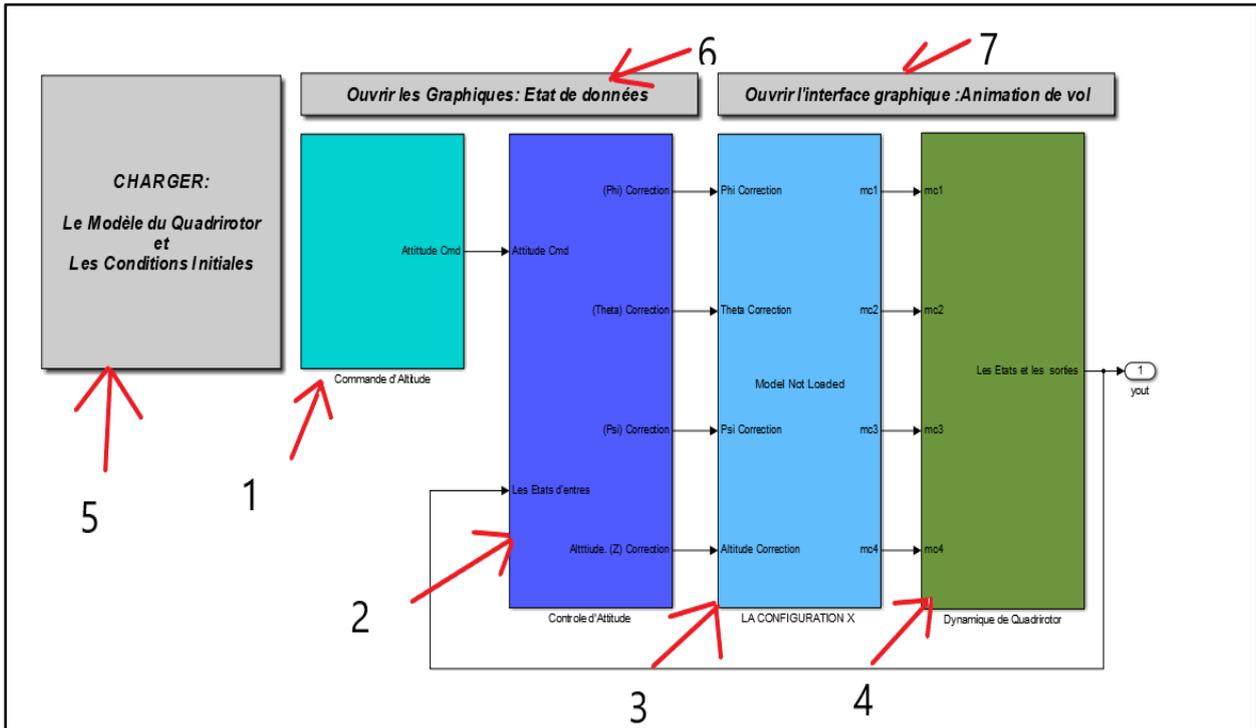


Figure III.8: Plate-forme générale sous Simulink

III.4.1 Commande d'attitude:

Le bloc Numéro 1 de la figure (III.8) Est le premier bloc dans la chaîne de contrôle. Il fournit la commande de l'altitude et les valeurs des angles ϕ , θ , ψ et altitude Z désirée. Cette commande sera traitée dans le bloc suivant. Grâce au régulateur PID. On peut trouver les valeurs exactes de ces angles.

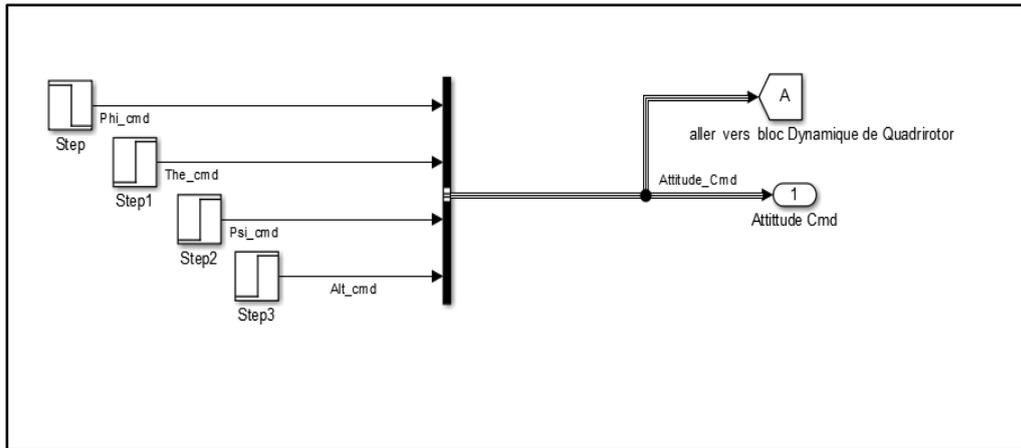


Figure III.9: Bloc commande d'Attitude.

III.4.2 Contrôle d'attitude:

Le bloc Numéro 2 sur la figure (III.8) Est le deuxième bloc dans la chaîne de contrôle Chargé de calculer et de corriger l'erreur des différents mouvements. Il a comme entrée la commande d'altitude et l'état, il fournit en sortie les quatre corrections des quatre différents mouvements roulis, tangage, lacet, altitude.

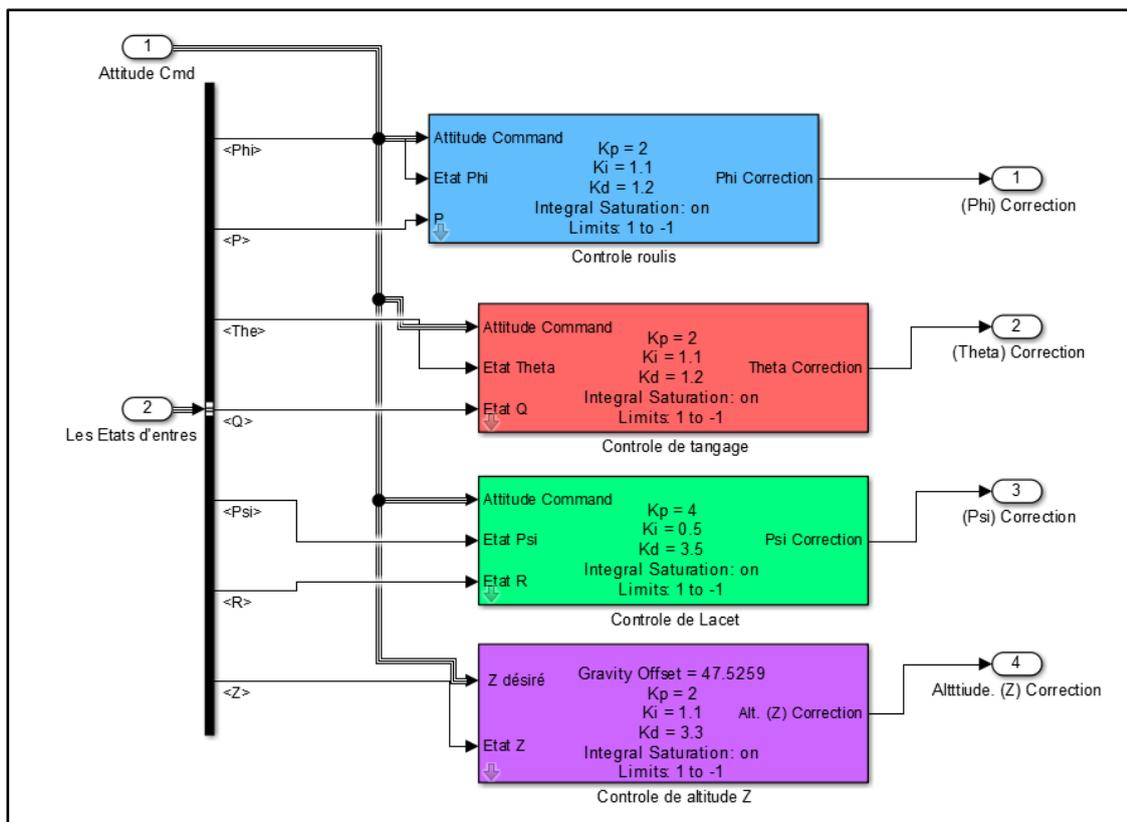


Figure III.10: Bloc contrôle d'Attitude.

III.4.3 La configuration :

Le bloc Numéro 3 sur la figure (III.8) décrit configuration qui est la configuration en « X »

❖ **Configuration en « X »:**

La configuration en « X » nécessite une rotation de 45° autour de l'axe Z. C'est à dire on place l'axe X entre les moteurs 1 et 2.

L'équation qui définit cette configuration est la suivante :

$$\begin{cases} mc1 = Altitude_{correction} - \theta_{correction} - \phi_{correction} - \psi_{correction} \\ mc2 = Altitude_{correction} + \theta_{correction} + \phi_{correction} - \psi_{correction} \\ mc3 = Altitude_{correction} + \theta_{correction} - \phi_{correction} + \psi_{correction} \\ mc4 = Altitude_{correction} - \theta_{correction} + \phi_{correction} + \psi_{correction} \end{cases}$$

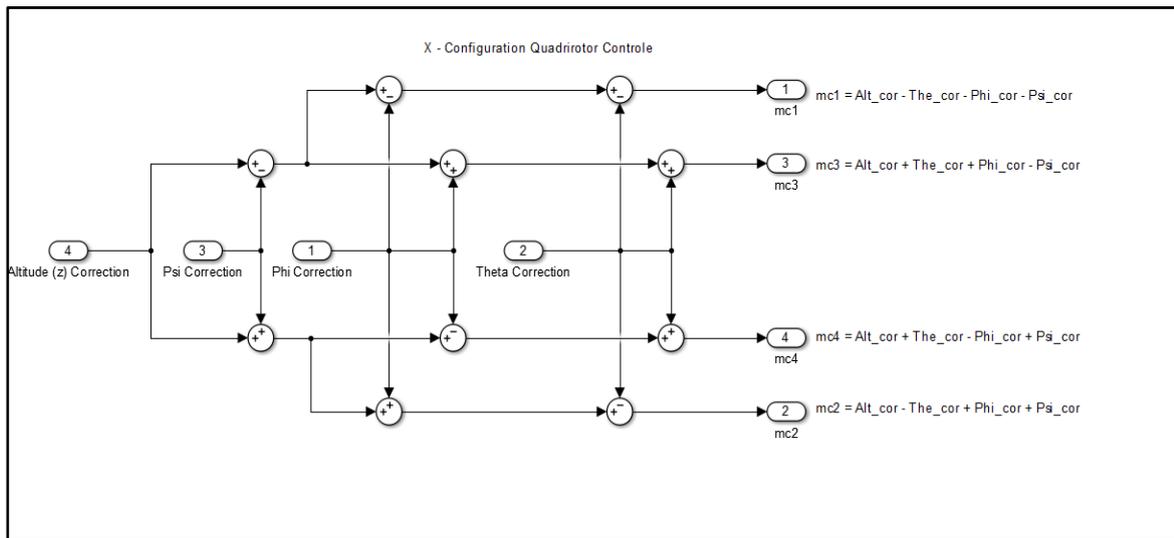


Figure III.11: Bloc de la configuration « X ».

III.4.4 Dynamique :

Le bloc Numéro 4 sur la figure (III.8) C'est l'implémentation de la dynamique du Quadrirotor.

Il est composé de trois sous-systèmes. Le premier, à pour but de définir la dynamique des moteurs c'est à dire la représentation mathématique du moteur [36] et [37], et l'équation principale (Équation d'état) qui a comme entrée les vitesses des quatre moteurs en Rotation / Minute(RPM), et le bruit généré au hasard par le bloc perturbation produit du bruit.

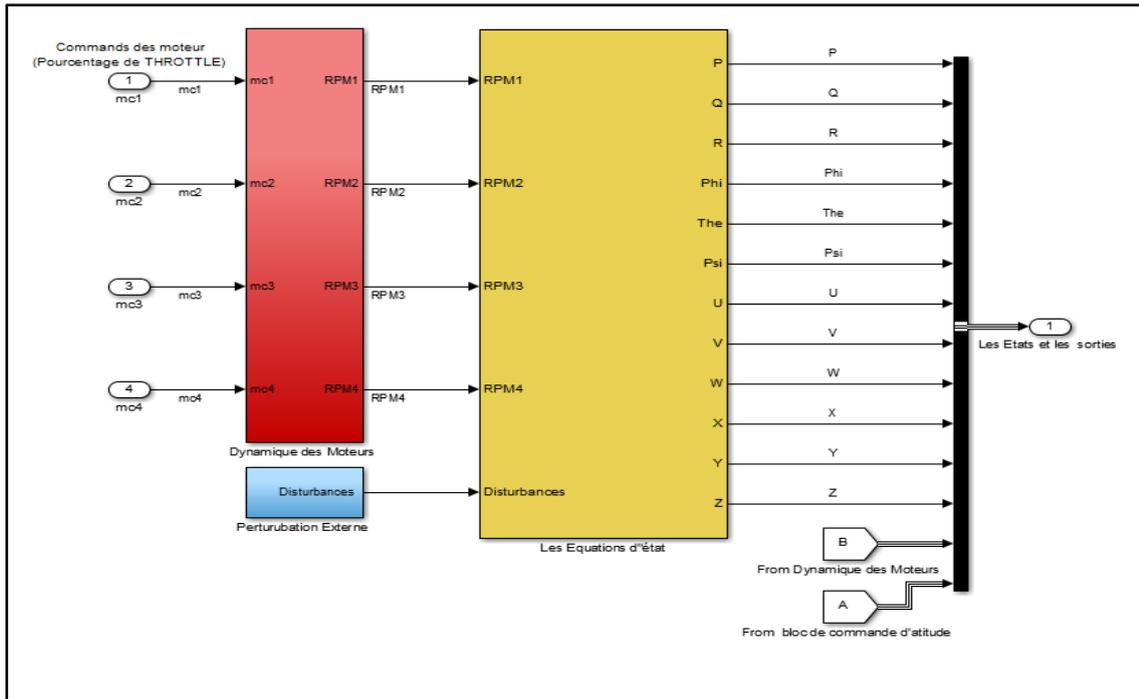


Figure III.12: Bloc Dynamique du Quadrirotor.

III.4.5 Charger les Conditions initiales:

Le bloc Numéro 5 sur la figure (III.8) Est un bouton qui charge les fichiers «. mat » sur le système de contrôle générale.

III.4.6 Ouvrir graphe : Etat des données:

Le bloc Numéro 6 sur la figure (III.8) Est un bouton qui ouvre l'interface des différents graphes qu'on va utiliser dans la suite.

III.4.7 Ouvrir GUI : Animations 3D:

Le bloc Numéro 7 sur la figure (III.8) Est un bouton qui ouvre l'interface qui piste le comportement et dessine le Quadrirotor, pendant toute la période de la simulation en utilisant les données enregistrées dans la variable "y_{out}". Grâce à l'outil 3D animation de Simulink.

III.4.8 Caractéristiques du Quadrirotor:

Dans ce travail, nous allons utiliser un modèle qui définit un Quadrirotor durant toutes les simulations. Le tableau suivant montre les valeurs utilisées :

Table III.1: Les caractéristiques du Quadrirotor.

Variables	Valeurs	Unité	Description
Moteur_m	0.039	<i>Kg</i>	Masse d'un moteur avec l'hélice
Moteur_dm	0.240	<i>m</i>	La distance du moteur par rapport au centre du Quadrirotor
Moteur_h	0.046	<i>m</i>	Hauteur du moteur par rapport au centre du bras porteur
Moteur_r	0.0140	<i>m</i>	Rayon d'un moteur
ESC_m	0.035	<i>g</i>	Masse d'un ESC
ESC_a	0.025	<i>m</i>	Largeur d'un ESC
ESC_b	0.068	<i>m</i>	Longueur d'un ESC
ESC_ds	0.150	<i>m</i>	Distance d'un ESC par rapport au Quadrirotor
Châss_m	0.450	<i>g</i>	Masse de châssis
Châss_r	0.150	<i>m</i>	Rayon de châssis
Châss_H	0.070	<i>m</i>	Hauteur de châssis
Bras_m	0.085	<i>g</i>	Masse d'un bras
Bras_r	0.010	<i>m</i>	Rayon d'un bras
Bras_l	0.150	<i>m</i>	Longueur d'un bras
Bras_db	0.1768	<i>m</i>	Distance entre le centre du Quadrirotor au début d'un bras
I_x	0.0155	Kg/m^2	Valeurs de la matrice d'inertie
I_y	0.0155	Kg/m^2	
I_z	0.0247	Kg/m^2	
g	9.8100	$m.s^{-2}$	Force de gravité
mass	1.400	<i>Kg</i>	Masse totale de Quadrirotor
T	0.076	<i>N</i>	Valeur de poussée
C_T	$1.4825e^{-6}$	/	Coefficient de poussée

III.5 Conditions initiales:

Nous allons créer les conditions initiales montrés dans le tableau suivant:

Table III.2: Les conditions initiales.

Variables	Valeurs	Unité	Description
P	0	<i>deg/s</i>	Vitesse angulaire par rapport à l'axe x
Q	0	<i>deg/s</i>	Vitesse angulaire par rapport à l'axe y

R	0	deg/s	Vitesse angulaire par rapport à l'axe z
U	0	m/s	Vitesse de translation par rapport à l'axe x
V	0	m/s	Vitesse de translation par rapport à l'axe y
W	0	m/s	Vitesse de translation par rapport à l'axe z
Φ	10	Deg	Angle d'Euler par rapport à l'axe x
Θ	0	Deg	Angle d'Euler par rapport à l'axe y
Ψ	0	Deg	Angle d'Euler par rapport à l'axe z
X	0	M	La position du Quadrirotor par rapport l'axe x dans le repère E-Frame
Y	0	M	La position du Quadrirotor par rapport l'axe y dans le repère E-Frame
Z	0	M	La position du Quadrirotor par rapport l'axe z dans le repère E-Frame
ω_1	0	RPM	La vitesse de rotation du moteur 1
ω_2	0	RPM	La vitesse de rotation du moteur 2
ω_3	0	RPM	La vitesse de rotation du moteur 3
ω_4	0	RPM	La vitesse de rotation du moteur 4

III.6 Résultats de Simulation et interprétation:

Dans ce qui suit, nous présenterons les résultats obtenus de la simulation. Nous intéressons aux performances dynamiques en faisant varier les valeurs des paramètres P, I, D, afin de trouver les valeurs convenables pour assurer la stabilité du système.

Plusieurs tests ont été réalisés pour assurer la stabilité du système. Des valeurs des gains du PID trouvées sont présentées dans le tableau suivant:

Table III.3– Les valeurs de PID pour le test stable.

Mouvements	P	I	D
<i>Roulis</i>	2	1.1	1.2
<i>Tangage</i>	2	1.1	1.2
<i>Lacet</i>	4	0.5	3.5
<i>Altitude Z</i>	2	1.1	3.3

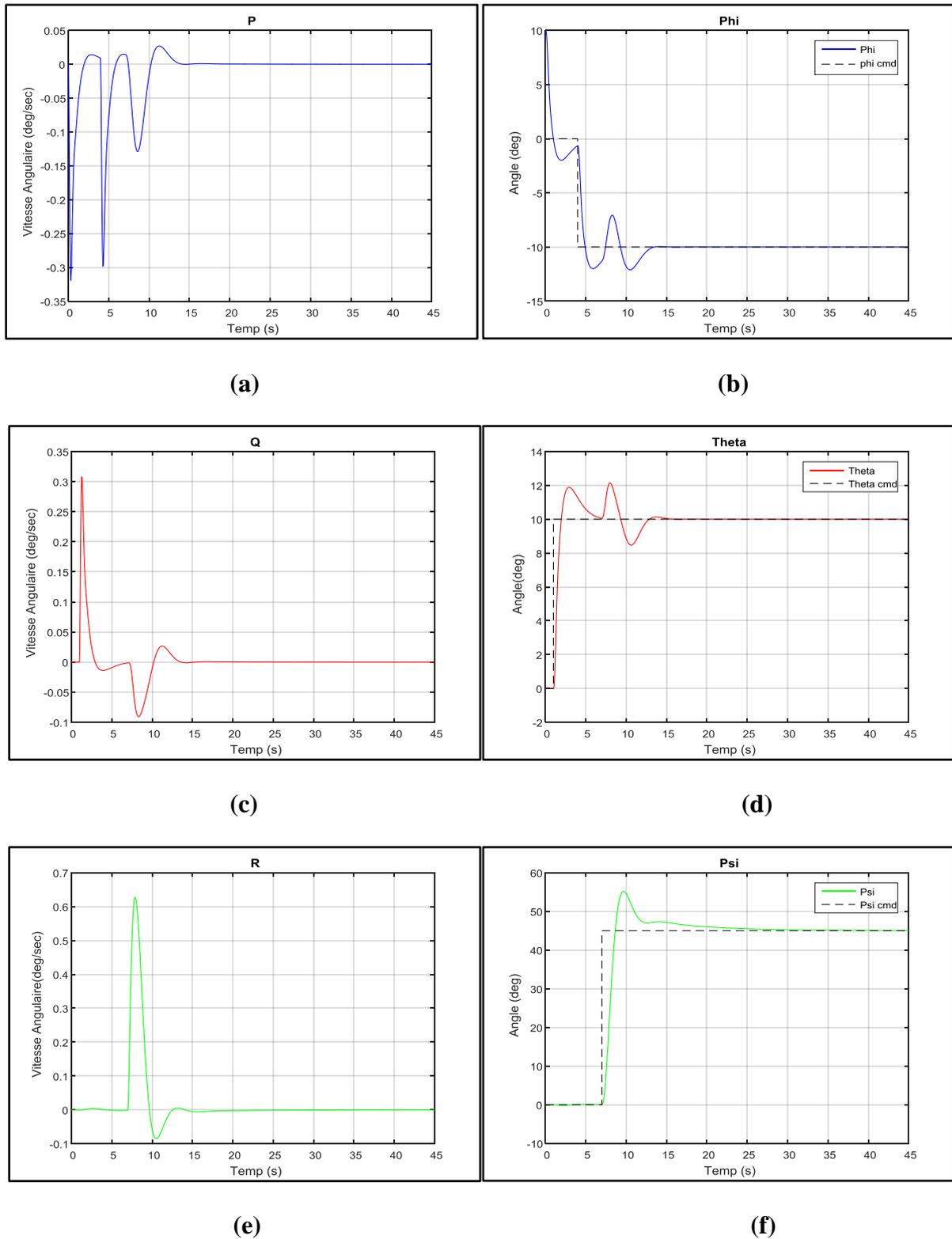
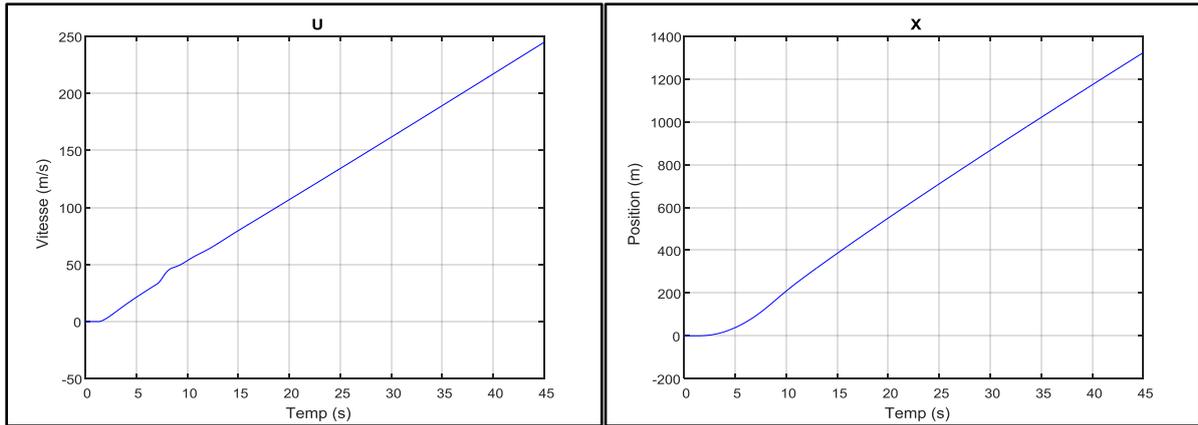
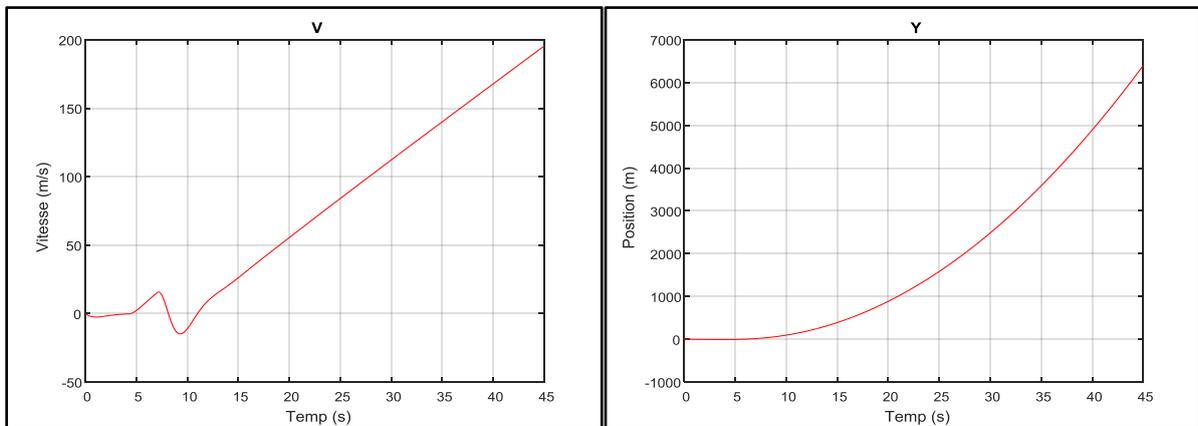


Figure III.13: Vitesse et position angulaire du contrôle Altitude.



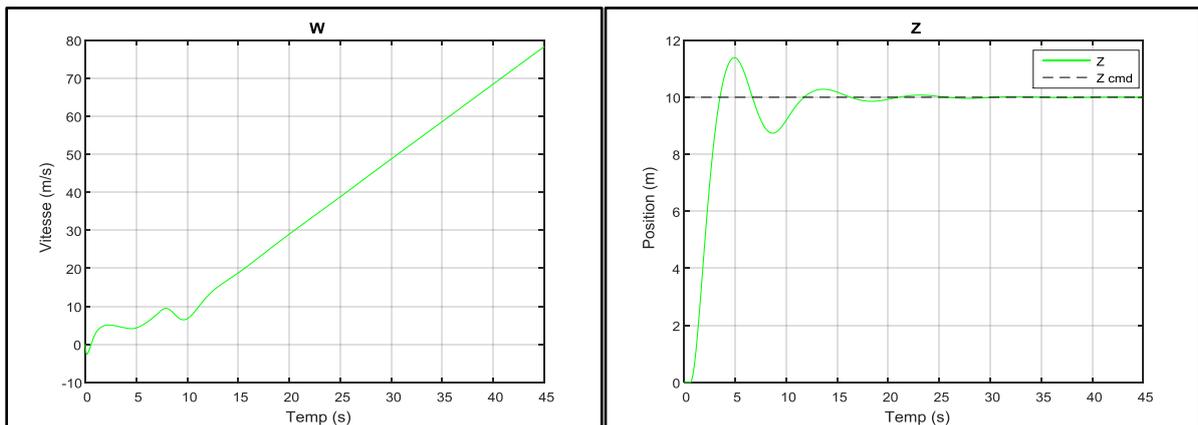
(g)

(h)



(i)

(j)



(k)

(l)

Figure III.14: Vitesse et position linéaire du contrôle Altitude.

- Les graphes de la Figure (III.13) représentent les positions et les vitesses angulaires, les Figures (b), (d) et (f) présentent les résultats de simulation pour les angles du Quadrirotor, soit le suivi des valeurs des angles désirées selon les axes (X Y Z) en appliquant la loi de commande de type PID. Nous pouvons constater ainsi qu'il y a un bon suivi pour ces angles sur l'ensemble de mission malgré une certaine erreur à $t=3s$ pour φ et à $t=8s$ et $t=6s$ pour φ et à $t=8s$, $t=11s$ pour θ .
- Figures (a), (c) et (e) présentent les vitesses angulaire selon l'axe x, y, z
- La Figure (III.14) représente La vitesse par rapport à l'axe ce qui explique la stabilité du mouvement vertical (Altitude).
- Figures (g), (i) et (k) présentent les vitesses de translation linéaire selon l'axe x, y, z.

Vitesses des moteurs :

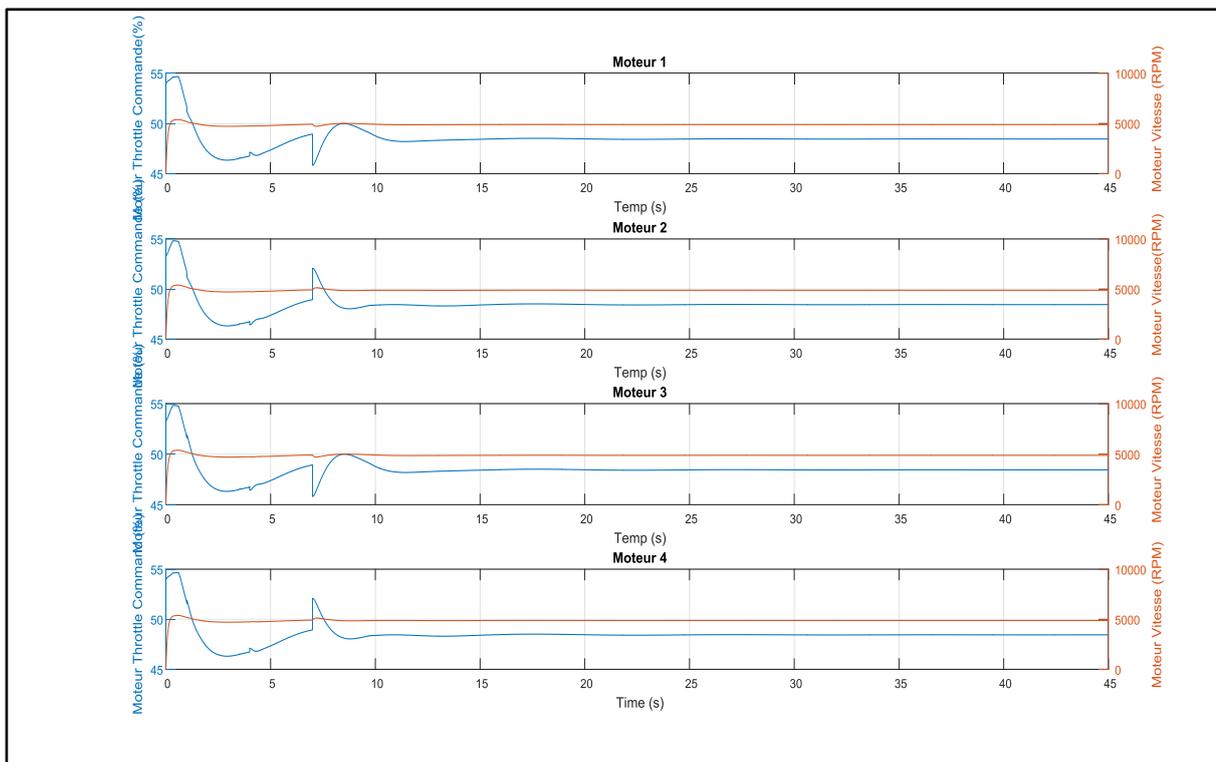


Figure III.15: Vitesse des moteurs du Quadrirotor.

La Figure (III.15) représente Les vitesses des moteurs, on note que les vitesses des moteurs sont Proportionnées au commande des gaz et les moteurs 1 et 3 tourné dans le même sens Et 2,4 tourné en sens contraire.

L'Animation 3D :

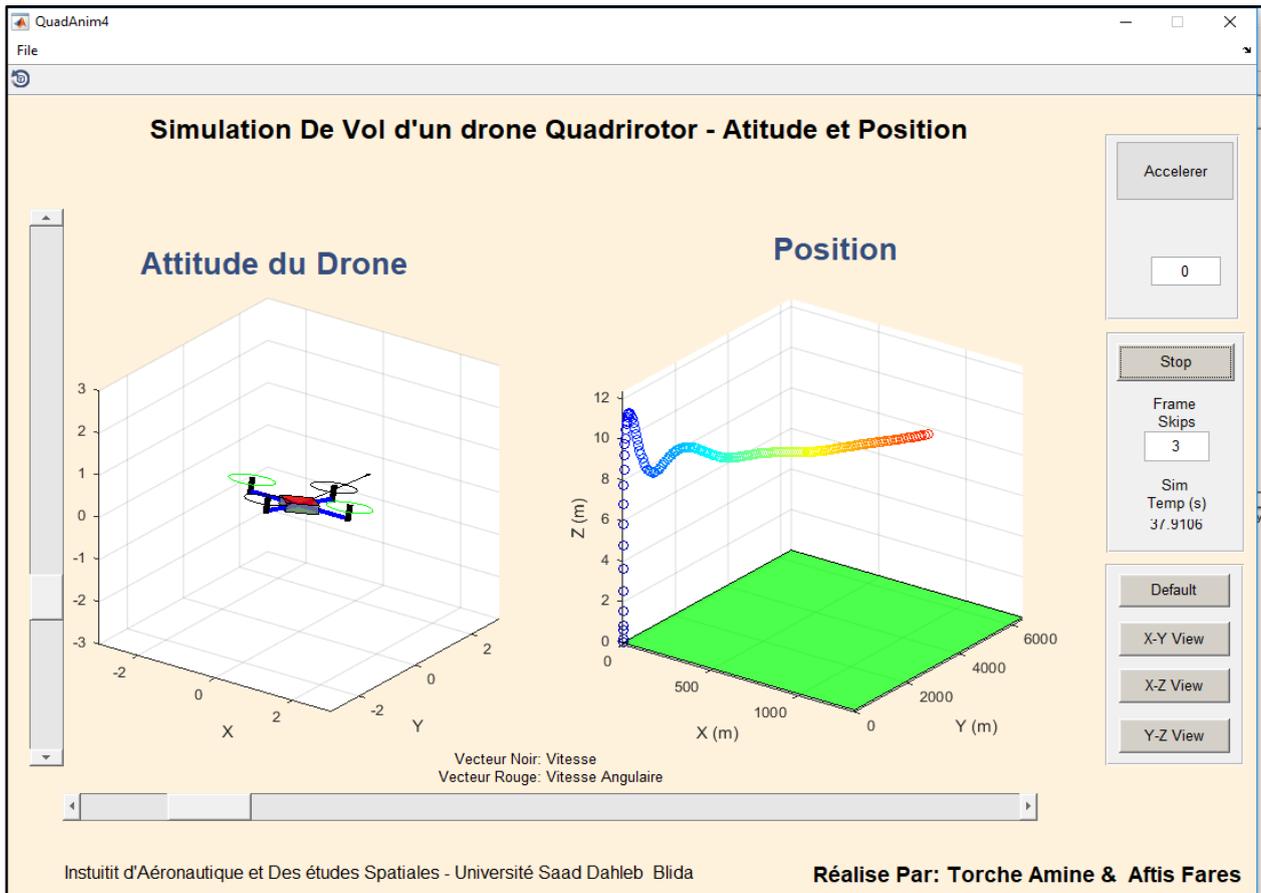


Figure III.16: Animation 3D du vol d'un drone Quadrirotor.

La Figure (III.16) représente l'animation en 3D du contrôle d'attitude, il illustre la trajectoire de vol dynamique sélectionnée pour toutes les simulations. La position en bas en bleu après le régime établi en rouge.

III.7 Conclusion :

Dans ce chapitre on s'est basé sur L'étude des mouvements d'un Quadrirotor, ceci nous a permis de construire un algorithme de contrôle plus performant, qui permet d'augmenter la rapidité du système ainsi que sa précision en changeant les valeurs des gains qui présente les paramètres PID. Chaque paramètre de régulateur influence directement sur la stabilisation du système. D'après les résultats de la simulation, on a observé que l'erreur qui a été constatée avant l'utilisation de la commande de PID sera éliminé après l'utilisation cette dernière.



Chapitre IV :

**La réalisation du
Quadrirotor.**

IV.1 Introduction:

Dans ce dernier chapitre, on va résumer notre stage pratique au CRTI (Centre de Recherche en Technologies Industrielles).

D'abord on va donner une description de ce centre CRTI, ensuite on va détailler les différentes étapes de la construction de notre Quadrirotor.

Ainsi que l'emplacement et la définition de chaque composant et leurs caractéristiques puis on va passer vers le schéma de câblage et on va expliquer brièvement la mise en marche de la carte Autopilote PIXHAWK pas à pas placée sur notre Quadrirotor.

Finalement, les résultats obtenus seront présentés sous forme de photos et une vidéo à été enregistrée.

IV.2 Description de CRTI:

Le Centre de Recherche en Technologies Industrielles (CRTI), est un Établissement Public à caractère Scientifique et Technologique (EPST). LE CRTI, ex-CSC, compte un potentiel humain de 750 fonctionnaires. Par ailleurs, le centre dispose de plusieurs structures de recherche et de valorisation à travers le territoire national.

Le CRTI est chargé notamment :

- De réaliser les projets de recherche nécessaires au développement des technologies industrielles, notamment les techniques d'assemblage, le contrôle non destructif et la corrosion ;
- D'organiser, développer et promouvoir l'assurance qualité et le contrôle qualité des installations industrielles ;
- De développer et contribuer à la réalisation des recueils, normes et standards relatifs aux technologies d'assemblages, du contrôle non destructif des installations industrielles et de la corrosion des matériaux métalliques ;
- De perfectionner, vérifier et utiliser les équipements de soudage, de contrôle non destructif, d'analyse et de mesure ;
- De développer la recherche appliquée dans le domaine de la sidérurgie et métallurgie, telle que l'élaboration et la caractérisation des aciers et alliages spéciaux ;
- De maîtriser et de développer la mécatronique et la maintenance appliquée aux installations industrielles ;

- De développer des programmes de recherche dans l'élaboration, la caractérisation et l'étude du comportement des matériaux non métalliques tels que les composites, les céramiques, etc. ;
- De développer des programmes de recherche dans la technologie du traitement de surface des matériaux et leurs applications.

Actuellement, le CRTI, dont le siège central est situé à Chéraga, Alger, compte six divisions de recherche parmi ces divisions :

- La plate-forme technologique mécatronique située dans la zone industrielle de Bou Ismail/Wilaya de Tipaza ;

IV.2.1 Activités de recherche

- Sidérurgie et Métallurgie.
- Contrôle Non Destructif (CND).
- Corrosion.
- Technologie Industrielle.
- Soudage et techniques connexes.

IV.2.2 Description la Plateforme mécatronique de Bou Ismail-Tipaza:

Le CRTI joue un rôle majeur dans la création de pôles scientifiques et technologiques, et s'implique fortement dans leur organisation et leur animation. Le pôle de Bou-Ismaïl contribue à la création d'une dynamique d'échange entre les structures de recherche du centre et les différents acteurs du secteur industriel. De ce fait il constitue un ensemble cohérent destiné à la recherche, à l'enseignement et au transfert de technologie. Dans le cadre de ses missions de prototypage, la plateforme abrite un projet structurant dont l'impact socio-économique est de grande importance. En Algérie, le service mécatronique s'inscrit dans le cadre des activités de développement technologique et d'innovation de la plate-forme de Bou Ismaïl, il mène un projet d'importance capitale portant sur l'étude et la réalisation d'un prototype d'avion sans pilote (Drone). Ce projet a permis de se lancer dans une technologie complexe nécessitant un savoir-faire pluridisciplinaire (La mécanique l'électronique, l'informatique, les télécommunications, les matériaux composites, la simulation numérique) notamment. A long terme, ce projet devra créer et à mettre en place une base de construction aéronautique en Algérie.

IV.3 Les composants:

La première chose à comprendre est « De quoi est composé un drone », dans notre cas un Quadrirotor. Avant de rentrer dans les détails de chaque élément, nous allons faire la liste :

1. Le châssis.
2. Contrôleurs de vitesse (ESC) (Electronic Speed Control)
3. La batterie LIPO
4. Moteurs brushless CF2822
5. La radio-commande
6. Les hélices (02 pour le sens horaire et 02 autres pour le sens antihoraire)
7. Le contrôleur de vol PIXHAWK

IV.3.1 Le Châssis:

Le Châssis est la structure qui contient tous les composants ensemble. Le cadre doit être rigide et être capable de réduire au minimum les vibrations provenant des moteurs. Le châssis comporte quatre bras qui forment une croix. Suivant les règles de la construction mécanique.

Il existe plusieurs configurations possibles : en « X », en « + » et en « H ».



Figure IV.1: Types de châssis de Configuration en « X ».

IV.3.2 Les Contrôleurs de vitesse (ESC):

Un contrôleur électronique de vitesse est un circuit électronique utilisé pour varier la vitesse d'un moteur électrique. Il sert aussi comme frein dynamique du système. L'ESC contrôle le moteur brushless en convertissant le courant continu provenant de la batterie en un courant triphasé alternatif. L'ESC doit gérer le courant maximum que le moteur peut consommer, et pouvoir l'alimenter au bon voltage.

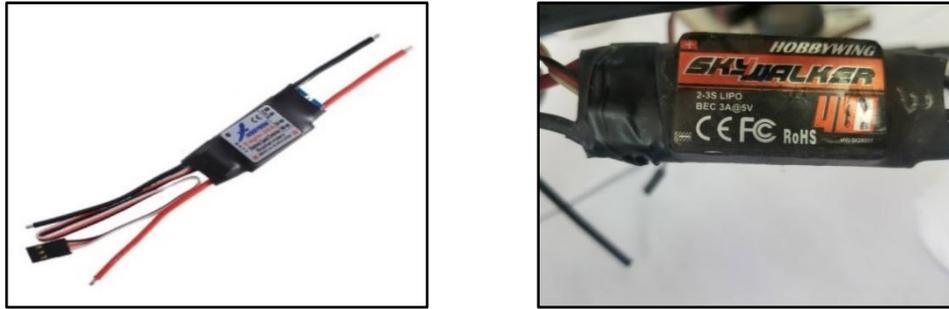


Figure IV.2: Contrôleurs de vitesse (ESC).

IV.3.3 La batterie LIPO:

Les batteries Lithium Polymère (LiPo) sont les plus fréquemment utilisées grâce à leur poids léger, leur densité d'énergie, leur longue autonomie et la possibilité de les recharger. La capacité d'une batterie est mesurée en Ampère-heure (Ah) et varie pour les drones de taille moyenne entre 2 à 3 Ah. Plus grande est la capacité, plus long sera le temps de vol.

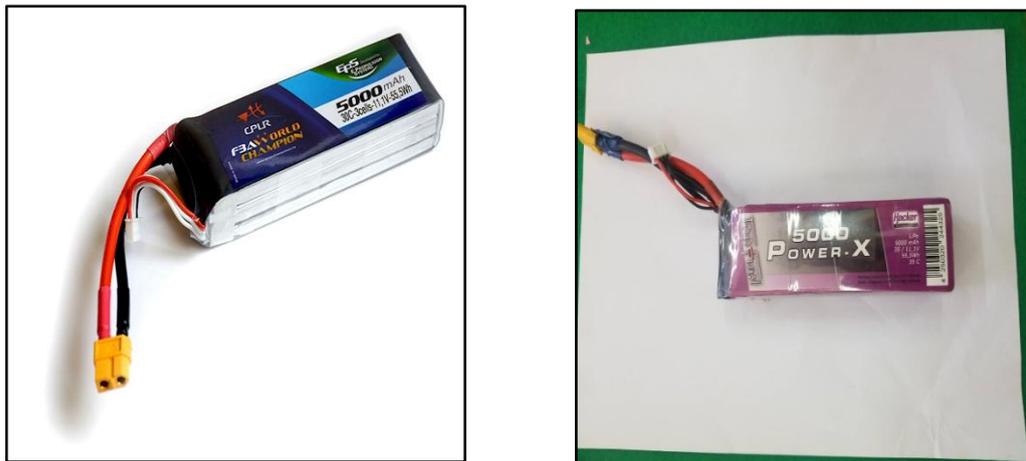


Figure IV.3: La batterie LIPO.

IV.3.4 Le moteur brushless:

Un moteur brushless CF28-22, ou machine synchrone autopilotée à aimants permanents, est une machine électrique de la catégorie des machines synchrones, dont le rotor est constitué d'un ou de plusieurs aimants permanents d'un capteur de position rotorique.

On donne quelques caractéristiques de ces moteurs :

- Le poids est de 39g.
- des hélices de 9 à 10 pouces.
- Le Moteur peut supporter jusqu'à 750 g.



Figure IV.4: Le moteur brushless CF28-22.

IV.3.5 La Radio-Commande:

Elle se compose d'un boîtier de commande et d'un récepteur qui sera placé sur le Quadrirotor. Le choix de la radio-commande dépend beaucoup de ce que l'on veut faire avec le Quadrirotor. Une radio-commande doit idéalement comporter 6 voies pour piloter un Quadrirotor. Ces 6 voies se répartissent comme suit : 4 voies sur les manettes et 2 voies sur des interrupteurs pour actionner certaines fonctions. Il existe deux modes de configuration des manettes, le premier mode dans lequel les gaz sont à droite et le deuxième mode où les gaz sont à gauche. Certaines radios fonctionnent dans les deux sens, c'est-à-dire qu'elles peuvent envoyer des ordres à l'émetteur mais aussi recevoir des informations. Sur la plupart des récepteurs il est possible de choisir la répartition des commandes (lacet, roulis et tangage) sur les sticks de droite et de gauche.



Figure IV.5: La Radio-Commande

IV.3.6 Les hélices:

Elles doivent être adaptées à la taille de l'engin mais aussi aux moteurs que vous avez choisis. Vous trouverez généralement des conseils sur la fiche technique de votre moteur.



Figure IV.6 : Les hélices.

IV.4 Schéma de Câblage du drone :

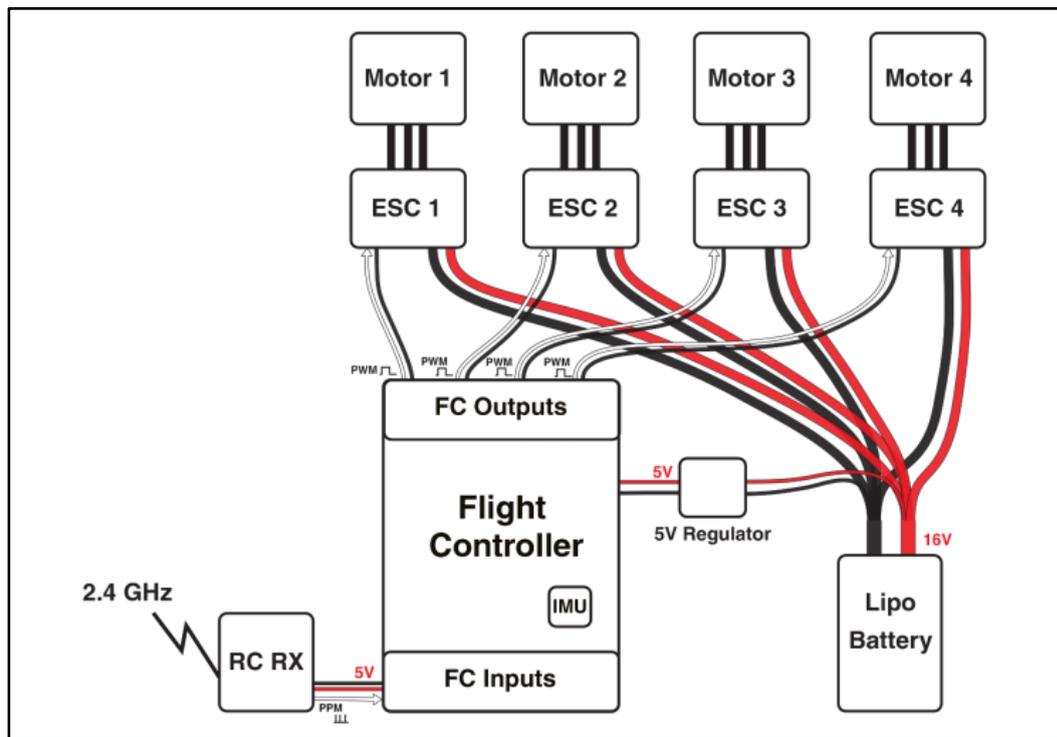


Figure IV.7: Schéma de câblage du drone.

IV.5 Description de la carte PIXHAWK:

Le 3DR PX4 PIXHAWK est un pilote automatique haut de gamme spécialement conçue par 3D Robotics. Le microprocesseur avancé est accompagné du capteur de ST Microelectronics® ainsi que NuttX, un système d'exploitation en temps réel le tout offrant une performance, une flexibilité et une fiabilité incroyables pour contrôler tout véhicule autonome.

Parmi les avantages de PIXHAWK, le multithreading intégré. Cet environnement de programmation identique à Unix/Linux, propose des fonctions du pilote automatique au langage de script Lua pour les missions et comportements de vol, et une couche conductrice PX4 personnalisée garantissant des délais très courts dans tous les processus pour des fonctionnalités avancées illimitées à votre drone. PIXHAWK facilite les nouveaux utilisateurs du système à découvrir le pilotage automatique ainsi qu'aux opérateurs d'APM et de PX4.

❖ Caractéristiques:

- Microprocesseur avancé ARM Cortex® M4 32 bits fonctionnant sous NuttX RTOS
- 14 sorties PWM/servo (8 avec failsafe et commande manuelle, 6 auxiliaires, compatibles haute puissance)
- Multiples connectiques pour des périphériques supplémentaires (UART, I2C, CAN)
- Système intégré de sauvegarde pour la restauration en vol (failsafe) et commande manuelle avec processeur dédié et une alimentation autonome
- Système de pilote automatique et mode manuel en override
- Entrées d'alimentation redondantes et basculement automatique
- Bouton de sécurité externe pour l'activation du moteur aisée
- Indicateur LED multi-couleur.
- Avertisseur sonore Piezo.
- Carte micro-SD pour l'enregistrement des données.

La carte Contient les capteurs suivants :

- GPS externe de la carte ;
- Air speed indicateur + sonde Pitot externe de la carte ;
- Altimètre encastrée dans la carte ;
- Accéléromètre 3axes encastrée dans la carte ;
- Gyroscope 3axes encastrée dans la carte ;
- IMU 9axes encastrée dans la carte ;
- 2 modules de transmission Data 433MHZ ou 915MHZ,

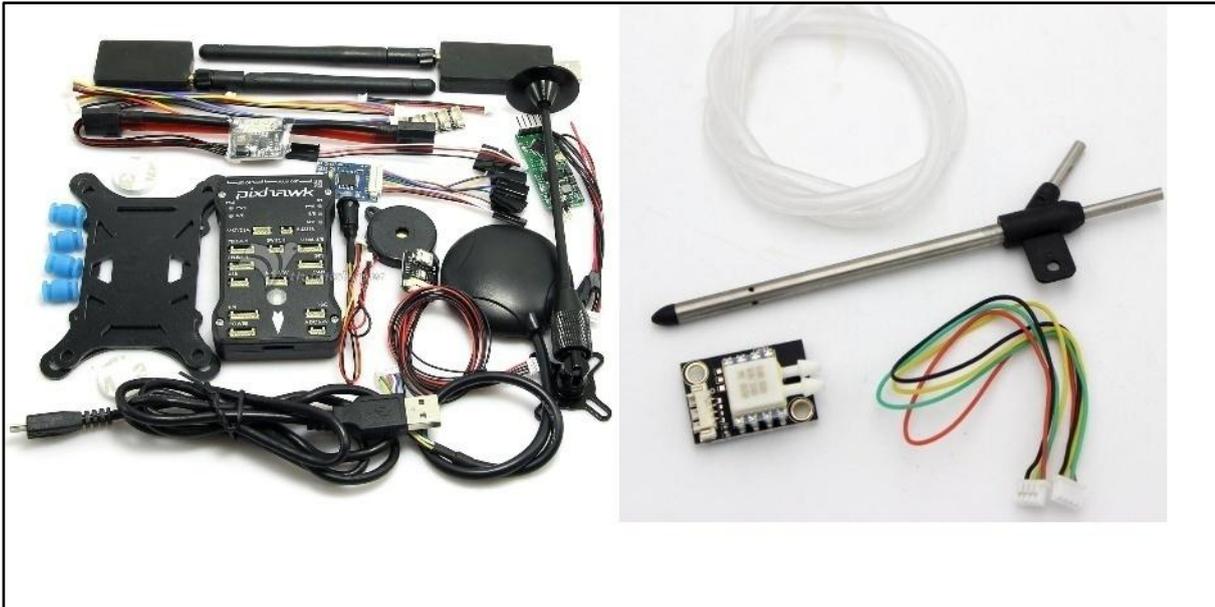


Figure IV.8: Différentes caractéristique de carte PIXHAWK.

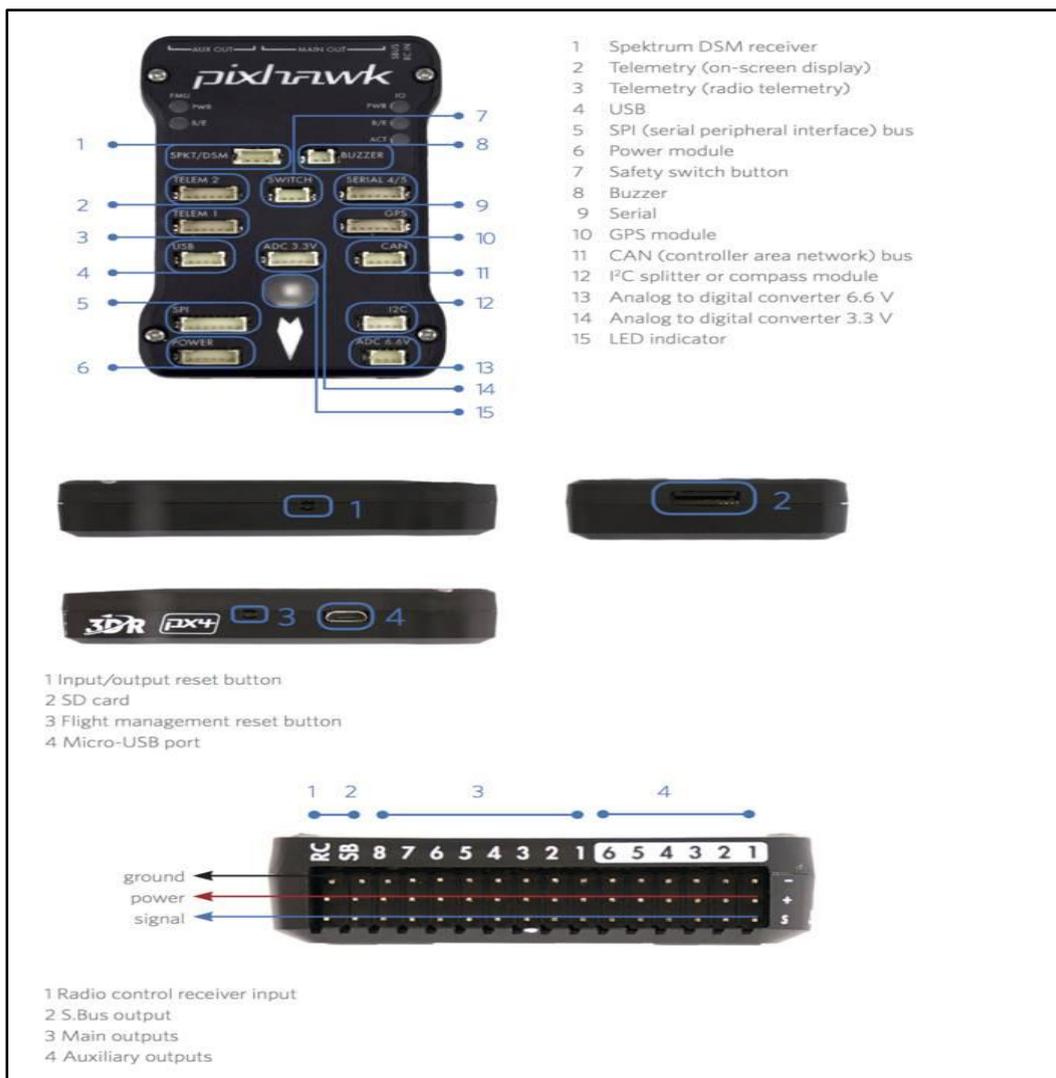


Figure IV.9:Explication des différentes entres et sorties de PIXHAWK.



Figure IV.10: Photo réelle de notre carte PIXHAWK.

IV.6 Mise en marche de l'autopilote PIXHAWK pas à pas :

Pour commencer, il nous faut :

- Le logiciel gratuit "Mission Planner" : qui est une station de contrôle au sol pour Plane, Copter et Rover. Il est compatible avec Windows uniquement. Mission Planner peut être utilisé comme utilitaire de configuration ou comme supplément de contrôle dynamique pour notre véhicule autonome.

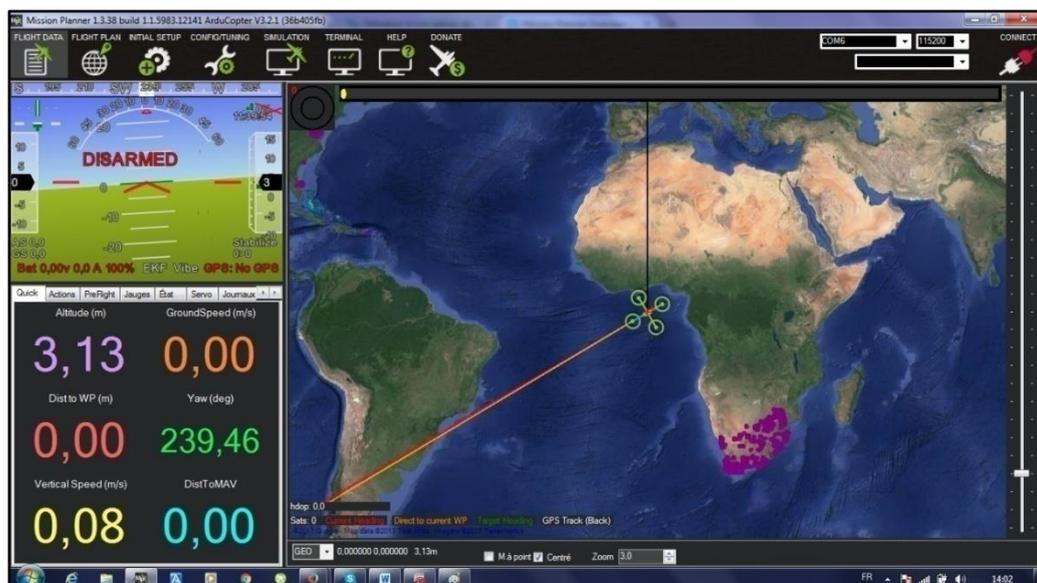


Figure IV.11: Interface Mission Planner.

Etapas de configuration de la carte PIXHAWK

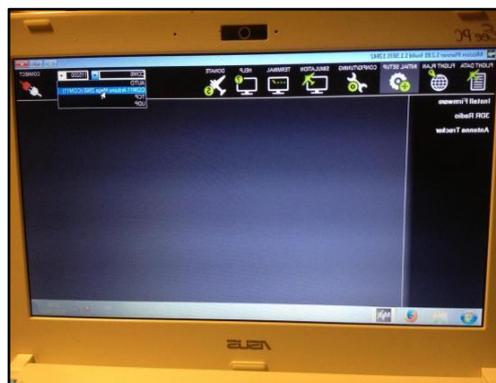
1. Connexion de la carte ardupilot au pc

Après avoir installé le driver et le logiciel Mission Planner, on va lancer Mission Planner et brancher notre carte pixhawk au port USB de notre PC.

Il faut avoir cet écran avec le numéro du port COM de notre carte pixhawk qui apparaît en à droite.

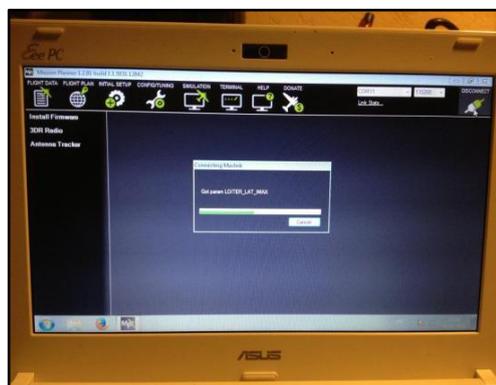


Ensuite il faut renseigner le numéro du port COM. de pixhawk en haut à droite du Mission Planner comme sur la photo à droite- La vitesse de transmission est de 115200 par le port USB



Puis un clic sur le logo "connect" pour connecter la carte au PC. Si ça ne se connecte pas, c'est qu'il y a un problème avec le numéro de port com ou la vitesse de transmission n'est pas bonne.

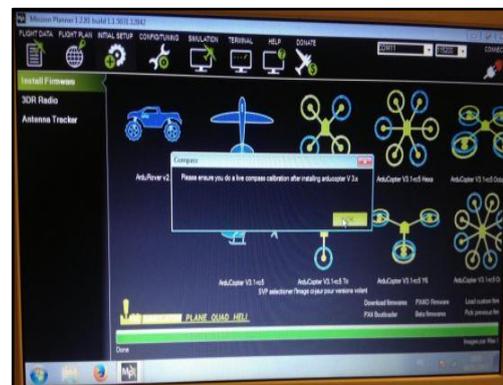
Si tout se passe bien, on aura une fenêtre qui s'ouvre pour charger les paramètres de la carte dans Mission Planner comme sur la photo.



2. Chargement du firmware
 Ensuite, on va aller dans le menu "INITIAL SETUP" / instal firmware et un clic sur le type de multicoptere qu'on a pour charger la dernière version du firmware dans notre carte pixhawk comme sur la photo . Le logo "CONNECT" doit rester rouge (mode déconnecté).
NOTE: Si le firmware ne se charge pas, il faut débrancher les ESC de la pixhawk.



Puis la barre de progression va se remplir en vert deux fois, une fois pour le chargement du firmware, et l'autre pour la vérification, en suite il faut cliquer sur "OK" comme sur la photo quand la procédure est terminée.

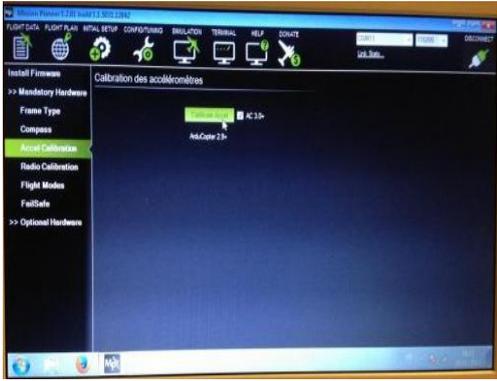


Ensuite, reconnectez la carte pixhawk en haut à droite de Mission Planner (le logo doit repasser en vert).
 Allez dans INITIAL SETUP/ Mandatory Hardware/ Frame Type pour configurer le type de multicoptère qu'on a (+,x, ou v) voir photo



3. Configuration du compas
 Allez dans INITIAL SETUP/ Mandatory Hardware/ Compass, puis sélectionnez le type de compas qu'on a.
 "pixhawk with on board compass" si on a une pixhawk avec compas intégré
 "pixhawk with external compass" si on a un



<p>GPS + compas en dehors de la carte.</p> <p>Puis un clic sur le bouton "Live Calibration" et on a 60 sec pour faire les mouvements qui vont servir à calibrer notre compas. Ensuite on va valider la valeur trouvée par mission planner pour la calibration de notre compas avant de passer à l'étape suivante.</p>	
<p>4. <u>Calibration des accéléromètres</u></p> <p>Pour ça il faut aller dans INITIAL SETUP/ Mandatory Hardware/ Accel Calibration puis un clic sur le bouton "Calibrate Accel"</p> <p>suivre la procédure comme indiquée sur l'écran de notre PC</p> <ol style="list-style-type: none"> 1) Posez le quadri bien à plat et un clic sur le bouton "Click whendone" 2) Posez le quadri sur le coté gauche bien perpendiculaire a la table et clic sur "Whendone" 3) Posez le quadri sur le coté droit bien perpendiculaire à la table et clic sur "Whendone" 4) Posez le quadri bien à plat sur le dos et clic sur "Whendone" 5) Posez le quadri sur la table avec la flèche vers le haut et clic sur "Whendone" 6) Posez le quadri sur la table avec la flèche vers le bas et clic sur "Whendone" <p>Quand il y a "Calibration successful" c'est tout bon!</p> <p>Et là, il faut :</p>	

5. Calibration de la radio sur Mission

Planner

Avant de calibrer la radio, il faut attribuer les inters 2 et 3 positions mixés entre eux sur le CH5 de la radio pour des différents modes de vol.

Allez dans le menu INITIAL SETUP/

Mandatory Hardware/ Radio Calibration

Faites un clic sur le bouton "Click whendone" et bougez les manches et les inters dans tous les sens pour calibrer leurs courses dans Mission Planner.

Répondre ok au différent message puis cliquez sur le bouton "Saving" et ensuite "Completed" que les voies de la radio sont dans le bon sens.

- Si on augmente les gaz, le barre-graphe vert dans Mission Planner doit monter.
- Si on pousse le manche du Roll vers la droite, le barre-graphe vert du Roll doit aller vers la droite.
- Si on pousse le manche du Yaw vers la droite, le barre-graphe vert du Yaw doit aller vers la droite.

Vérifiez :

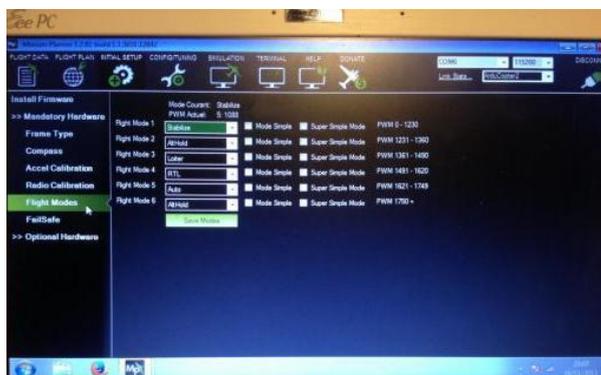
- En revanche, si on monte le manche du pitch, le barre-graphe vert du pitch doit descendre.



6. Réglage du mode de vol:

C'est la partie la plus complexe car il faut programmer la radio pour qu'avec au moins un inter 3 positions sur le CH5 on ait les différentes valeurs qui vont nous permettre d'allumer les différents modes de vol sur la page ; voir la photo à droite

Un inter 3 positions vous donnera 3 modes de vol. Si on veut plus de modes de vol, il faudra mixer plusieurs inters entre eux sur le même CH5.



Il ya 13 modes de vol disponibles dans pixhawk: Copter, dont 4 sont régulièrement utilisés comme "stabilize", "Alt Hold", "Loiter", et "RTL". On peut les configurer en procédant comme suit:

- Allumez notre émetteur RC
- Connectez le pixhawk a Mission Planner
- Allez dans INITIAL SETUP/Mandatory Hardware/Flight Modes
- Si on enclenche l'interrupteur de mode de vol de notre émetteur (canal 5), la barre de surbrillance verte se déplace vers une position différente.
- Utilisez le menu déroulant sur chaque ligne pour sélectionner le mode de vol pour cette position de l'interrupteur en sorte qu'au moins une position de commutation reste assignée à "stabilize"
- Lorsqu'on a terminé, on appuyé sur le bouton "Save Modes".
- En général lors du premier démarrage de notre ArduCopter, il faut progresser à travers les modes de vol dans l'ordre indiqué ci-dessous, en étant sûr qu'on est à l'aise avec ces derniers avant de passer à la suivante.
- Voir les modes de vol ci-dessous pour plus de détails.

Stabilize Le multicopter utilise les gyros et les accéléromètres pour un vol stable

Alt Hold Il utilise en plus le baromètre pour se stabiliser en altitude

Loiter Il utilise le GPS pour garder sa position géographique si on lâche les commandes

RTL c'est un retour au point de décollage automatique

Auto c'est un vol planifié entièrement automatique du décollage à l'atterrissage

IV.7 Les tests effectués sur terrain:

Après apprentissage sur la carte de l'autopilote PIXHAWK, on a programmé un essai de vol de petite durée pour un Quadrirotor qui été fabriqué dans la plateforme technologique de Bou Ismail, c.à.d. Arriver à faire un vol manuel de ce Quadrirotor pondant 3 minutes.

1. Charger les coordonnés de lieu de mission :

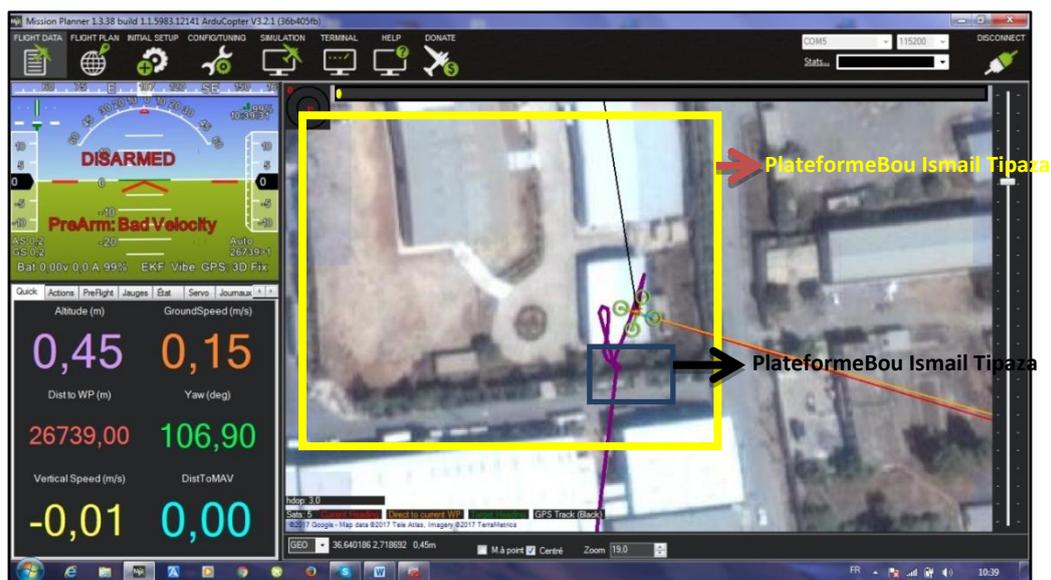


Figure IV.12: Charger les coordonnés de lieu de mission.

Les photos de mission :





Figure IV.13: Test vol du drone Outdoor.



Figure IV.14: Test vol du drone Indoor.

IV.8 Conclusion :

Dans ce chapitre nous avons présenté l'essentiel de notre stage pratique Au niveau de CRTI qui consiste à la réalisation d'un Quadrirotor toute en parlant sur les différents composants de ce drone et les étapes qu'on a suivi pour atteindre notre objectif qui est la réalisation d'un Quadrirotor à base d'une carte Autopilote PIXHAWK.

Conclusion générale

L'objectif principal de ce travail de mémoire est de réaliser un drone de configuration Quadrirotor, et comme toute réalisation aéronautique la simulation de la dynamique de vol est une étape primordiale, un modèle mathématique dynamique de complexité minimal et simplifié a été exploité et les équations des différentes forces et moments ayant un impact sur le Quadrirotor ont été implémentés sous Matlab, sous simulink le modèle implémenté et les algorithmes de contrôle de la commande par régulation PID utilisés, nous a permis de reproduire par simulation et contrôler les différents comportements du drone Quadrirotor. Les résultats ont été présentés à l'aide de l'outil Scope ou par commande plot en plus d'une interface graphique montrant le 3D de l'attitude et de la position du drone.

La réalisation d'un drone de type Quadrirotor à été achevée, autour d'une carte Autopilote PIXHAWK, avec quatre moteurs Brushless et des hélices, un system de localisation GPS et une batterie d'alimentation en courant continu, la mise en marche et les essais de vol ont été réalisés au niveau des Centre de Recherche en Technologies Industrielles - CRTI de BOUSMAÏL (TIPAZA).

Des distances parcourues de plus de 250 m, une stabilité relative à été remarquée lors des expériences de vols, ce qui reproduit l'allure dans les résultats de la simulation de la dynamique du Quadrirotor lors de l'utilisation dans les mêmes conditions avec les mêmes paramètres d'une façon acceptable.

Perspectives :

En perspectives, et pour développer et améliorer ce travail, nous comptons réaliser les tâches suivantes :

- Améliorer la génération des perturbations dans la plate-forme Simulink pour avoir plus de précision et des Résultats plus proches de la réalité, ce qui peut représenter un travail d'optimisation.
- Implémenter les algorithmes de contrôle étudiés dans le chapitre III sous une carte ARDUINO en utilisant l'extension ARDU-PILOT sous MATLAB et l'interface LABVIEW.

Bibliographe

- [1] K. Adi, "Conférence," in tutorial complet sur la monté des drones, 2015.
- [2] Wikipedia, "Drone." <https://fr.wikipedia.org/wiki/Drone#D.C3.A9finition>.
- [3] J.Baichtal, Building Your Own Drones: A Beginners Guide to Drones,UAVs,andROVs. quepublishing.com, 2015.
- [4] Onera, "Conférence," in Mieux connaître les drones, 2015.
- [5] A. Tayebi, and S. Mcgilvray "Attitude stabilisation of a four rotor aerial robot", Proceedings of the 43rd IEEE Conference on Decision and Control, Atlantis, Paradise Island, Bahamas, December 2004.
- [6] Thèse Présentée à « L'Université d'Evry Val d'Essonne « par «Kadda ZEMALACHE MEGUENNI » .
- [7] M.Mokhtari, "*Observation et Commande de Drones Miniatures à voilures tournantes*", Université AboubekrBelkaid Tlemcen, Faculté de Technologie,2015.
- [8] All the World's Helicopters and Rotorcraft, www.aviastar.org
- [9]P. Brisset, "*Drones civils Perspectives et réalités*", École Nationale de l'Aviation Civile, Toulouse,France,2004.
- [10]R. Lozano, P. Castillo, S. Salazar et D. Lara, "*Stabilisation de véhicules aériens à décollage vertical*."
- [11] S. Bertrand, "*Commande de Droen Miniature à voilure Tournante*", Thèse de Doctorat, Université de Nice ,France,2007.
- [12] J.M. Bacon (1846-1904), "The Dominion of the Air: The Story of Aerial Navigation", The World Wide School, Nov. 1997
- [13] A. Batut, "Photographie aérienne par cerf-volant", La Nature, Volume 1897, Vingt-cinquième année, premier semestre : n° 1227 à 1252, pp. 69-70
- [14] K. P. Werrell, "The Evolution of the Cruise Missile", Maxwell Air Force Base, Ala.: Air University Press, 1985,
- [15]W. Wagner & W. P. Sloan, "Fireflies and Other UAVs", Arlington, Texas: Aerofax Inc., 1992, IX
- [16] G. Goebel, "Unmanned Aerial Vehicle", www.vectorsite.net/twuav.html
- [17].J. Bennet, "Biography of Reginald Leigh Denny",www.modelaircraft.org/museum/bio/Denny.pdf
- [[18] C. A. Jones, "Unmanned Aerial Vehicles (UAVs): an Assessment of Historical Operations and Future possibilities", Maxwell AFB, AL, Air Command and Staff College, March 1997. 63 p.
- [19] H. Guillemot, "U2 de A à Z", Ed. Express Prélude & Fugue, juin 2005
- [20] D. Tamir, S. Feldman, "Operationnal Concepts of UAVs For Tactical Recce", AFCEA Türkiye International Seminar, Ankara, 29-30 Sept. 1999

- [21] <http://www.israeli-weapons.com/weapons/aircraft/uav/scout/Scout.html>
- [22] A.H. Cordesman & A.R. Wagner, "The lessons of modern war – Volume IV – The Gulf War", Boulder, Westview, 1996
- [23] R. AbouSleiman, D. Korff, E. Gjioni and H. Chul Yang, "*The Oakland University Unmanned Aerial Quadrotor System*", the 2008 AUVSI UAS Student Competition.
- [24] V. Martinez, "*Modelling of the flight Dynamics of a Quadrotor Helicopter*", Granfield University, Mdc Thesis, 2007
- [25] A. Tayebi, and S. Mcgilvray "Attitude stabilisation of a four rotor aerial robot", Proceedings of the 43rd IEEE Conference on Decision and Control, Atlantis, Paradise Island, Bahamas, December 2004.
- [26] A. Tayebi, and S. McGilvray "Attitude stabilisation of a VTOL Quadrotor Aircraft", IEEE Transactions on Control Systems Technology, Vol. 14, No. 3, pp. 562-571, May 2006.
- [27] L. Gautier, B. Hamilton, J. Hazebrouck, and T. Tournette "Piloteage d'un quadri-rotor via un FPGA", Tuteur ESIEE engineering, Journées pédagogiques, 2008.
- [28]. Samir Bouabdallah and Roland Siegwart « Backstepping and Sliding mode Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor » IEEE international conference on robotics and automation, Barcelona, Spain, April, 2005.
- [29]. ZAKARIA BELLAHCENE, Synthèse de lois de commande robuste pour un hélicoptère à quatre hélices, thèse de Magister, Faculté de Génie Electrique, Université des Sciences et de la Technologie d'Oran Mohamed Boudiaf, soutenu le : 6-3-2013 .
- [30]. L. Besnard "Control of a quadrotor vehicle using sliding mode disturbance observer", Master Thesis, Alabama university, 2006.
- [31]. Hicham KHEBBACHE, Tolérance aux défauts via la méthode backstepping des systèmes non linéaires : Application : Système UAV de type Quadrirotor, mémoire de magister, faculté de technologie, UNIVERSITE FERHAT ABBAS DE SETIF, soutenu le : 6-6-2012
- [32]. STABILISATION D'UN QUADRIROTOR, Rapport PIP 2005 /2006.
- [33] K. J. Åström et T. Häggglund, PID Controllers - Theory, Design, and Tuning. International Society for Measurement and Control, 1995.
- [34] Tommaso bersciani « Modelling, Identification and control of a Quadcopter helicopter » master thesis, Department of Automatic control lund university 2013
- [35] P. Bonnet, *Outils de simulation*. Université Lille 1, 2010.
- [36] T. Bresciani, *Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter*. Lund University, October 2008
- [37] yvind Magnussen and K. Skjnhaug, *Modeling, Design and Experimental Study for a Quadcopter System Construction*. University of Agder, 2011

