

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية
République Algérienne démocratique et populaire

وزارة التعليم العالي و البحث العلمي
Ministère de l'enseignement supérieur et de la recherche scientifique

جامعة سعد دحلب البلدية
Université SAAD DAHLAB de BLIDA

كلية التكنولوجيا
Faculté de Technologie

قسم الآلية و الالكتروتقنية
Département d'Automatique et d'électrotechnique



Mémoire de Master

Filière : Automatique

Spécialité : Automatique et Informatique Industrielle.

Présenté par

Khalal Kaouther

&

Hanini Farah

Conception, Modélisation et Commande d'un UAV de type Quadrirotor.

Encadreur : **Dr. Kechida Ahmed.**

Promoteur : **Mr. Bennila Noureddine.**

Année Universitaire : **2021 / 2022**

Resumé

Ce mémoire est reparti en deux volets : d'une part, l'établissement du modèle dynamique et l'étude de la commande PID d'un UAV quadrirotor. D'autre part, la réalisation d'une carte autopilote pour quadrirotors basée sur la carte de développement ARDUINO MEGA. Cette dernière doit être capable d'acquérir et de traiter les informations issues des capteurs (MPU6050, Ultrason et le GPS) en temps réel, de commander et contrôler le quadrirotor à base de régulateur PID. Les résultats obtenus par les capteurs seront affichés sur « MultiWii » une interface graphique représentant la station au sol. Par conséquent, une comparaison est faite entre la carte réalisée et une carte Autopilote de type open source "PIXHAWK cube 2.1".

Mots clés : Quadrirotors, Autopilote, Arduino MEGA, MPU6050, Ultrason, GPS, Commande PID, Modèle mathématique, MultiWii, station au sol, QGroundControl, PIXHAWK cube 2.1.

Abstract

This brief is divided into two parts: on the one hand, the establishment of the dynamic model and the study of the PID control of a four-rotor UAV. On the other hand, the realization of an autopilot board for quadrirotors based on the ARDUINO MEGA development board. The latter must be able to acquire and process information from the MPU6050, Ultrasound and GPS sensors) in real time, to control and control the four-rotor based PID controller. The results obtained by the sensors will be displayed on a graphical interface representing the ground station. Therefore, a comparison is made between the realized card and an Autopilot card of the open source type "PIXHAWK cube 2.1".

Keywords: Quadrirotors, Autopilot, Arduino MEGA, MPU6050, Ultrasound, GPS, PID control, Mathematical model, MultiWii, Ground Station, PIXHAWK cube 2.1.

ملخص

ينقسم هذا الموجز إلى جزأين: من ناحية، إنشاء النموذج الديناميكي ودراسة التحكم في PID للطائرة بدون طيار رباعية الدوران. من ناحية أخرى، تحقيق لوحة الطيار الآلي للأجهزة الرباعية بناءً على مجلس تطوير ARDUINO أودينو ميغا. يجب أن يكون الأخير قادرًا على الحصول على المعلومات ومعالجتها من مستشعرات MPU 6050 والموجات فوق الصوتية ونظام تحديد المواقع العالمي GPS في الوقت الفعلي، للتحكم في وحدة تحكم PID القائمة على أربعة دوارات. سيتم عرض النتائج التي حصلت عليها أجهزة الاستشعار على واجهة رسومية تمثل المحطة الأرضية لذلك، يتم إجراء مقارنة بين البطاقة المحققة وبطاقة الطيار الآلي من النوع مفتوح المصدر " مكعب 2.1 PIXHAWK "

الكلمات المفتاحية: الرباعية، الطيار الآلي، أودينو ميغا، الموجات فوق الصوتية، MPU 6050 نظام تحديد المواقع العالمي، محطة أرضية، MultiWii، التحكم PID، نموذج رياضي، PixHawk 2.1 مكعب،

Remerciements

Au terme de ce travail, nous saisissons cette occasion pour exprimer nos vifs remerciements à toutes personnes ayant contribué, de près ou de loin, à la réalisation de ce travail.

*Nous souhaitons tout d'abord remercier **Mr. Kechida** et **Mr. Bennila** d'avoir accepté d'être nos promoteurs, qui nous a encadrées avec patience durant la réalisation de ce travail.*

***Mme Noura** et **Mr Bilal** pour leurs conseils, encouragement, pour la patience et le soutien qu'ils nous apporté tout au long de notre mémoire.*

***Mme Hafida**, ces conseils nous ont été bien utiles, notamment pour la rédaction de ce mémoire.*

*Merci pour toute l'équipe du '**CRTI**'*

Nous remercions l'ensemble de nos familles et de nos amis pour leur écoute, leur confiance et leurs inoubliables moments passé ensemble.

Enfin nous tenons à remercier l'ensemble du corps enseignant de département d'Automatique, pour avoir porté un vif intérêt à notre formation, et pour avoir accordé le plus clair de leur temps, leur attention et leur énergie et ce dans un cadre agréable de complicité et de respect.

Dédicace :

C'est avec une très grande émotion et un immense plaisir que je dédie ce travail :

❖ *A ma mère et mon père,*

Ceux qui m'a donné leur tendresse, leurs encouragements, leurs sacrifices et leurs dévouements pour réussir.

En témoignage, je vous dédie le fruit de mes longues années de travail.

Que dieu vous protège, vous comble de santé et vous donnez une longue vie.

❖ *A ma chère sœur*

Qui était toujours une source de motivation et soutient pour moi, je prie dieu de te procurer la santé et le bonheur.

La vie m'a fait un très beau cadeau en faisant de toi Ma Sœur.

❖ *A mes proches amis Nermine et Aya*

Qui on toujours à mes coté et m'ont encouragé, qui ont partagé avec moi tous les moment d'émotion de la réalisation de ce travail.

Pour l'amitié qui nous a toujours unis, je leurs souhaite bonheur et longue vie afin que vous puissiez exhausser tous vos rêves.

❖ *A toutes les personnes, qui de près ou de loin, ont été aux côtés de ma famille, à un moment ou à un autre, pour me soutenir, afin que je puisse réaliser ce parcours.*

❖ *A mon binôme et copine Kaouther pour son soutien moral, sa patience et sa compréhension tout au long de ce projet.*

Farah



Dédicace :

- *A l'homme de ma vie, mon exemple éternel, mon soutien moral et source de joie et de bonheur, celui qui s'est toujours sacrifié pour me voir réussir, à toi mon père.*
- *A la lumière de mes jours, la source de mes efforts, la flamme de mon cœur, ma vie et mon bonheur, maman que j'adore.*

À mes sœurs Khadidja et Sara

Pour mes chers frères Moussa et Sid Ahmed

mon beau frères Chakib

mon petit cher Zaid

Pour tous mes oncles et tantes

Pour toute la famille KHALAL et la famille NOURI

A mes chères amies

Pour ma chère binôme Farah.

A tous mes collègues ainsi qu'à tous mes enseignants que j'ai l'honneur de rencontrer tout au long de mes études au département des Automatiques et Electrotechnique.

Kaouther



Table des Matières

| | |
|---|----|
| Introduction Générale | 1 |
| Chapitre I Généralité sur les drones et les quadrirotors | |
| I.1 Introduction | 3 |
| I.2 Définition d'un drone | 3 |
| I.3 Historique | 3 |
| I.4 Classification des drones | 5 |
| I.4.1 Selon la taille et l'altitude..... | 5 |
| I.4.1.1 Micro-drones MAV | 5 |
| I.4.1.2 Mini-drones | 5 |
| I.4.1.3 MALE« Medium Altitude Long Endurance »..... | 6 |
| I.4.1.4 HALE « High Altitude Long Endurance »..... | 6 |
| I.4.2 Selon la configuration Aérodynamique..... | 6 |
| I.4.2.1 Les drones à ailes battantes : | 6 |
| I.4.2.2 Voilures fixes..... | 7 |
| I.4.2.3 Voilures tournantes VTOL | 7 |
| I.5 Quadrirotors..... | 9 |
| I.5.1 Description | 9 |
| I.5.2 Avantages du quadrirotor | 10 |
| I.5.3 Les domaines d'utilisation des quadrirotors | 11 |
| I.5.3.1 Agriculture..... | 11 |
| I.5.3.2 Sécurité | 11 |
| I.5.3.3 Secourisme..... | 12 |
| I.5.3.4 Les mines et les carrières | 12 |
| I.5.4 L'architecture d'un quadrirotor | 13 |
| I.5.4.1 Châssis | 13 |
| I.5.4.2 Hélices | 14 |
| I.5.4.3 Moteurs Brushless | 14 |
| I.5.4.4 Contrôleur électronique de vitesse | 15 |
| I.5.4.5 Batterie Li-Po | 15 |
| I.5.4.6 Capteurs | 16 |
| I.5.4.7 Module de communication : La Radiocommande RC | 17 |
| I.5.4.8 Contrôleur de vol | 18 |
| I.6 Conclusion | 19 |

Table des Matières

Chapitre II Fonctionnement, modélisation et synthèse de commande du quadrirotors

| | | |
|----------|---|----|
| II.1 | Introduction | 21 |
| II.2 | Fonctionnement du quadrirotor | 21 |
| II.2.1 | Les mouvements du Quadrirotor | 22 |
| II.2.1.1 | Mouvement de Roulis | 22 |
| II.2.1.2 | Mouvement de Tangage..... | 22 |
| II.2.1.3 | Mouvement de lacet | 23 |
| II.2.1.4 | Mouvement vertical | 24 |
| II.2.1.5 | Mouvement horizontale | 24 |
| II.3 | Modèle d'un quadrirotor..... | 25 |
| II.3.1 | Hypothèses de travail | 25 |
| II.3.2 | Définition des repères..... | 25 |
| II.3.2.1 | Repère terrestre | 25 |
| II.3.2.2 | Repère mobile | 26 |
| II.3.3 | Définition des vecteurs de position | 26 |
| II.3.4 | Angles d'Euler..... | 27 |
| II.3.5 | Vitesse Angulaire | 27 |
| II.3.6 | Vitesse Linéaires | 28 |
| II.3.7 | Les forces agissantes sur le quadrirotor | 28 |
| II.3.7.1 | Le poids..... | 28 |
| II.3.7.2 | Les forces de poussée « portance » | 28 |
| II.3.7.3 | Les forces de trainée « résistance »..... | 28 |
| II.3.7.4 | Les moments | 29 |
| II.3.8 | Des Forces et des moments non modélisés..... | 30 |
| II.3.9 | Le modèle mathématique selon Newton-Euler | 30 |
| II.3.9.1 | Equation de mouvement de translation..... | 31 |
| II.3.9.2 | Equation de mouvement de rotation | 32 |
| II.3.10 | Modèle dynamique complet..... | 32 |
| II.3.11 | Représentation d'état du système | 33 |
| II.4 | La commande d'un quadrirotors..... | 34 |
| II.4.1 | Contrôle par PID | 35 |
| II.4.1.1 | Description..... | 35 |
| II.4.1.2 | Calcul des coefficients | 37 |
| II.4.1.3 | La régulation PID dans me quadrirotor..... | 37 |
| II.5 | Conclusion | 39 |

Table des Matières

Chapitre III Implémentation et réalisation

| | | |
|------------|--|----|
| III.1 | Introduction | 41 |
| III.2 | Cahier de charges..... | 41 |
| III.3 | Première partie « ARDUINO » | 42 |
| III.3.1 | Hardware | 43 |
| III.3.1.1 | Arduino Méga | 43 |
| III.3.1.2 | Capteurs | 44 |
| III.3.1.3 | Moteurs..... | 47 |
| III.3.1.4 | ESCs..... | 47 |
| III.3.1.5 | Batterie | 48 |
| III.3.1.6 | Chassis | 48 |
| III.3.1.7 | Radiocommande | 49 |
| III.3.1.8 | Récepteur | 49 |
| III.3.1.9 | Hélices..... | 50 |
| III.3.1.10 | La carte d'acquisition..... | 50 |
| III.3.2 | Software | 50 |
| III.3.2.1 | Logiciel Arduino | 50 |
| III.3.2.2 | MultiWii..... | 51 |
| III.3.2.3 | Proteus..... | 52 |
| III.3.2.4 | Schéma électrique de l'autopilote | 53 |
| III.3.3 | Assemblage des composants | 54 |
| III.3.4 | Organigramme..... | 55 |
| III.3.4.1 | Test Dynamique | 56 |
| III.4 | Deuxième partie « PixHawk Cube 2.1 » | 59 |
| III.4.1 | Hardware | 58 |
| III.4.1.1 | La carte autopilote..... | 58 |
| III.4.1.2 | Here 3 | 60 |
| III.4.1.3 | H16 Pro | 61 |
| III.4.1.4 | Assemblage des composant | 61 |
| III.4.2 | Software | 63 |
| III.4.2.1 | Ground Control Station..... | 63 |
| III.4.2.2 | Configuration | 64 |
| III.5 | Interprétation des résultats..... | 75 |
| III.6 | Conclusion | 76 |
| | Conclusion Générale..... | 77 |

Table des Matières

Bibliographies

Annexes

Liste des Figures et Tableaux

| | |
|--|----|
| Figure I-1 : Hewitt-Sperry Automatic Airplane..... | 4 |
| Figure I-2 : Plans du drone de max Boucher et Maurice Percheron en 1923. | 4 |
| Figure I-3 : Micro Drone..... | 5 |
| Figure I-4 : Mini Drone..... | 5 |
| Figure I-5 : Le Eagle « MALE »..... | 6 |
| Figure I-6 : Le Eagle « HALE »..... | 6 |
| Figure I-7 : Exemple d'un drone à ailes battants | 7 |
| Figure I-8 : Drone a voilure fixe..... | 7 |
| Figure I-9 : Drones mono-rotors..... | 8 |
| Figure I-10 : Drones birotors..... | 8 |
| Figure I-11 : Drone tri-rotor..... | 9 |
| Figure I-12 : Drone multi-rotors..... | 9 |
| Figure I-13 : Drone quadrirotor..... | 10 |
| Figure I-14 : Drone agricole..... | 11 |
| Figure I-15 : Drone de surveillance..... | 12 |
| Figure I-16 : Drone secouriste..... | 12 |
| Figure I-17 : Drone pour les mines..... | 13 |
| Figure I-18 : Différents types des Châssis..... | 13 |
| Figure I-19 : Hélices..... | 14 |
| Figure I-20 : Les moteurs Brushless..... | 14 |
| Figure I-21 : Contrôleur électronique de vitesse..... | 15 |
| Figure I-22 : Li-Po Batterie..... | 15 |
| Figure I-23 : Une Radiocommande..... | 17 |
| Figure I-24 : Contrôleurs DJI..... | 19 |
| Figure I-25 : Contrôleurs iNav..... | 19 |
| Figure I-26 : La Pixhawk | 19 |
| Figure II-1 : Illustration des mouvements de quadrirotor..... | 21 |
| Figure II-2 : Illustration du mouvement de roulis | 22 |
| Figure II-3 : Illustration du mouvement de tangage | 23 |
| Figure II-4 : Illustration du mouvement de lacet..... | 23 |
| Figure II-5 : Illustration du mouvement verticale..... | 24 |
| Figure II-6 : Illustration du mouvement horizontale | 24 |
| Figure II-7 : Géométrie du quadrirotor..... | 26 |
| Figure II-8 : Schéma fonctionnel d'un correcteur PID..... | 35 |

Liste des Figures et Tableaux

| | |
|---|-----------|
| Figure II-9 : Principe du contrôleur PID dans le quadrirotor. | 38 |
| Figure III-1 : Carte Arduino Méga. | 43 |
| Figure III-2 : MPU 6050..... | 44 |
| Figure III-3 : Brochage et affichage des données d'un MPU 6050 avec Arduino..... | 45 |
| Figure III-4 : GPS NEO-6M..... | 45 |
| Figure III-5 : Brochage et affichage des données d'un GPS avec Arduino. | 46 |
| Figure III-6 : Ultrason HC-SR04..... | 46 |
| Figure III-7 : Brochage et affichage des données d'un ultrason avec Arduino..... | 47 |
| Figure III-8 : Moteurs Brushless cf2822 | 47 |
| Figure III-9 : ESC Brushless 30A. | 48 |
| Figure III-10 : Batterie Li-Po 3S | 48 |
| Figure III-11 : Châssis utilisé type « X » | 48 |
| Figure III-12 : Radiocommande Futaba. | 49 |
| Figure III-13 : Récepteur Futaba RS2008SB. | 49 |
| Figure III-14 : Hélice utilisée. | 50 |
| Figure III-15 : Le PCB de la carte d'acquisition. | 50 |
| Figure III-16 : Interface du logiciel IDE. | 51 |
| Figure III-17 : Interface graphique de MultiWii. | 52 |
| Figure III-18 : Interface du logiciel Proteus. | 53 |
| Figure III-19 : Schéma électrique de l'autopilote | 53 |
| Figure III-20 : Banc d'essai..... | 54 |
| Figure III-21 : Circuit imprimé..... | 54 |
| Figure III-22 : Assemblage des composants. | 54 |
| Figure III-23 : Organigramme d'une mission. | 55 |
| Figure III-24 : Interface MultiWii. | 56 |
| Figure III-25 : PixHawk (Cube 2.1) utilisé. | 59 |
| Figure III-26 : Here 3. | 60 |
| Figure III-27 : Brochage de Here3 avec PixHawk2. | 60 |
| Figure III-28 : Série H16 Pro..... | 61 |
| Figure III-29 : Manette H16 Pro..... | 61 |
| Figure III-30 : Récepteur H16 Pro..... | 62 |
| Figure III-31 : Camera MIPI H16 Pro. | 62 |
| Figure III-32 : Connexion physique de la PixHawk et H16 Pro. | 62 |
| Figure III-33 : Assemblage des composants | 63 |

Liste des Figures et Tableaux

| | |
|---|-----------|
| Figure III-34 : Interface du QGC..... | 64 |
| Figure III-35 : Interface 2 d'installation de firmware sous QGC..... | 64 |
| Figure III-36 : Interface 3 d'installation de firmware sous QGC..... | 65 |
| Figure III-37 : Interface d'Airframe sous QGC. | 65 |
| Figure III-38 : Interface 1 sous QGC de l'étalonnage de la boussole. | 66 |
| Figure III-39 : Interface 2 sous QGC de l'étalonnage de la boussole. | 66 |
| Figure III-40 : Interface 3 sous QGC de l'étalonnage de la boussole. | 67 |
| Figure III-41 : Interface 1 sous QGC de l'étalonnage de gyroscope..... | 67 |
| Figure III-42 : Interface 2 sous QGC de l'étalonnage de gyroscope..... | 68 |
| Figure III-43 : Interface 1 sous QGC de l'étalonnage d'accéléromètre. | 68 |
| Figure III-44 : Interface 2 sous QGC de l'étalonnage d'accéléromètre. | 69 |
| Figure III-45 : Interface 3 sous QGC de l'étalonnage d'accéléromètre. | 69 |
| Figure III-46 : Configuration de la batterie sous QGC..... | 70 |
| Figure III-47 : Configuration des modes de vol sous QGC..... | 71 |
| Figure III-48 : Interface 1 sous QGC de la Configuration de sécurité. | 72 |
| Figure III-49 : Interface 2 sous QGC de la Configuration de sécurité. | 72 |
| Figure III-50 : Summary du QGC | 73 |
| | |
| Tableau 1 : L'influence des paramètres du PID sur le comportement du système en boucle fermée..... | 37 |
| Tableau 2 : Les résultats obtenus..... | 75 |

Liste des Abréviations

DDL : Degré De Liberté.

DGNSS: Différentiel GNSS.

DJI : Da Jiang Innovation

ESC: Electronique Speed Controller.

FHD: Full High Definition.

GCS: GroundControlStation.

GNSS: Global navigation satellite system.

GPS: Global Positioning System.

HALE: High Altitude Long Endurance

IMU : Unite de mesure Inertiel.

Li-Po: Lithium polymer.

LQR : Linear Quadratic Regulators

MALE: Medium Altitude Long Endurance

MEMS: Micro Electro Mechanical systems.

MIPI: Mobile Industry Processor Interface.

PCB: Printed Circuit Board.

PID : Proportionnel, Intégral, Dérivé

QGC: QGroundControl.

RC : Radio Commande.

RTK: Real time kinematics.

RTSP: Real Time Streaming Protocol.

SCL : SCLock , Serial Clock.

SDA : SDATA, Serial Data.

TSF : Télégraphie Sans Fil.

UAV : Unmanned Aerial Vehicle ; véhicule aérien sans pilote.

VTOL: Vertical Take-Off and Landing

Liste des Symboles

φ : Angle de roulis.

θ : Angle de tangage.

ψ : Angle de lacet.

R^b : Repère terrestre.

R^m : Repère mobile.

ξ : Vecteur de position du quadrirotor.

$\dot{\xi}$: Vecteur de la vitesse linéaire.

T : Matrice de transformation homogène.

R : Matrice de rotation.

Ω : Vitesse angulaire.

v : Vitesse linéaire.

P : Le poids.

m : La masse du quadrirotor.

g : La gravité.

F_i : Le force de poussée.

ω : La vitesse de rotation de moteur.

b : coefficient de portance.

F_t : La forces de trainée selon les axes.

K_{ft} : Coefficient de traînée de translation.

T_h : La forces de traînée dans les hélices.

d : Coefficient de traînée.

M_x : Moments dus à la poussée autour de l'axe X.

M_y : Moments dus à la poussée autour de l'axe Y.

l : La longueur entre le centre de masse du quadrirotor et l'axe de rotation du rotor.

M_z : Moments dus à la trainée autour de l'axe Z.

Liste des Symboles

M_a : Moment en raison de la friction aérodynamique.

K_{fa} : Coefficient de frottement aérodynamique.

M_{gh} : Moment gyroscopique des hélices.

M_{gm} : Moment gyroscopique dû aux mouvements de quadrirotor.

J_r : Inertie des rotors.

J : Inertie symétrique.

\wedge : Produit vectorielle.

$S(\Omega)$: Matrice antisymétrique,

F_f : Force totale générée par les quatre rotors.

F_g : Force de gravité.

M_f : Moment provoqué par les forces.

Ω_r : Vitesse relative des rotors.

y : Valeur réelle.

y_{ref} : Valeur désirée.

e : Erreur entre la consigne et la mesure.

K_p : Gain proportionnel

K_i : Gain intégrale.

K_d : Gain Dérivé.

S : Domaine de la place.

u : La Commande.

" : Unité de mesure inch ou pouce.

Nit : Unité de mesure permettant d'apprécier la luminosité d'un écran.

Introduction générale

Au cours de la dernière décennie, les progrès technologiques ont permis de concevoir et de construire des mini-aéronefs ou des hélicoptères avec des capacités de vol autonomes de plus en plus développées. Ces appareils sont connus sous le nom de drones.

Le véhicule aérien sans pilote ou le drone est en perpétuelle évolution grâce à leurs divers domaines d'application, vu leurs avantages de réduction de risques sur les personnes (sauvetage par exemple) tout en assurant une vaste gamme de tâches. Au début, les applications du drone étaient strictement militaires. Puis de jour en jour, ils se sont introduit dans les domaines civils tels que la recherche, la cartographie, etc...

La recherche dans le domaine des véhicules aériens autonomes est pluridisciplinaire ; elle regroupe une variété de spécialités : l'aérodynamique, le traitement du signal et de l'image, la commande automatique, la mécanique, l'informatique, les communications, l'électronique, systèmes embarqués, etc...

En premier lieu, l'objectif de ce travail est de faire une étude théorique sur la modélisation et les lois de commandes des quadrirotors. Ensuite, la réalisation d'une carte autopilote à base de la carte Arduino MEGA. Finalement, nous comparons l'aptitude de notre carte avec une carte autopilote commerciale de type open source tel que la PIXHAWK-CUBE 2.1.

Cette étude est répartie comme suit :

- Le premier chapitre présente un état de l'art sur les drones en général et sur les quadrirotor en particulier avec leurs différents domaines d'application et les différentes parties mécaniques et électroniques les composant.
- Le deuxième chapitre est consacré à la modélisation dynamique du quadrirotor. Nous débuterons par la description du principe de fonctionnement de ce système. Puis, nous mettrons en évidence la modélisation dynamique du quadrirotor afin de construire le modèle mathématique du système, et on terminera par l'étude de la commande du drone qui utilise le régulateur PID.
- Le troisième chapitre présente les composants et les logiciels utilisés à la conception de notre quadrirotor, nous passerons ensuite au montage mécanique et électronique. Nous finaliserons ce chapitre par les résultats des tests qui nous permettront d'évaluer la conception et la commande du quadrirotor.

Le mémoire s'achèvera par une conclusion générale qui rappellera le travail réalisé et proposera des perspectives future .

CHAPITRE

Généralité sur les drones et les quadrirotors



I.1 Introduction

Au cours des dernières années, des machines volantes, avec un minimum voire aucune intervention humaine, capables d'exécuter des missions, sont développées par des ingénieurs et des chercheurs de divers domaines (La théorie du contrôle, la vision par ordinateur, la mécanique, l'aérodynamique, l'automatisation, l'électronique embarquée, ...). Ce type de véhicule est communément appelé Unmanned Aerial Vehicle UAV.

Dans ce chapitre nous allons exposer des généralités sur les drones qui incluent : d'une part, la définition, l'historique, l'évolution des drones au fil du temps ainsi que leurs classifications. D'autre part, un aperçu général sur le type quadrirotor dont leur définition, leurs avantages et limites, les différents domaines d'applications ainsi que leurs architectures.

I.2 Définition d'un drone

Le terme drone est d'origine anglo-saxonne et signifie bourdon ou faux-bourdon (mâle de l'abeille), cette appellation a été attribuée dans les années 1930. Par la suite, le nom drone reste utilisé non seulement en anglais mais aussi en français [1].

Un drone ou UAV est un aéronef sans pilote ni passager, pouvant voler de façon autonome ou contrôlé à distance depuis le sol, par le moyen d'un système de commande embarquée (radiocommande, Smartphone...). Il convient de noter que le mot drone peut également désigner des véhicules terrestres ou sous-marins. L'image souvent associée à ce terme est un véhicule aérien.

Les UAVs ou drones aériens sont en mesure d'intégrer et faire fonctionner ensemble plusieurs systèmes embarqués entre autres : transporter des caméras, des capteurs, des équipements de communication ou d'autres dispositifs.

I.3 Historique [2]

Tout d'abord, le concept de drone s'est développé pendant la Seconde Guerre mondiale. Seuls certains dirigeants militaires et politiques de l'époque ont apprécié le potentiel du drone et son impact futur sur la guerre. C'est au cours des guerres de Corée et du Vietnam que les drones ont connu un grand essor. Le contexte de la guerre froide a cependant rendu nécessaire le développement secret de cette nouvelle arme stratégique.

CHAPITRE I : Généralité sur les drones et les quadrirotors

Ensuite, Archibald Low, ingénieur et auteur anglais, développe, dès 1916, l'Aerial Target, un projet d'avion-cible sans pilote, commandé à distance au moyen des ondes de TSF en Grande Bretagne.

Puis, dans la même période, en 1917 aux Etats Unis, les ingénieurs Elmer Ambrose Sperry, Lawrence Sperry et Peter Cooper imaginent un avion radiocommandé, le Hewitt-Sperry Automatic Airplane (**Figure I-1**).

Du côté français, le capitaine Max Boucher, grâce aux travaux préalables d'Octave D'étable débuté en 1894, réussit à faire voler sans pilote à bord de l'appareil, un avion Voisin, le 2 juillet 1917 sur 1km.



Figure I-1 : Hewitt-Sperry Automatic Airplane. [2]

Le 14 septembre 1918, Max Boucher, ayant amélioré son système (**Figure I-2**), fait voler un avion Voisin BN3 pendant 51 minutes sur un parcours de 100km. Le 17 avril 1923, accompagné de l'ingénieur Maurice Percheron, il réussit à faire voler un véritable drone piloté via la TSF. L'avion radiocommandé est né ! Mais la guerre est finie, et l'armée s'est désintéressée du projet.

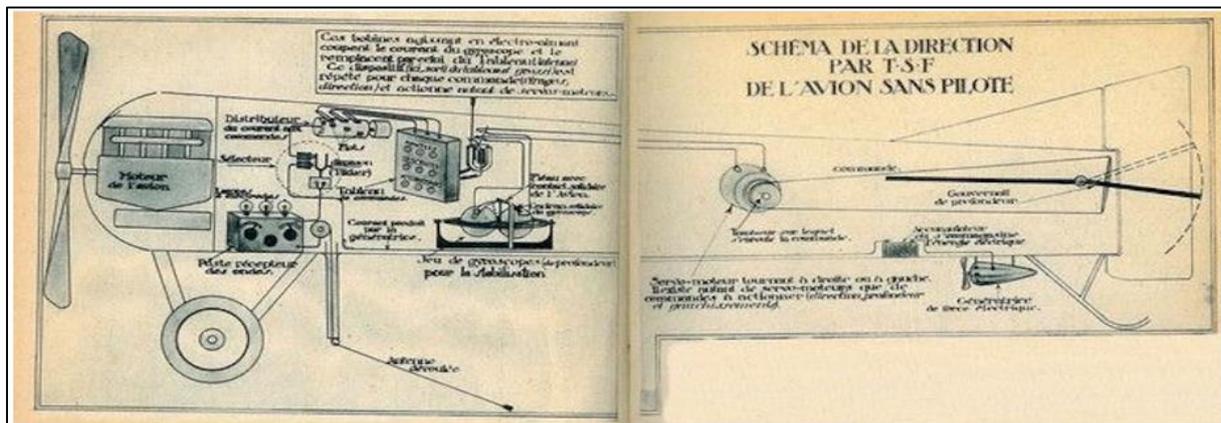


Figure I-2 : Plans du drone de max Boucher et Maurice Percheron en 1923. [2]

I.4 Classification des drones

Les drones sont classifiés selon plusieurs critères : autonomie, portée, altitude, systèmes de contrôles, dimension, mode de propulsion, etc.... Les américains, par exemple, les classent selon leurs tailles tandis que les australiens les classent selon leurs masses.

I.4.1 Selon la taille et l'altitude

I.4.1.1 Micro-drones MAV

Ce sont des appareils de moins de quinze centimètres de taille, d'un poids qui ne dépasse pas quelques centaines de grammes. Leurs autonomies sont d'une vingtaine de minutes pour un rayon d'action d'une dizaine de kilomètres, **Figure I-3** [1] [3].



Figure I-3: Micro Drone.

I.4.1.2 Mini-drones

Ce sont des drones plutôt légers et de taille réduite, jusqu'à quelques kilogrammes et d'une envergure jusqu'à 1,2 mètre. Ils facilitent la mise en œuvre d'une autonomie relativement faible (de 10 à 30 minutes) et ils sont généralement utilisés pour l'observation de zones difficiles d'accès, **Figure I-4**. [4]



Figure I-4: Mini Drone.

CHAPITRE I : Généralité sur les drones et les quadrirotors

I.4.1.3 MALE

Ce sont des drones volants à moyenne altitude dotés d'une grande autonomie d'une trentaine d'heures pouvant voler entre 5000 et 15000 mètres d'altitude, **Figure I-5**. [5]



Figure I-5 : Eagle « MALE ».

I.4.1.4 HALE

Ce sont des drones volants à haute altitude et de grande autonomie et envergure, 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), Ils sont très utilisés dans le domaine de communication, **Figure I-6**. [5]



Figure I-6 : Eagle « HALE ».

I.4.2 Selon la configuration Aérodynamique

I.4.2.1 Les drones à ailes battantes :

Pour ces drones, la puissance et le contrôle sont assurés grâce à des ailes battantes dotées d'une capacité de vol stationnaire (comme les voilures tournantes), avec des trajectoires similaires à celle des insectes intéressants pour des missions dans des espaces réduits, **Figure I-7**. [6]



Figure I-7 : Exemple d'un drone à ailes battants.

I.4.2.2 Voilures fixes

Ces configurations sont identiques à celles d'un aéronef conventionnel muni d'une paire d'ailes portantes, d'un fuselage, d'une dérive et d'un empennage, la propulsion de ce dernier est assurée par une ou plusieurs hélices. Ce type de drone offre plus d'autonomie mais nécessite de l'espace pour le décollage et l'atterrissage, **Figure I-8**. [6]



Figure I-8 : Drone a voileure fixe.

I.4.2.3 Voilures tournantes VTOL

Ce genre de drone ayant la capacité de voler, d'atterrir et décoller verticalement, n'a donc pas besoin de piste de décollage ou d'atterrissage. Il utilise des voilures tournantes produisant la portance en soufflant de l'air vers le bas grâce à leur(s) rotor(s). En plus, ils peuvent effectuer des mouvements dans n'importe quelle direction dans leur plan latéral.

Ce type se subdivise en plusieurs sous-classes :

CHAPITRE I : Généralité sur les drones et les quadrirotors

a) Les mono-rotors

Les mono-rotors **Figure I-9**, sont caractérisés par l'utilisation d'un seul rotor comme actionneur principal. Ils se développent de plus en plus car ils offrent l'avantage de pouvoir voler comme un avion normal donnant la possibilité de se déplacer rapidement de manière très économique en termes d'énergie [7].



Figure I-9 : Drones mono-rotors.

b) Les birotors

Ils se composent de deux rotors (coaxiaux ou en tandemsⁱ) tournant dans deux sens opposés avec la même vitesse de rotation. Pour éviter que la machine ne démarre toute seule, les deux rotors sont disposés dans des sens symétrique, **Figure I-10** [8].



Figure I-10 : Drones birotors.

c) Les tri-rotors

Les tri-rotors **Figure I-11**, sont composés principalement de deux rotors, placés aux extrémités de l'axe, tournant dans deux sens opposés et d'un rotor de queue placé à l'arrière avec une orientation réglable [8].

ⁱ Notons que pour les drones miniatures la configuration en tandem n'est pas retenue compte tenu de l'augmentation d'envergure, de surface (et donc de poids) que cela engendre



Figure I-11 : Drone tri-rotor.

d) Les multi-rotors

Ce type de drone se compose de plusieurs rotors avec un sens de rotation inversé deux à deux pour compenser le couple de réaction.

Le changement de vitesses des moteurs convenablement assure les déplacements du véhicule. L'un des avantages de l'utilisation d'un multi-rotor est la capacité d'emporter des poids élevés car il a plus de portance. [9]

Le drone à quatre hélices ou quadrirotor est le plus populaire parmi les véhicules multi-rotors mais il en existe d'autres avec six ou même huit rotors (**Figure I-12**).



Figure I-12 : Drones multi-rotors.

I.5 Quadrirotors

I.5.1 Description

Un quadrirotor **Figure I-13**, est constitué d'une armature en croix symétrique avec des moteurs et des rotors aux extrémités de chaque tige, définit dans l'espace par six DDL. Les rotors diamétralement opposés (par symétrie centrale) tournent dans le même sens.

CHAPITRE I : Généralité sur les drones et les quadrirotors

L'électronique de contrôle (le système embarqué) est habituellement placée au centre de la croix. Afin d'éviter que l'appareil ne tourne sur lui-même, et afin de bien le diriger, deux hélices doivent tourner dans un sens, et les deux autres dans l'autre sens. [10].



Figure I-13 : Drone quadrirotor.

I.5.2 Avantages du quadrirotor

Le quadrirotor offre de réels avantages par rapport à d'autres configurations :

- ✓ Taille réduite et manœuvrabilité permettant de se déplacer dans des environnements fermés ou ouverts en évitant les obstacles.
- ✓ Simplicité de la mécanique ce qui facilite la maintenance.
- ✓ Décollage et atterrissage verticaux.
- ✓ Capacité de portance grâce aux quatre rotors au lieu d'un.
- ✓ Commandé en variant seulement la vitesse de rotation des quatre moteurs.
- ✓ Dynamique plus faible que celle de l'hélicoptère ce qui n'exige pas un temps de réaction rapide.
- ✓ Réduction de l'effet gyroscopique.
- ✓ 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.

Cependant, le quadrirotor présente de certaines limites qui l'empêchent toujours d'être au sommet du peloton de véhicules aériens sans pilote. On peut citer :

- χ Leur technologie reste émergente, ce qui n'encourage pas les industriels à y investir.
- χ Le quadrirotor reste un système sous actionné et dynamiquement instable.

I.5.3 Les domaines d'utilisation des quadrirotors [11]

Les drones ont de nombreuses applications dans la vie. Aujourd'hui, ils occupent plusieurs domaines parmi les on cite :

I.5.3.1 Agriculture

Les drones agricoles **Figure I-14**, ont la particularité non seulement de filmer pour réaliser une inspection visuelle des terres afin de repérer les adventices ou les dégâts de nuisibles, mais aussi celle d'être dotés de divers capteurs facilitant l'analyse de toute une panoplie de donnéesⁱⁱ.



Figure I-14 : Drone agricole.

I.5.3.2 Sécurité

L'utilisation de drones civils dans le domaine de la sécurité, adossé à des moyens de vidéosurveillance permet de développer de nouveaux services de sécurité, et notamment sur des environnements difficiles d'accès ou de surfaces de surveillance très importantes et très sensibles (**Figure I-15**).

ⁱⁱ Niveau d'azote, de chlorophylle, biomasse, taux d'humidité, stress hydrique, etc.



Figure I-15 : Drone de surveillance.

I.5.3.3 Secourisme

En matière de sauvetage (secourisme), les premières expérimentations sont très variées : l'acheminement de médicaments dans des zones isolées ou sinistrées, la prévention de noyade et le sauvetage en mer, l'aide à la recherche de victime ou l'évaluation des dégâts, notamment en cas de catastrophes naturelles (**Figure I-16**).



Figure I-16 : Drone secouriste.

I.5.3.4 Les mines et les carrières

En matière de topographie, le secteur des carrières a très vite réalisé l'intérêt d'utiliser des drones. Aujourd'hui, entre 80 et 90% des relevés topographiques sont effectués par des drones, selon la Fédération Professionnelle du Drone Civil (**Figure I-17**).



Figure I-17 : Drone pour les mines.

I.5.4 L'architecture d'un quadrirotor

Le quadrirotor est constitué essentiellement d'une partie mécanique dont son squelette et ses muscles, ainsi que d'une partie électronique dont les capteurs, les modules de communications et le contrôleur de vol.

I.5.4.1 Châssis

Le châssis c'est l'élément central du drone qui détermine son envergure totale, c'est la structure qui contient tous les composants ensemble. Le cadre doit être rigide et 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 I-18.** [12]



Figure I-18 : Différents types des Châssis.

I.5.4.2 Hélices

Les hélices **Figure I-19**, sont au cœur de la propulsion du drone, leur choix est très important dans la mesure où il faut qu'elles soient adaptées à la taille des moteurs et du châssis. Il existe différents types, différentes tailles et différentes matières.



Figure I-19 : Hélices.

I.5.4.3 Moteurs Brushless

Un moteur brushless **Figure I-20**, "sans balais" en français, est une machine électrique de la catégorie des machines synchrones à aimant permanents tourne avec un courant alternatif triphasé à grande vitesse conçu spécifiquement pour les quad-rotors, les drones ou les avions jouets [13].

Il présente de nombreux avantages par rapport au moteur courant continu classique à savoir ses longues durées de fonctionnement et leurs insensibilités aux parasites ainsi que leurs réponses dynamiques élevées.

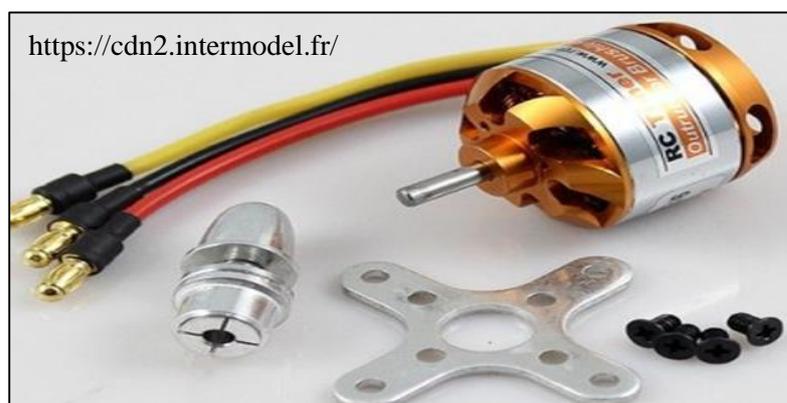


Figure I-20 : Les moteurs Brushless.

I.5.4.4 Contrôleur électronique de vitesse

Un contrôleur électronique de vitesse ou ESC **Figure I-21**, est un circuit électronique qui gère la vitesse des moteurs. L'ESC contrôle le moteur en convertissant les séquences des signaux de commande provenant du contrôleur de vol ou du récepteur radio en un signal triphasé. L'ESC doit gérer le courant maximal que le moteur peut consommer, et pouvoir l'alimenter au bon voltage. [12]



Figure I-21 : Contrôleur électronique de vitesse.

I.5.4.5 Batterie Li-Po

Pour un système électronique volant comme le quadrirotor, il est indispensable de prendre la puissance massique du système d'alimentation en grande considération.

Les batteries du type Lithium-ion polymère (Li-Po) **Figure I-22**, qui sont un nouveau type de batterie utilisé, de nos jours, dans de nombreux appareils électroniques grand public, Elles sont issues d'une technologie qui permet d'avoir un très bon rapport poids/puissance et sont en général très utilisés dans le domaine des aéronefs télécommandés.

Un élément Li-Po (1S) fournit tension de 3,7V. Pour un quadrirotor, on utilise en général des batteries à 3 ou 4 éléments [9].



Figure I-22 : Li-Po Batterie.

I.5.4.6 Capteurs

a) Sonar

C'est un module capteur de distance à ultrasons. Il possède une performance stable, une grande précision de mesure, autant qu'il est très populaire sur le marché électronique. Il s'agit donc d'une interface très facile [5].

b) Accéléromètre

L'accéléromètre se présente comme un capteur capable de mesurer, en trois dimensions, les accélérations linéaires d'un objet ainsi que les vibrations. Est un instrument électromécanique qui nous permet : [14]

- ✓ De savoir dans quelle direction l'appareil se déplace.
- ✓ De détecter la présence d'un mouvement.
- ✓ De calculer les changements de vitesse.
- ✓ De calculer les changements de position.

c) Gyroscope

Le capteur gyroscopique mesure la vitesse angulaire autour de 3 axes. Les valeurs retournées sont analogiques. Ce capteur permet au quadrirotor de maintenir son équilibre, de calculer sa vitesse de rotation et de trouver son orientation angulaire [9].

d) GPS

Le système GPS est un système de positionnement global, à l'échelle terrestre par satellite. Le GPS fonctionne grâce à une technologie appelée triangulation, qui est utilisée pour calculer l'emplacement, la vitesse et l'altitude, et collecte les signaux des satellites pour produire des informations de localisation [15].

e) Boussole / Magnétomètre

Une boussole magnétique électronique à trois axes est capable de mesurer le champ magnétique de la terre et de l'utiliser pour déterminer la direction d'un drone (par rapport au nord magnétique). Ce capteur est presque toujours présent si le système dispose d'une entrée GPS.

f) Caméra

Nous pouvons ajouter une caméra à ce système afin de récupérer des données vidéo et ainsi permettre de réaliser plusieurs applications comme l'évitement d'obstacle par traitement d'image.

I.5.4.7 Module de communication : La Radiocommande RC [16]

a) Émetteur :

Une radiocommande **Figure I-23**, se compose tout d'abord d'un boîtier mécanique doté de sticks. Ceux-ci peuvent revêtir d'autres formes comme un volant, une gâchette, etc. Ces dispositifs mécaniques envoient des signaux électriques à un boîtier qui lui-même les transforme en signaux numériques. Enfin, ces signaux seront convertis en signaux radio par le biais d'un émetteur radio se trouvant dans le boîtier.

Cet émetteur est capable d'envoyer plusieurs signaux simultanément. Ces signaux correspondent à des dispositifs mécaniques aussi appelés les voies. Une même radiocommande est capable de diffuser huit instructions correspondant à autant de commandes différentes pour le pilotage de l'aéronef.

b) Récepteur :

Pour piloter, quel que soit le modèle, il faudra se doter d'un récepteur, qui va recevoir en même temps les signaux des différentes commandes (les voies). Il est capable de les différencier et de les réaffecter à l'action qui lui incombe. Ce récepteur peut recevoir jusqu'à huit instructions différentes, ce qui permet un pilotage de plus en plus précis.



Figure I-23 : Une Radiocommande.

I.5.4.8 Contrôleur de vol

C'est une carte électronique ou plutôt un ordinateur embarqué, équipé de capteurs très précis, le contrôleur de vol ou plus communément appelé Flight Controller est l'élément central de l'électronique du drone et agit comme son cerveau.

Il gère de nombreux paramètres pour l'accéléromètre avec le GPS, les processeurs de contrôle de vol peuvent utiliser des données sur l'état, la vitesse, la position et la direction de l'UAV pour guider le vol et le fonctionnement du véhicule en fonction des paramètres. [17]

D'autres capteurs peuvent également permettre au pilote automatique d'éviter les obstacles et les collisions pendant le fonctionnement. C'est un véritable concentré de technologie.

Le contrôleur de vol exécute les fonctions suivantes : [17]

- Récupérez les informations des capteurs.
- Fixe/calcule la position dans l'espace, en fonction des capteurs.
- Calcule les écarts et les coefficients Proportionnels-Intégraux-Différentiels (PID), conformément au firmware / programme du pilote automatique ou de la commande manuelle.

Les contrôleurs de vol de divers fabricants sont largement représentés, tels que **DJI**, **iNav** et **PixHawk**, **Drotek** : [18]

• Les contrôleurs **DJI** sont particulièrement prisés pour leur simplicité d'utilisation : **Naza M V2**, **M-LITE**, les configurations moyennes, **A2**, **A3** pour les configurations professionnelles. (**Figure I-24**).

• Les contrôleurs de vol **iNav** sont une autre alternative pour piloter un multi rotor ou une voilure fixe. La rapidité de leur processeur permet un contrôle optimal des drones dans le sens large du terme (**Figure I-25**).

• Les contrôleurs **Drotek** et **PixHawk** sont Open source. Ils permettent de développer plus facilement de nouveaux comportements de vol que les contrôleurs **DJI**. On retrouvera ainsi une plus grande possibilité de personnalisation avec des logiciels très ouverts comme Tower, Mission planner ou QGroundStation...

CHAPITRE I : Généralité sur les drones et les quadrirotors



Figure I-24 : Contrôleurs DJI



Figure I-26 : Contrôleurs iNav



Figure I-25 : La PixHawk

I.6 Conclusion

A travers ce chapitre, nous avons découvert que le drone est un domaine très vaste qui se base sur la discipline de la robotique, s'évolue rapidement dont les différentes catégories des drones existants prouvent cette énorme évolution.

Ce chapitre a permis d'avoir une vision générale sur les drones, leurs histoires et différents types. Nous avons également décrit les drones de type quadrirotor, leur apparition et leurs avantages et applications.

Dans les chapitres suivants nous allons essayer d'établir un modèle dynamique décrivant les mouvements de notre véhicule aérien, et synthétiser une loi pour le commander.

CHAPITRE II

Fonctionnement, modélisation et synthèse de commande du quadrirotors.



CHAPITRE II : Fonctionnement, Modélisation et synthèse de commande du quadrirotor

II.1 Introduction

La modélisation regroupe l'ensemble des techniques permettant de représenter mathématiquement le système à étudier. Plus cette représentation est détaillée, plus le comportement réel du système est crédible et fiable.

Le contrôle des systèmes dynamiques est essentiellement fondé sur la modélisation, l'identification et l'analyse des phénomènes physiques opérant sur le système concerné.

Dans ce chapitre, après la présentation du principe de fonctionnement d'un drone quadrirotor et la description de ses mouvements de vol, nous aborderons son modélisation dynamique. Nous allons ensuite étudier le contrôle de ce drone par un système de régulation de type PID.

II.2 Fonctionnement du quadrirotor

Le fonctionnement d'un quadrirotor est plutôt spécial. Son mouvement est contrôlé par la variation de vitesse de chaque rotor pour changer la force de portance et le couple créé par chacun.

En effet, le mouvement vertical de montée et de descente est assuré par les quatre rotors à la fois. La différence de poussée entre les moteurs avant et arrière produits un couple de tangage qui contrôle le mouvement de translation avant / arrière. Le déplacement gauche / droit, est assuré par la différence de poussée entre les rotors situés sur la gauche et sur la droite.

Enfin pour le contrôle en lacet du système, c'est la somme des anti-couples produits par les quatre rotors qui définit le sens de rotation. (voir annexe 1).

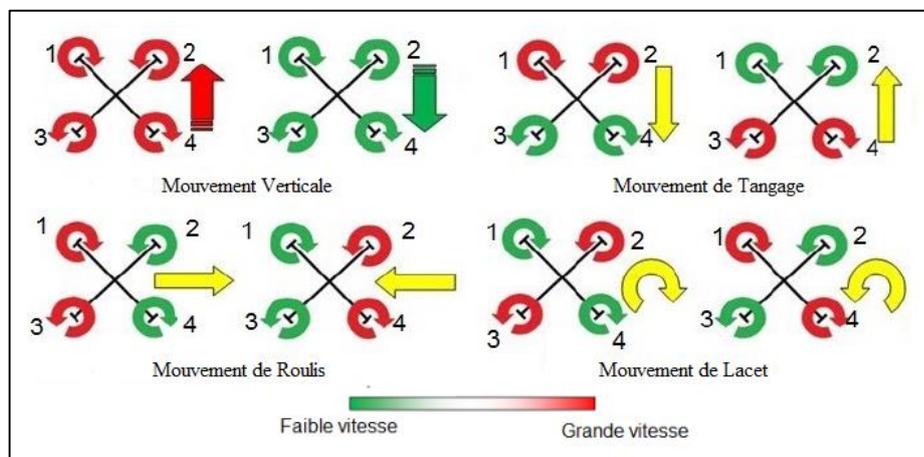


Figure II-1: Illustration des mouvements de quadrirotor.

CHAPITRE II : Fonctionnement, Modélisation et synthèse de commande du quadrirotor

II.2.1 Les mouvements du Quadrirotor

Il existe Cinq mouvements possibles pour un quadrirotor : le roulis, le tangage et le lacet, le mouvement correspond à la montée ou à la descente de l'appareil et

II.2.1.1 Mouvement de Roulis

En aéronautique, la rotation autour de l'axe longitudinal 'X' est appelée roulis « Roll ». Une variation de l'angle de roulis ' φ ' est obtenue grâce à une différence de vitesse entre le moteur (M2, M4) et (M1, M3). Si deux hélices droites tournent à grande vitesse, le drone se déplacera vers la gauche et vice-versa pour que le drone se déplacera vers la droite. (Figure II.2).

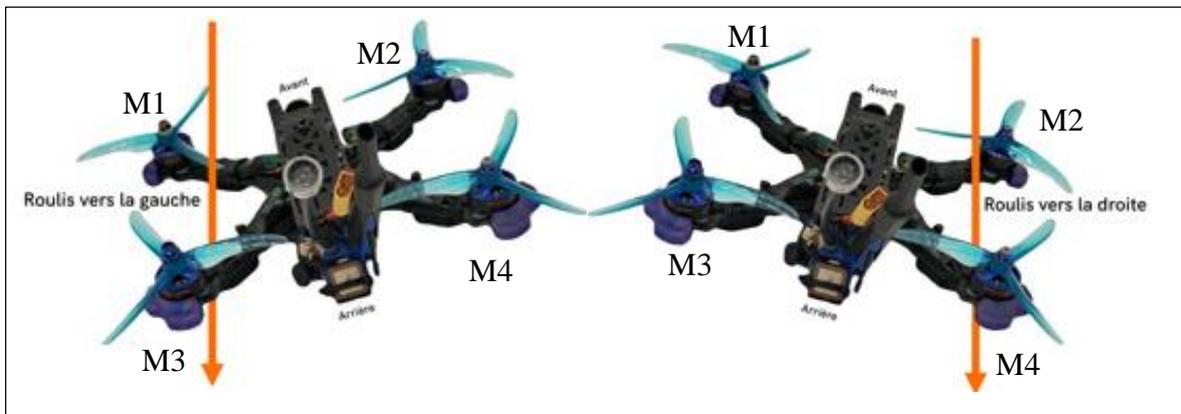


Figure II-2 : Illustration du mouvement de roulis. (source : <https://www.mondronefpv.fr/blog/piloter-drone-fpv-racer/>)

II.2.1.2 Mouvement de Tangage

En aéronautique, la rotation autour de l'axe latéral 'Y' est appelée tangage « Pitch ». Une variation de l'angle de tangage ' θ ' est obtenue grâce à une différence de vitesse entre le moteur (M1, M2) et (M3, M4). Si deux hélices arrière tournent à grande vitesse, le drone se déplacera dans le sens de la marche avant. Contrairement pour le déplacement vers l'arrière. (Figure II.3)

CHAPITRE II : Fonctionnement, Modélisation et synthèse de commande du quadrirotor

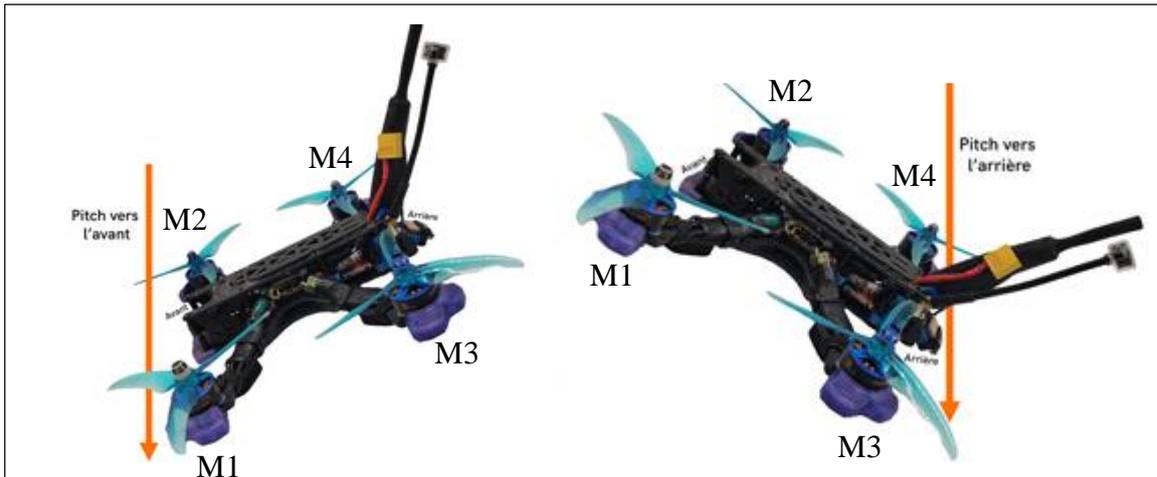


Figure II-3: Illustration du mouvement de tangage. (Source : <https://www.mondronefpv.fr/blog/piloter-drone-fpv-racer/>)

II.2.1.3 Mouvement de lacet

En aéronautique, la rotation autour de l'axe 'Z' est appelée lacet « Yaw ». Une variation de l'angle de lacet ' ψ ' est obtenue grâce à une différence de vitesse entre le moteur (M1, M4) et (M2, M3). C'est-à-dire deux hélices d'une diagonale droite tournent à grande vitesse, alors le drone tournera dans le sens inverse des aiguilles d'une montre. Si deux hélices d'une diagonale gauche tournent à grande vitesse, alors le drone tournera dans le sens des aiguilles d'une montre. (Figure II.4)

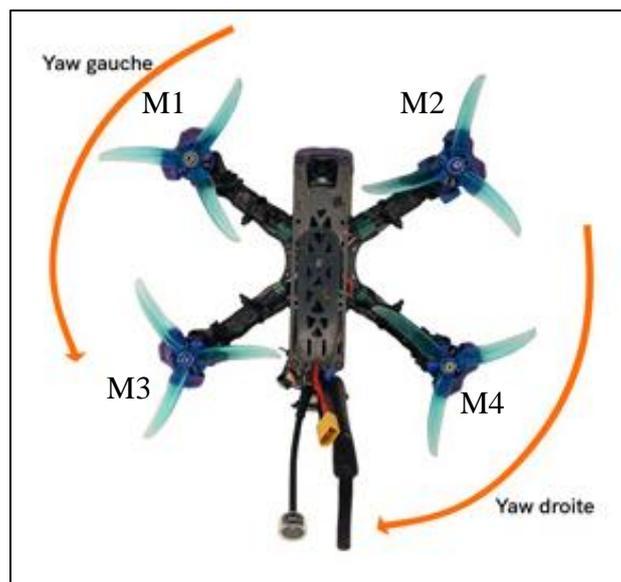


Figure II-4 : Illustration du mouvement de lacet. (Source : <https://www.mondronefpv.fr/blog/piloter-drone-fpv-racer/>)

CHAPITRE II : Fonctionnement, Modélisation et synthèse de commande du quadrirotor

II.2.1.4 Mouvement vertical

Le mouvement vertical correspond tout simplement à la montée / descente du quadrirotor. Pour faire s'élever le quadrirotor, il suffit d'augmenter la vitesse des quatre moteurs et pour le faire redescendre, il faut réduire cette dernière.

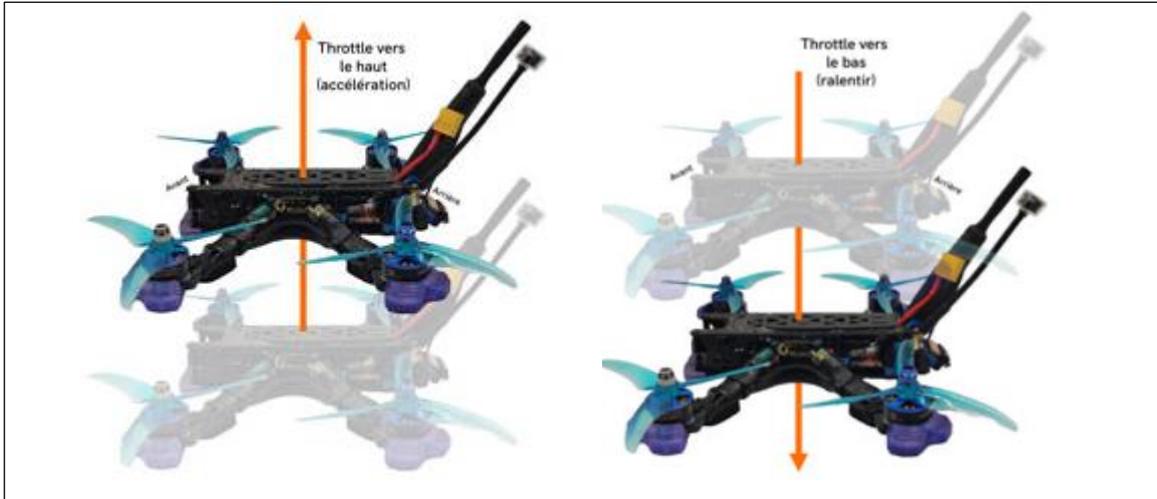


Figure II-5 : Illustration du mouvement verticale. (source : <https://www.mondronefpv.fr/blog/piloter-drone-fpv-racer/>)

II.2.1.5 Mouvement horizontale

Pour obtenir un mouvement de translation selon l'axe (X) ou(Y), il suffit de réaliser un roulis ou un tangage et en augmentant toute la poussée produite pour garder l'importance du composant de z de la poussée égale à la force de pesanteur, en effet ces mouvements dépendent directement de la dynamique d'attitude.

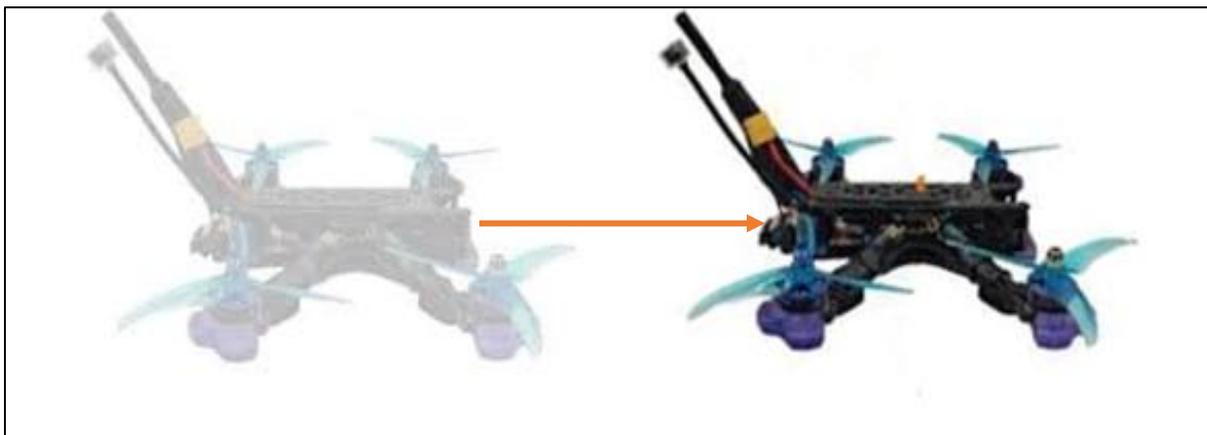


Figure II-6 : Illustration du mouvement horizontale. (source : <https://www.mondronefpv.fr/blog/piloter-drone-fpv-racer/>)

CHAPITRE II : Fonctionnement, Modélisation et synthèse de commande du quadrirotor

II.3 Modèle d'un quadrirotor

La modélisation du quadrirotor est considérée comme la première étape pour établir les lois de commande. L'obtention du modèle mathématique du drone est une tâche très délicate due à sa structure complexe. L'objectif est de développer un modèle du véhicule aussi réaliste que possible.

II.3.1 Hypothèses de travail

- La structure du quadrirotor est supposée rigide et symétrique, ce qui induit une matrice d'inertie diagonale.
- On suppose que les hélices sont rigides pour ignorer l'effet de leur déformation au cours de la rotation.
- Le centre du repère lié à cette structure est généralement supposé confondu avec son centre de gravité, cela nous emmène à considérer la dynamique du quadrirotor comme celle d'un corps rigide dans l'espace.
- Les forces de portance et de traînée sont proportionnelles aux carrés de vitesse de rotation des rotors, ce qui correspond étroitement au comportement aérodynamique.
- Les conditions atmosphériques sont les conditions standard de pression et de température.

II.3.2 Définition des repères

Pour décrire la position et l'orientation du quadrirotor, nous avons besoin de deux repères : repère terrestre R^b et repère mobile R^m .

II.3.2.1 Repère terrestre

Il s'agit d'un référentiel orthogonal fixe de type galiléen, supposé immobile, lié à la terre. Ainsi, c'est une référence dans laquelle les lois de Newton s'appliquent. Soit : $R^b = \{O^B, i^b, j^b, k^b\}$. Tel que : i^b pointe vers le nord géographique, j^b pointe vers l'est, k^b pointe vers le centre de la terre.

Nous considérons ici que la surface de la terre est plate, donc i^b, j^b sont parallèles au sol et k^b est perpendiculaire au sol. Le repère est de type main droite, tel que $i^b \times j^b = k^b$.

La position de l'origine O^B est arbitraire. Ceci est généralement choisi comme position initiale du quadrirotor.

CHAPITRE II : Fonctionnement, Modélisation et synthèse de commande du quadrirotor

II.3.2.2 Repère mobile

Ce repère est nécessaire pour décrire l'orientation du quadrirotor. Est lié au corps du quadrirotor. Soit : $R^m = \{O^m, i^m, j^m, k^m\}$. Tel que : l'origine O^m coïncide avec le centre de gravité, i^m pointe vers l'avant, j^m pointe vers le bras droit, k^m pointe vers le bas.

Le repère du quadrirotor est de type main droite, tel que $i^m \times j^m = k^m$.

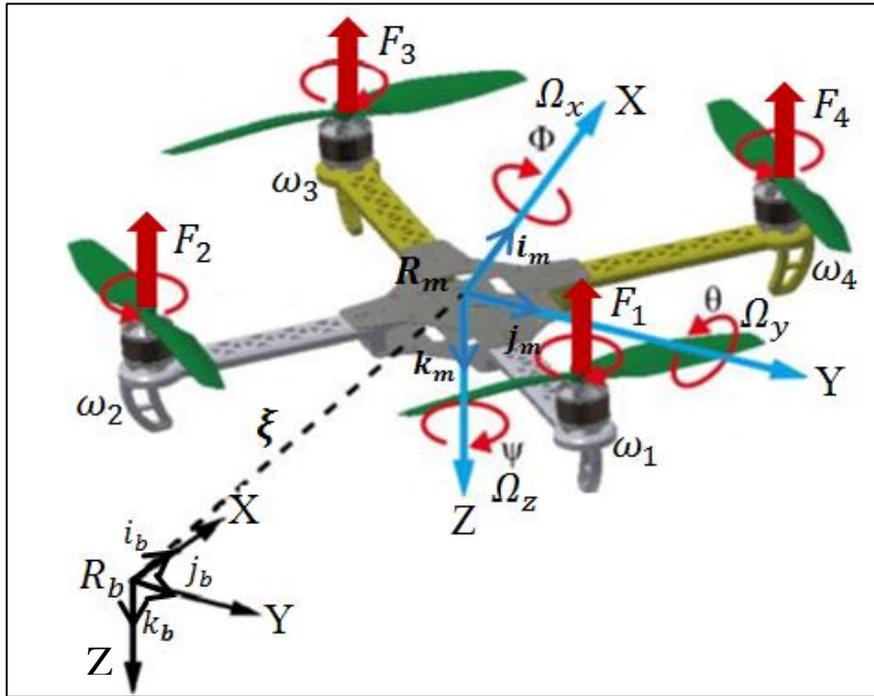


Figure II-7 : Géométrie du quadrirotor.

II.3.3 Définition des vecteurs de position

La position du quadrirotor est définie par un vecteur, exprimé dans le repère terrestre, allant de O^b à O^m . ce vecteur est noté $\xi = [x \ y \ z]^T$. Ainsi l'expression de la vitesse linéaire exprimée dans le repère terrestre est noté $\dot{\xi} = [\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T$.

Le passage entre le repère mobile et le repère fixe est donné par une matrice dite matrice de transformation homogène T , qui contient la position et l'orientation du repère mobile par rapport au repère fixe.

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

Avec R la matrice de rotation (décrit l'orientation de l'objet mobile), et $\xi = [x \ y \ z]^T$ est le vecteur de position.

Pour déterminer les éléments de la matrice de rotation R , on utilise les angles d'Euler.

CHAPITRE II : Fonctionnement, Modélisation et synthèse de commande du quadrirotor

II.3.4 Angles d'Euler

Au début le repère mobile coïncide avec le repère fixe, après ce dernier effectue trois mouvements de rotation, une autour de l'axe 'X' avec un angle de Roulis ' φ ', une autre autour de l'axe 'Y' avec un angle de Tangage ' θ ', et enfin une rotation autour de l'axe 'Z' avec un angle de Lacet ' ψ '. Supposant que : $\left(-\frac{\pi}{2} < \varphi < \frac{\pi}{2}\right)$ et $\left(-\frac{\pi}{2} < \theta < \frac{\pi}{2}\right)$ et $(-\pi < \psi < \pi)$. Donc on a la formule de la matrice de rotation R :

$$R = Rot_z(\psi) \times Rot_y(\theta) \times Rot_x(\varphi) = \begin{bmatrix} C\psi & -S\psi & 0 \\ S\psi & C\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} C\theta & 0 & S\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -S\theta & 0 & C\theta \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & C\varphi & -S\varphi \\ 0 & S\varphi & C\varphi \end{bmatrix} \quad (\text{II -2})$$

$$R = \begin{bmatrix} C\psi C\theta & S\varphi S\theta C\psi - S\psi C\varphi & C\varphi S\theta C\psi + S\psi S\varphi \\ S\psi S\theta & S\varphi S\theta S\psi + C\psi C\theta & C\varphi S\theta S\psi - S\varphi C\psi \\ -S\theta & S\varphi S\theta & C\varphi C\theta \end{bmatrix} \quad (\text{II -3})$$

Avec : $C = \text{Cos}$, et $S = \text{Sin}$.

La matrice de rotation a plusieurs caractéristiques intéressantes tel que :

- Elles sont orthogonales. $RR^T = I \leftrightarrow R^T = R^{-1}$
- Le déterminant de la matrice R : $\det(R) = 1$.
- Les colonnes et les lignes sont unitaires et mutuellement orthogonales.

II.3.5 Vitesse Angulaire

Les vitesses de rotations Ω_x , Ω_y et Ω_z dans le repère fixe sont exprimée en fonction des vitesse de rotations $\dot{\varphi}$, $\dot{\theta}$, $\dot{\psi}$. Dans le repère mobile, on a :

$$\Omega = \begin{bmatrix} \Omega_x \\ \Omega_y \\ \Omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + Rot_x(\varphi)^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + (Rot_y(\theta)Rot_x(\varphi))^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (\text{II -4})$$

En effet, la rotation en roulis a lieu lorsque les repères sont encore confondus. Puis, en ce qui concerne le tangage, le vecteur représentant la rotation doit être exprimé dans le repère fixe : il est donc multiplié par $Rot_x(\varphi)^{-1}$. De même, le vecteur représentant la rotation en lacet doit être exprimé dans le repère fixe qui a déjà subites deux rotations. On arrive ainsi à :

$$\Omega = \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} C\varphi \\ -\dot{\theta} C\varphi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\dot{\psi} S\theta \\ \dot{\psi} S\varphi C\theta \\ \dot{\psi} C\varphi C\theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi} - \dot{\psi} S\theta \\ \dot{\theta} C\varphi + \dot{\psi} S\varphi C\theta \\ \dot{\psi} C\varphi C\theta - \dot{\theta} C\varphi \end{bmatrix} \quad (\text{II -5})$$

CHAPITRE II : Fonctionnement, Modélisation et synthèse de commande du quadrirotor

$$\Omega = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -S\theta \\ 0 & C\varphi & S\varphi C\theta \\ 0 & -S\varphi & C\varphi C\theta \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (\text{II-6})$$

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

$$C\varphi = C\theta = C\psi = 1 \text{ et } S\varphi = S\theta = S\psi = 0.$$

Enfinement nous obtenons : $\Omega = [\dot{\varphi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T$ (II-7)

II.3.6 Vitesse Linéaires

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

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

II.3.7 Les forces agissantes sur le quadrirotor

Les forces agissant sur le système sont : [5]

II.3.7.1 Le poids :

Il agit sur le quadrirotor proportionnellement à sa masse, donnée par : $P = m \cdot g$ (II-9)

Avec : m : masse du quadrirotor, et g : la gravité = $9.81m/s^2$.

II.3.7.2 Les forces de poussée « portance » :

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

$$F_i = b \cdot \omega_i^2 \quad (\text{II-10})$$

Avec : $i = \{1, 2, 3, 4\}$; b : coefficient de portance, dépend de la forme et le nombre des hélices, et la densité de l'air.

II.3.7.3 Les forces de traînée « résistance » :

La force de traînée correspond à l'accouplement d'une force de pression avec la force de frottement visqueuse. Donc il y a deux forces de trainage qui agissent sur le système :

CHAPITRE II : Fonctionnement, Modélisation et synthèse de commande du quadrirotor

a) **La traînée selon les axes (x, y, z) :**

$$\text{Est due au mouvement du corps du quadrirotor, } F_t = K_{ft} \cdot v \quad (\text{II -11})$$

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

b) **La traînée dans les hélices :**

Elle agit sur les pales, proportionnellement à : la masse volumique de l'air, la forme des pales, carré de la vitesse de rotation de l'hélice. Alors : $T_{hi} = d \cdot \omega_i^2$ (II -12)

Avec : $i = \{1, 2, 3, 4\}$, d : coefficient de traînée, dépend de la fabrication des hélices .

II.3.7.4 Les moments [5]

Il y a plusieurs moments qui agissent sur le quadrirotor, ces moments sont dus à la poussée et à la traînée et à des effets gyroscopiques.

a) **Moments dus à la poussée :**

Là où il y a une différence entre les forces de portance des rotors, il s'agit d'une rotation autour de l'axe X, Y respectivement. Ce moment est donné par :

$$\begin{cases} M_x = l(F_4 - F_2) + l(F_3 - F_1) = lb(\omega_4^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_1^2) \\ M_y = l(F_4 - F_3) + l(F_2 - F_1) = lb(\omega_4^2 - \omega_3^2 + \omega_2^2 - \omega_1^2) \end{cases} \quad (\text{II -13})$$

Avec : l : est la longueur entre le centre de masse du quadrirotor et l'axe de rotation du rotor.

b) **Moments dus à la traînée :**

Les couples de traînée de chaque hélice provoquent un couple réactif qui survient au cours de la rotation autour de l'axe Z, ce moment est donné par :

$$M_z = d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \quad (\text{II -14})$$

Le moment en raison de la friction aérodynamique est déterminé par :

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

Avec : K_{fa} : coefficient de frottement aérodynamique, Ω : la vitesse angulaire.

CHAPITRE II : Fonctionnement, Modélisation et synthèse de commande du quadrirotor

c) Effet gyroscopique :

L'effet gyroscopique est défini comme la difficulté de changer la position ou l'orientation du plan de rotation d'une masse rotative. Du point de vue physique, l'effet gyroscopique est une conséquence directe de l'énergie cinétique rotationnelle.

Dans ce cas il y a deux moments gyroscopiques :

- Le moment gyroscopique des hélices :

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

- Le moment gyroscopique dû aux mouvements de quadrirotor.

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

Avec : J_r : l'inertie des rotors, J : l'inertie des système.

II.3.8 Des Forces et des moments non modélisés

Il existe divers effets aérodynamiques non modélisés susceptibles de perturber le mouvement du quadrirotor. Car leurs effets à faible vitesse peuvent être négligés. (Battements d'hélices, frottement de l'aire, effet de sol, instabilité de l'aire et de vent).

II.3.9 Le modèle mathématique selon Newton-Euler [3] [5]

Après avoir décrit les différentes équations, il est possible maintenant de développer le modèle mathématique, en utilisant la formulation de Newton-Euler.

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{\xi} = v \\ m\ddot{\xi} = F_f + F_t + F_g \\ \dot{R} = R \cdot S(\Omega) \\ J\dot{\Omega} = -\Omega \wedge J\Omega + M_f - M_a - M_{gh} \end{array} \right. \quad (\text{II -18})$$

J : Matrice d'inertie symétrique (3×3) :

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

Chaque terme de la matrice dépend de la distribution de la masse :

$$I_x = \iiint_V (y^2 + z^2) \partial m$$

CHAPITRE II : Fonctionnement, Modélisation et synthèse de commande du quadrirotor

$$I_y = \iiint_V (x^2 + z^2) \partial m \quad (\text{II -20})$$

$$I_z = \iiint_V (x^2 + y^2) \partial m$$

$S(\Omega)$: La matrice antisymétrique, $\Omega = [\Omega_1 \ \Omega_2 \ \Omega_3]^T$:

$$S(\Omega) = \begin{bmatrix} 0 & -\Omega_3 & \Omega_2 \\ \Omega_3 & 0 & -\Omega_1 \\ -\Omega_2 & \Omega_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{II -21})$$

F_f : La force totale générée par les quatre rotors :

$$F_f = R [0 \ 0 \ \sum_{i=1}^4 F_i]^T \quad (\text{II -22})$$

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

$$F_t = \begin{bmatrix} -K_{ftx} & 0 & 0 \\ 0 & -K_{fty} & 0 \\ 0 & 0 & -K_{ftz} \end{bmatrix} \dot{\xi} \quad (\text{II -23})$$

$K_{ftx}, K_{fty}, K_{ftz}$: coefficients de traînée de translation,

F_g : La force de gravité, donnée par :

$$F_g = [0 \ 0 \ -mg]^T \quad (\text{II -24})$$

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

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

M_a : Le moment en raison de la friction aérodynamique :

$$M_a = [K_{fax} \dot{\varphi}^2 \ K_{fay} \dot{\theta}^2 \ K_{faz} \dot{\psi}^2]^T \quad (\text{II -26})$$

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

II.3.9.1 Equation de mouvement de translation

Basé sur le modèle Newton-Euler :

$$m\ddot{\xi} = F_f + F_t + F_g$$

Chaque variable est remplacée par sa formule :

$$m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\varphi c\psi s\theta + s\varphi s\psi \\ c\varphi s\psi s\theta - s\varphi c\psi \\ c\varphi c\theta \end{bmatrix} \sum_{i=1}^4 F_i - \begin{bmatrix} K_{ftx} \dot{x} \\ K_{fty} \dot{y} \\ K_{ftz} \dot{z} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (\text{II -27})$$

CHAPITRE II : Fonctionnement, Modélisation et synthèse de commande du quadrirotor

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

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{1}{m}(c\varphi c\psi s\theta + s\varphi s\psi)(\sum_{i=1}^4 F_i) - \frac{K_{ftx}}{m}\dot{x} \\ \ddot{y} = \frac{1}{m}(c\varphi s\psi s\theta - s\varphi c\psi)(\sum_{i=1}^4 F_i) - \frac{K_{fity}}{m}\dot{y} \\ \ddot{z} = c\varphi c\theta(\sum_{i=1}^4 F_i) - \frac{K_{ftz}}{m}\dot{z} - g \end{cases} \quad (\text{II -28})$$

II.3.9.2 Equation de mouvement de rotation

On a :
$$J\dot{\Omega} = -\Omega \Lambda J\Omega + M_f - M_a - M_{gh} \quad (\text{II -29})$$

Quand on remplace :

$$\begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\varphi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \wedge \left(\begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \right) - \begin{bmatrix} K_{fax}\varphi^2 \\ K_{fay}\theta^2 \\ K_{faz}\psi^2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} lb(\omega_4^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_1^2) \\ lb(\omega_4^2 - \omega_3^2 + \omega_2^2 - \omega_1^2) \\ d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} J_r \Omega_r \dot{\theta} \\ -J_r \Omega_r \dot{\varphi} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (\text{II -30})$$

On obtient alors :

$$\begin{cases} I_x \ddot{\varphi} = -\dot{\theta}\dot{\psi}(I_z - I_y) - K_{fax}\varphi^2 - J_r \Omega_r \dot{\theta} + lb(\omega_4^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_1^2) \\ I_y \ddot{\theta} = \dot{\varphi}\dot{\psi}(I_z - I_x) - K_{fay}\theta^2 + J_r \Omega_r \dot{\varphi} + lb(\omega_4^2 - \omega_3^2 + \omega_2^2 - \omega_1^2) \\ I_z \ddot{\psi} = \dot{\varphi}\dot{\psi}(I_x - I_y) - K_{faz}\psi^2 + d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{cases} \quad (\text{II -31})$$

II.3.10 Modèle dynamique complet

À signaler que $\{u_1, u_2, u_3, u_4\}$ sont les entrées de commande du système et qui s'écrivent en fonction des vitesses angulaires des quatre rotors comme suit :

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b & b & b & b \\ -lb & -lb & lb & lb \\ -lb & lb & -lb & lb \\ d & -d & d & -d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (\text{II -32})$$

Et : $\Omega_r = \omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4$

En conséquence le modèle dynamique complet :

CHAPITRE II : Fonctionnement, Modélisation et synthèse de commande du quadrirotor

$$\left. \begin{aligned} \ddot{\varphi} &= \frac{(I_y - I_z)}{I_x} \dot{\theta} \dot{\psi} - \frac{J_r}{I_x} \Omega_r \dot{\theta} - \frac{K_{fax}}{I_x} \dot{\varphi}^2 + \frac{l}{I_x} u_2 \\ \ddot{\theta} &= \frac{(I_z - I_x)}{I_y} \dot{\varphi} \dot{\psi} - \frac{J_r}{I_y} \Omega_r \dot{\varphi} - \frac{K_{fay}}{I_y} \dot{\theta}^2 + \frac{l}{I_y} u_3 \\ \ddot{\psi} &= \frac{(I_x - I_y)}{I_z} \dot{\varphi} \dot{\psi} - \frac{K_{faz}}{I_z} \dot{\psi}^2 + \frac{1}{I_z} u_4 \\ \ddot{x} &= -\frac{K_{ftx}}{m} \dot{x} + \frac{1}{m} u_x u_1 \\ \ddot{y} &= -\frac{K_{fty}}{m} \dot{y} + \frac{1}{m} u_y u_1 \\ \ddot{z} &= -\frac{K_{ftz}}{m} \dot{z} - g + \frac{(c\varphi c\theta)}{m} u_1 \end{aligned} \right\} \quad (\text{II-33})$$

Avec :

$$\begin{cases} u_x = (C\varphi C\psi S\theta + S\varphi S\psi) \\ u_y = (C\varphi S\psi S\theta - S\varphi C\psi) \end{cases} \quad (\text{II-34})$$

II.3.11 Représentation d'état du système [3]

Pour un système physique, il y a de nombreuses représentations d'état, on considère $\mathbf{X} = [x_1 \dots x_{12}]^T$ comme le vecteur d'état du système :

$$\mathbf{X} = [\varphi \quad \dot{\varphi} \quad \theta \quad \dot{\theta} \quad \psi \quad \dot{\psi} \quad x \quad \dot{x} \quad y \quad \dot{y} \quad z \quad \dot{z}]^T \quad (\text{II-35})$$

On obtient la représentation d'état :

$$\left\{ \begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= a_1 x_4 x_6 + a_2 x_2^2 + a_3 \Omega_r x_4 + b_1 u_2 \\ \dot{x}_3 &= x_4 \\ \dot{x}_4 &= a_4 x_2 x_6 + a_5 x_4^2 + a_6 \Omega_r x_2 + b_2 u_3 \\ \dot{x}_5 &= x_6 \\ \dot{x}_6 &= a_7 x_2 x_4 + a_8 x_6^2 + b_3 u_4 \\ \dot{x}_7 &= x_8 \\ \dot{x}_8 &= a_9 x_8 + \frac{u_1}{m} u_x u_1 \\ \dot{x}_9 &= x_{10} \\ \dot{x}_{10} &= a_{10} x_{10} + \frac{u_1}{m} u_y u_1 \\ \dot{x}_{11} &= x_{12} \\ \dot{x}_{12} &= a_{11} x_{12} + \frac{u_1}{m} (\cos \varphi \cos \theta) - g \end{aligned} \right. \quad (\text{II-36})$$

Avec :

$$\left\{ \begin{aligned} a_1 &= \frac{(I_y - I_z)}{I_x}; \quad a_2 = -\frac{K_{fax}}{I_x}; \quad a_3 = \frac{J_r}{I_x}; \quad a_4 = \frac{(I_z - I_x)}{I_y} \\ a_5 &= -\frac{K_{fay}}{I_y}; \quad a_6 = \frac{J_r}{I_y}; \quad a_7 = \frac{(I_x - I_y)}{I_z}; \quad a_8 = -\frac{K_{faz}}{I_z} \\ a_9 &= -\frac{K_{ftx}}{m}; \quad a_{10} = -\frac{K_{fty}}{m}; \quad a_{11} = -\frac{K_{ftz}}{m} \\ b_1 &= \frac{l}{I_x}; \quad b_2 = \frac{l}{I_y}; \quad b_3 = \frac{l}{I_z} \end{aligned} \right. \quad (\text{II-37})$$

CHAPITRE II : Fonctionnement, Modélisation et synthèse de commande du quadrirotor

II.4 La commande d'un quadrirotors

La théorie de la commande est une branche de la théorie des systèmes dynamiques, dont le but principal est de manipuler la variable d'entrée $u(t)$ d'un système donné de sorte que sa variable de sortie $y(t)$ soit soumise à la trajectoire de référence $y_{ref}(t)$. L'introduction de lois de commandes stabilisantes et la conception de stratégie de navigation se sont révélées rapidement indispensables pour soulager la charge de travail du pilote d'une part et de rendre ces systèmes plus autonomes d'une autre part. Les commandes électriques classiques convertissent des consignes d'attitude données par le pilote en commande de vitesse des rotors.

Le quadrirotor est un véhicule aérien à voilure tournante, la difficulté de son contrôle réside principalement dans ses caractéristiques dynamiques complexes, non linéaires, multi-variables et notamment sous actionnement. Toutes les commandes de stabilisation sont conçues pour s'assurer que la trajectoire souhaitée est poursuivie selon les trois axes (X ; Y ; Z) et l'angle du lacet ψ . La stratégie de commande adoptée est basée sur la décomposition du système d'origine en deux sous-systèmes : le premier concerne la commande en position tandis que le deuxième est celui de la commande en orientation. [5]

Plusieurs laboratoires travaillent sur le contrôle des drones et ont élaboré des lois de commande. Nous présentons ici les différentes techniques :

- Le contrôleur PID : cette commande est très simple à mettre en œuvre, classique n'a aucune exigence sur les paramètres du système à commander.
- La commande LQR : cette loi de commande a obtenu de bons résultats dans la stabilisation d'attitude du quadrirotor.
- L'approche Backstepping : de meilleurs résultats sont obtenus en utilisant cette technique de commande non linéaire, qui garantit la convergence de l'état interne du quadrirotor.
- La commande par mode glissant : cette technique de commande non linéaire donne de bons résultats et assure la stabilisation du système.
- La commande par Vision : cette technique est basée sur la commande visuelle en utilisant une caméra miniature embarquée sur le quadrirotor, ou une caméra externe.

CHAPITRE II : Fonctionnement, Modélisation et synthèse de commande du quadrirotor

II.4.1 Contrôle par PID

II.4.1.1 Description

Le contrôleur PID (Proportionnel, Intégral, Dérivé) est un système de contrôle qui améliore les performances d'asservissement, c'est certainement la structure de contrôle la plus couramment utilisée dans l'industrie, elle est en effet utilisée dans plus de 90% des structures de la commande. Parmi les avantages de ce régulateur :

- Structure simple.
- Bonne performance dans plusieurs processus.
- Fiable, même sans un modèle spécifique du système de contrôle.

Cette méthode est basée sur la structure qui transmet un signal de commande à partir de l'erreur existant entre la consigne (valeur désirée) y_{ref} et la mesure (valeur réelle) y .

$$e(t) = y_{ref}(t) - y(t) \quad (\text{II -38})$$

Le régulateur PID est la somme des termes proportionnelle, intégrale et dérivée, son but est de combiner les effets positifs des trois correcteurs de base, ce qui se traduit par de bonnes performances et des améliorations significatives de la vitesse, de la précision et de la stabilité. L'expression d'un régulateur PID est donnée comme suit :

$$U(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (\text{II -39})$$

Ce dernier génère les entrées de commande requises pour le quadrirotor, le schéma fonctionnel du contrôleur PID est illustré à la **Figure II.3.1** :

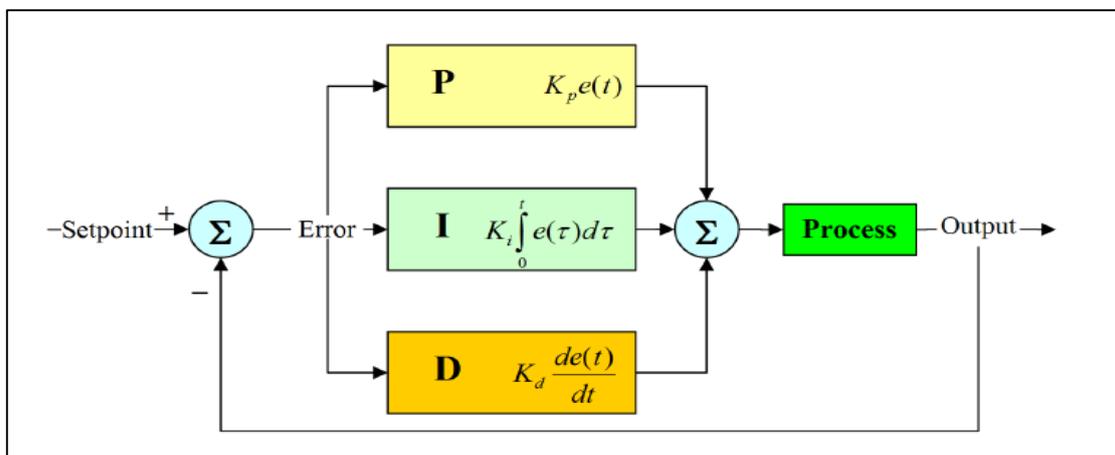


Figure II-8 : Schéma fonctionnel d'un correcteur PID.

CHAPITRE II : Fonctionnement, Modélisation et synthèse de commande du quadrirotor

➤ Action Proportionnelle

L'action proportionnelle applique une correction instantanée pour tout écart entre la mesure et la consigne. L'erreur est multipliée par un gain K_p , afin de diminuer l'écart de réglage et de rendre le système plus rapide, on augmente le gain, à une certaine limite car ça risque de déstabiliser le système, plus la perturbation est grande, plus la correction apportée est grande. Cette action est représentée comme suit : [19]

$$K_p e(t) \quad (\text{II -40})$$

➤ Action Intégrale

Cette action est complémentaire à l'action proportionnelle. L'erreur est intégrée sur un intervalle de temps t , puis multipliée par un gain K_i pour éliminer l'erreur résiduelle en régime permanent (erreur statique). Afin de rendre le système plus dynamique (diminuer le temps de réponse) ainsi que d'améliorer la précision. Cependant, cela induit l'augmentation du déphasage provoquant ainsi l'instabilité en boucle fermée. Cette composante apporte une notion de temps d'intégration à la correction. [19]

Plus K_i est élevé, plus l'erreur statique est corrigée, sa relation est donnée comme suit :

$$K_i \int_0^t e(\tau) d\tau \quad (\text{II -41})$$

➤ Action Dérivée

L'action dérivée, en compensant les inerties dues au temps mort, l'erreur est dérivée suivant un temps t , puis multipliée par un gain K_d ce qui accélère la réponse du système et améliore la stabilité, en éliminant les oscillations autour du point de consigne. Sa relation est donnée comme suit : [19]

$$K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (\text{II -42})$$

Le tableau suivant présente l'influence des paramètres du PID sur le comportement du système en boucle fermée :

CHAPITRE II : Fonctionnement, Modélisation et synthèse de commande du quadrirotor

| paramètres | Temps de montée | Temps de stabilisation | dépassement | Erreur statique |
|------------|-----------------|------------------------|-------------|-----------------|
| k_p | Diminue | Augmente | augmente | Diminue |
| k_I | Diminue | Augmente | augmente | Annule |
| k_d | - | Diminue | Diminue | - |

Tableau 1 : L'influence des paramètres du PID sur le comportement du système en boucle fermée.

En automatique, l'action du correcteur PID s'écrit généralement dans le domaine de Laplace sous la forme d'une fonction de transfert entre l'écart $e(s)$ et le signal de commande $U(s)$. En effet, à partir de cette présentation, les systèmes peuvent être étudiés sans passer par une fonction temporelle compliquée. La fonction de transfert classique d'un correcteur PID s'écrit sous le formulaire suivant :

$$H_{PID}(s) = \frac{U(s)}{Y(s)} = K_P + \frac{K_I}{s} + K_D s \quad (\text{II -43})$$

Cependant, il n'existe pas de méthode unique pour déterminer ces paramètres et il est nécessaire de réaliser des compromis entre la durée du régime transitoire, le dépassement et l'erreur statique.

II.4.1.2 Calcul des coefficients

Il y a deux façons de procéder pour trouver les valeurs à attribuer aux trois coefficients K_p , K_i et K_d .

- Par modélisation : inclut la détermination du comportement du système par le calcul et déduire les valeurs plausibles pour les coefficients.
- Par expérimentation : Consiste à utiliser une réponse réelle du système pour régler d'abord grossièrement puis finement les coefficients.

On complète souvent la première approche à travers la deuxième.

II.4.1.3 La régulation PID dans le quadrirotor

Dans le chapitre 1 nous avons mentionné qu'un quadrirotor est un système sous actionné à 6 DDL ; les mouvements de translation sont occupés 3 DDL le long des axes (x, y, z), les

CHAPITRE II : Fonctionnement, Modélisation et synthèse de commande du quadrirotor

autres DDL sont occupés par les mouvements de rotation selon les axes (x, y, z) c'est-à-dire les mouvements roulis, tangage et lacet respectivement.

Le quadrirotor est radiocommandé par une manette, les erreurs de translation peuvent être corrigées manuellement. En ce qui concerne l'erreur introduite dans le mouvement de roulis, tangage et lacet seront corrigée à l'aide d'un correcteur PID via un gyroscope.

Le principe de base de contrôleur PID est simple, lorsque le drone est déséquilibré en raison du vent ou de la turbulence, l'algorithme envoie une commande vers les ESC qui entraîne une réaction dans le sens inverse à celui qui a mené au déséquilibre, de sorte que le drone retrouve l'état désiré. Plus précisément, les valeurs mesurées par IMU (les données réelles du système) doivent être similaires aux consignes demandées par le pilote (les données d'entrée du récepteur interrompant la procédure).

Le contrôleur PID calcule les corrections nécessaires pour les trois axes (Pitch, Roll et Yaw), Les commandes du régulateur PID sont les signaux d'entrée du récepteur et les variables des mouvements angulaires mesurées par l'IMU, Les sorties du régulateur PID visent à contrôler la vitesse des moteurs du quadrirotor pour garantir l'équilibre. L'utilisation des opérateurs mathématiques (Proportionnel, Intégrateur et Dérivateur) permet de produire une sortie de commande adéquate pour le système.

Schéma suivant montre le principe du PID utilisé dans ce contrôleur de vol :

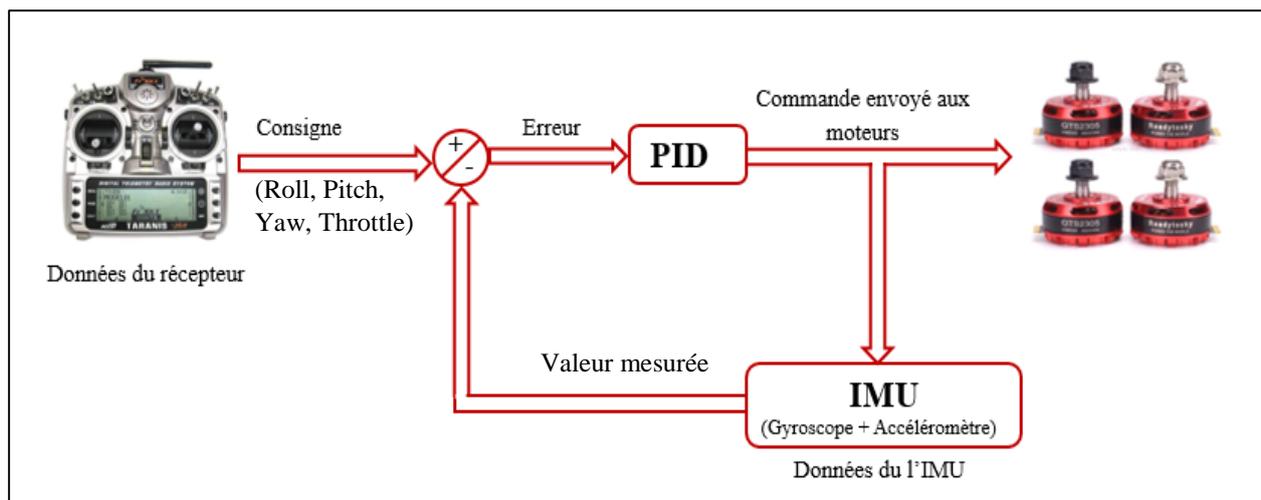


Figure II-9: Principe du contrôleur PID dans le quadrirotor.

II.5 Conclusion

Ce chapitre introduit les bases physiques utilisées pour déterminer les équations de la cinétique et la dynamique des quadrirotor, ainsi que les forces et les moments appliqués. L'utilisation du formalisme de Newton-Euler nous a permis d'établir le modèle dynamique du quadrirotor, les résultats des formules précédents sont généralement utilisés pour construire un modèle mathématique permettant de décrire avec précision le comportement du système. Finalement, l'explication de la stabilisation et le contrôle de ce drone par un système de régulation de type PID est donnée.

Dans le prochain chapitre, nous allons voir l'implémentation de la loi de commande dans une carte de type arduino méga pour la réalisation de l'autopilote et comparer avec un autopilote commercial.

CHAPITRE III

Implémentation et réalisation



III.1 Introduction

Dans ce chapitre, nous allons présenter la réalisation d'un drone de type quadrirotor.

Dans la première partie, nous allons présenter le matériel et les logiciels utilisés dans notre projet ainsi la description de toutes les étapes de réalisation de notre carte autopilote qui est basée sur l'Arduino Mega.

La deuxième partie consiste à l'implémentation et la configuration de la carte autopilote « PixHawk-cube 2.1 », et la mise en marche de cette dernière.

Finalement, après les tests des deux systèmes réalisés dans un environnement de vol réel nous présentons une synthèse comparative des deux systèmes.

III.2 Cahier de charges

Notre projet consiste en premier temps à concevoir une carte autopilote destinée pour les petits UAV à voilure tournante (quadrirotor) en utilisant une carte de développement Arduino MEGA, qui sera le cerveau de notre autopilote (processeur).

Cette carte doit être capable d'acquérir et de traiter les informations issues des capteurs : accéléromètre, gyromètre, GPS et Ultrason en temps réel, ainsi de commander et de contrôler le quadrirotor utilisé pour tester la carte autopilote réalisée.

Les capteurs utilisés seront regroupés et implantés dans une carte à réaliser, et les résultats obtenus par les capteurs doivent être affichés via une interface graphique représentant la station sol. Dans un deuxième temps on compare la partie réalisée avec la partie déjà existante dans la carte autopilote « PixHawk ».

Première Partie

« ARDUINO »

III.3.1 Hardware

III.3.1.1 Arduino Méga

La carte Arduino est le microprocesseur principal de la carte autopilote. Elle fait partie de catégorie des microcontrôleurs, c'est-à-dire d'ordinateur miniature capable de stocker des données, de recevoir et envoyer des informations. (voir annexe 2).

Le modèle de carte Arduino utilisée est le MEGA 2560 et elle est basée sur un Atmega 2560, **Figure III-1**.

Cette carte est caractérisée par :

- 54 broches numériques I/O dont 14 PWM.
- 16 entrées analogiques 10 bits.
- 4 UARTs (port série matériel).
- Cadencement : 16 MHz.
- Gestion des interruptions.
- Alimentation par USB, batterie ou adaptateur AC/DC.
- Un bouton de réinitialisation.
- Broche ICSP.



Figure III-1: Carte Arduino Méga.

III.3.1.2 Les Capteurs

La qualité et la précision des capteurs sont très importantes pour assurer une bonne connaissance des paramètres du drone dans l'espace. Dans notre projet, on va utiliser trois capteurs MPU, GPS et l'ultrason.

La centrale inertielle a été réalisée à l'aide d'un capteur MPU6050, le GPS à l'aide d'un capteur NEO 6M et un Ultrason HC-SR04 pour la détection des obstacles.

Le choix des capteurs résulte d'un compromis entre le prix, la qualité des mesures et la disponibilité.

a) MPU 6050

Le module GY-521 est une carte de développement pour le système micro-électromécanique MPU6050 (MEMS). Le module MPU6050 **Figure III-2** est constitué d'un capteur de température et de deux capteurs micromécaniques : un gyroscope 3 axes qui permet de mesurer les rotations, un accéléromètre 3 axes qui permet de mesurer les accélérations dans l'espace. De cette façon, il détecte l'orientation du quadrirotor

Ces capteurs sont généralement constitués d'une partie mécanique et d'une partie piézoélectrique. Lorsque l'objet est en mouvement la pièce mécanique se déplace contre la partie piézoélectrique qui envoie un signal électrique.

Ce capteur est caractérisé par :

- Alimentation : 3,3 à 5 Vcc.
- Consommation : 3,9 mA maxi.
- Plages de mesure :
 - Accéléromètre : $\pm 2g$, $\pm 4g$, $\pm 8g$, $\pm 16g$.
 - gyroscope : $\pm 250/500/1000/2000$ °/s.
- Interface I2C.
- Température de service : -40 °C à $+85$ °C.
- Dimensions : 25 x 20 x 7 mm.

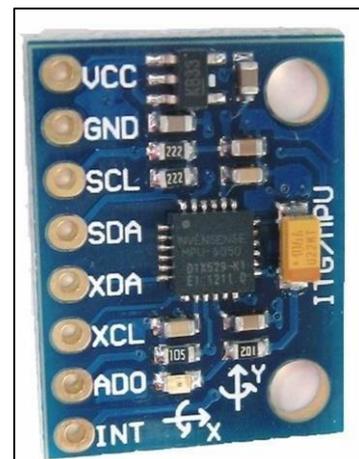


Figure III-2 : MPU 6050.

Le capteur MPU 6050 possède quatre broches : VCC, SCLOCK, SDATA, et GND, Le module communique avec l'Arduino via une communication en utilisant les broches SCL et SDA **Figure III-3**.

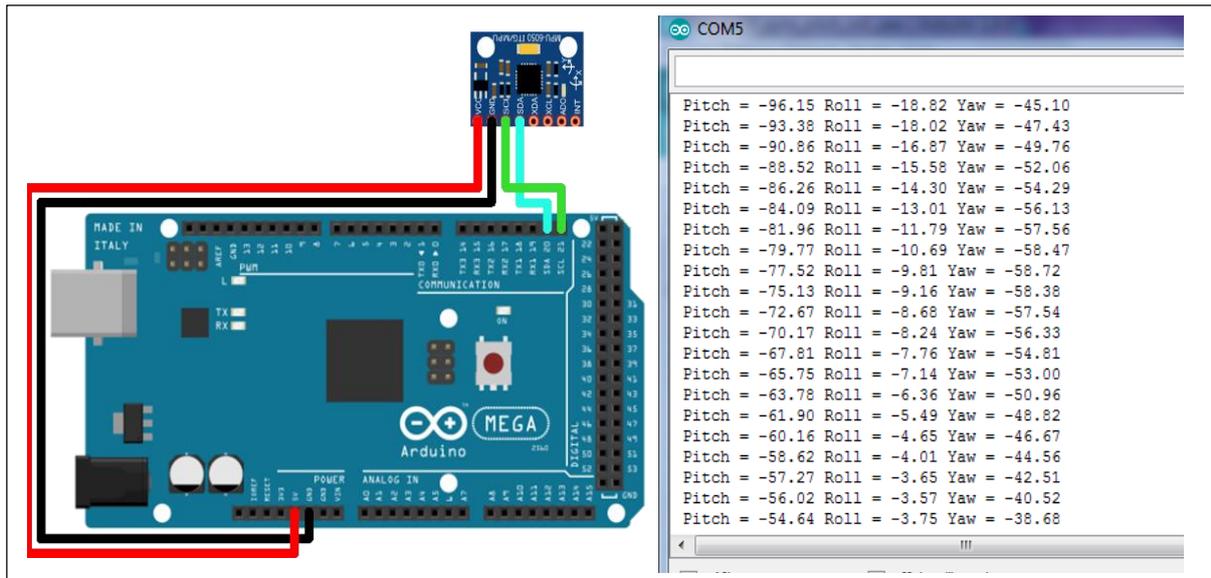


Figure III-3 : Brochage et affichage des données d'un MPU 6050 avec Arduino.

b) GPS NEO-6M

Le module GPS NEO-6M **Figure III-4** est un récepteur GPS complet performant avec une antenne céramique intégrée, qui offre une puissante capacité de recherche par satellite, il peut traquer jusqu'à 22 satellites sur 50 canaux.

Avec les voyants d'alimentation et de signal, on peut surveiller l'état du module. Grâce à la batterie de sauvegarde des données, le module peut sauvegarder les données lorsque l'alimentation principale est coupée accidentellement.

Ce capteur est caractérisé par :

- Alimentation : 3V/5V.
- Batterie : batterie de secours rechargeable.
- Signal lumineux : lumière à DEL,
- Dimensions de l'antenne : 25 x 25 mm.
- Dimensions du modèle : 25 x 35 mm.
- Poids : 19g.
- Débit en bauds par défaut : 9600.
- Taux de mise à jour de la position : 5Hz.



Figure III-4 : GPS NEO-6M.

Le module GPS NEO-6M possède quatre broches : VCC, Réception RX, Emission TX, et GND, Le module communique avec l'Arduino via une communication série en utilisant les broches TX et RX **Figure III-5**.

CHAPITRE III : Implémentation et réalisation

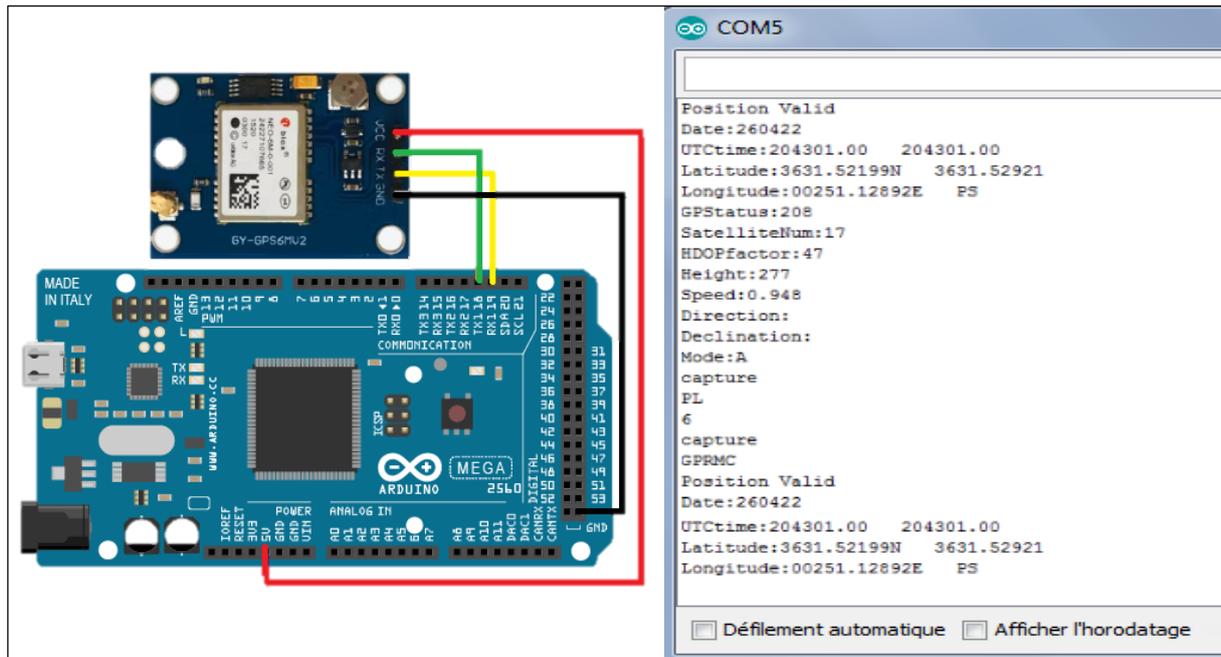


Figure III-5 : Brochage et affichage des données d'un GPS avec Arduino.

c) Ultrason HC-SR04

Le capteur à ultrasons HC-SR04 **Figure III-6**, est un capteur capable de mesurer la distance. Il émet un ultrason à 40 000 Hz (40 kHz) qui se propage dans l'air et s'il y a un objet ou un obstacle sur son chemin, il rebondira vers le module. Compte tenu du temps de trajet et de la vitesse du son, vous pouvez calculer la distance. Il offre une excellente plage de détection sans contact, avec des mesures de haute précision et stables.

Ce capteur est caractérisé par :

- Tension de fonctionnement : 5 VCC.
- Courant de travail : 15 mA.
- Fréquence de travail : 40 kHz.
- Angle de mesure : 15 degrés.
- Distance de mesure théorique : 2 cm à 450 cm.
- Distance de mesure pratique : 2 cm à 80 cm.
- Dimension : 45 x 20 x 15mm.
- Précision : 3 mm.



Figure III-6 : Ultrason HC-SR04.

CHAPITRE III : Implémentation et réalisation

Le capteur HC-SR04 possède 4 broches : VCC (1), TRIG (2), ECHO (3) et GND (4). La tension d'alimentation de VCC est de + 5 V et Nous pouvons attacher les broches TRIG et ECHO à n'importe quelle entrée/sortie numérique de notre carte Arduino **Figure III-7**.

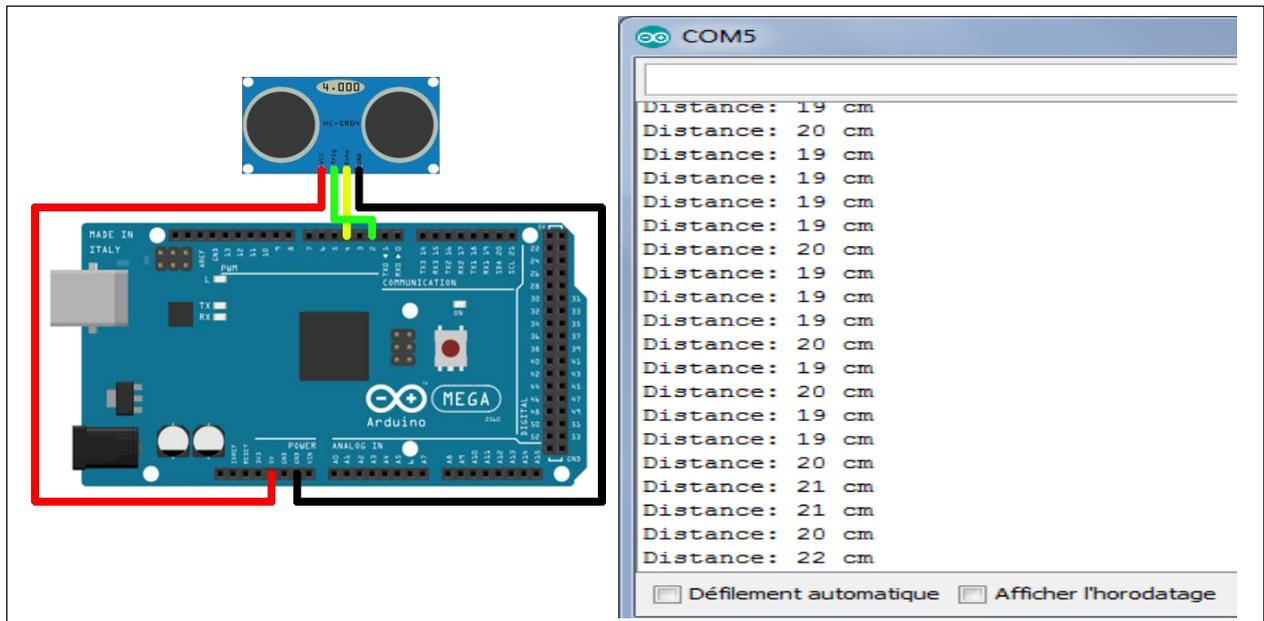


Figure III-7 : Brochage et affichage des données d'un ultrason avec Arduino.

III.3.1.3 Moteurs

Les quatre moteurs utilisés sont des moteurs brushless « cf2822 » **Figure III-8**, ils offrent un rendement extrêmement élevé et une capacité de charge élevée pour leur poids. Ils sont caractérisés par :

- KV : 1200RPM/V.
- Tension : 7.4v ~ 11.1v (2S à 3S).
- Taille moteur : 28x46mm (DxL)
- Taille stator : 22x10mm.
- Résistance interne : 150 m.
- Hélices recommandées : 9" à 10".
- Traction : 300 ~700 g.
- Poids : 39g (avec câbles).



Figure III-8 : Moteurs brushless cf2822

III.3.1.4 ESCs

Le contrôleur de vitesse des moteurs doit être adapté avec le moteur et la batterie. Nous avons utilisé ESC 30 A pour notre projet **Figure III.9**, chaque moteur a besoin d'un ESC.

CHAPITRE III : Implémentation et réalisation

Les caractéristiques de l'ESC sont :

- Tension d'entrée : 6.4V~ 16,8 V (2S ~ 4S).
- Courant de sortie : 30A cc, 40A max (10 sec).
- UBEC : 2A / 5V.
- Dimensions : 45 x 24 x 11mm.
- Protection contre la surchauffe.
- Protection contre l'accélérateur de démarrage.
- Poids : 25 g.



Figure III-9 : ESC Brushless 30A.

III.3.1.5 Batterie

La batterie utilisée sur le quadrirotor est du type Li-Po 3S, **Figure III-10**. Elle a les caractéristiques suivantes :

- Capacité : 5000 mAh.
- Voltage : 11.1 V (3S).
- Energie : 55.5 Wh.
- Type de prise : EC5.
- Dimension : 140 x 43 x 33 mm.
- Courant décharge en continu : 35 (C).
- Poids : 418 g.



Figure III-10 : Batterie Li-Po 3S .

III.3.1.6 Châssis

Le châssis qu'on a utilisé pour notre quadrirotor est de type X, **Figure II-11**.



Figure III-11: Châssis utilisé type « X » .

CHAPITRE III : Implémentation et réalisation

III.3.1.7 Radiocommande

Dans notre projet nous avons utilisé La radiocommande « Futaba T8J » **Figure III-12**, c'est un type de télécommande qui permet de contrôler à distance. Elle est compatible avec les avions, drones et hélicoptères. Elle utilise principalement la fréquence 2.4 GHz offrant une portée moyenne d'environ 1500m. Ces caractéristiques sont :

- Alimentation : 4.8V à 6V.
- Consommation : 150mA.
- Dimension : 185 x 200 x 80 mm.
- 20 modèles en mémoire.
- Écran LCD.
- 6 mixages programmables dont 2 à courbe.
- Double antennes interne.
- 8 voies.
- Poids : 740 g.



Figure III-12: Radiocommande Futaba.

III.3.1.8 Récepteur

Le récepteur utilisé est le module « Futaba R2008SB » **Figure III-13**, il est compatible avec la radio commande T8J, c'est un émetteur télémètre intégré permettant de transmettre au sol jusqu'à 32 données de télémètre avec une portée de plus de 1000m.

Se caractérise par :

- Tension d'alimentation : 4.8 - 7.4V.
- Dimensions : 24,9 x 42,8 x 14 mm.
- Fréquence : 2.4Ghz.
- Nombre de voies : 8.
- Deux antennes.
- Compatible avec système S-Bus.
- Poids : 9,5g.



Figure III-13 : Récepteur Futaba RS2008SB.

III.3.1.9 Hélices

L'hélice utilisée est en matière plastique **Figure III-14**, qui présente les caractéristiques suivantes :

CHAPITRE III : Implémentation et réalisation

- Le diamètre : 9".
- Le pas : 5".
- Poids : 9.6g.



Figure III-14 : Hélice utilisée.

III.3.1.10 La carte d'acquisition

C'est une carte de circuit imprimé ou PCB, consiste en une plaque de base, permettant de maintenir et de relier électriquement un ensemble de composants électroniques entre eux, dans le but de réaliser un circuit électronique complexe.

La carte d'acquisition réalisée est un circuit imprimé qui est un support plan (Shield), compatible avec les broches de la carte Arduino pour faciliter le branchement, qui regroupe les différents capteurs utilisés (MPU6050, GPS, Ultrason), ainsi que le récepteur RC et les ESCs **Figure III-15**. Cette carte double face à trous métallisées est réalisée à l'aide du logiciel Proteus.

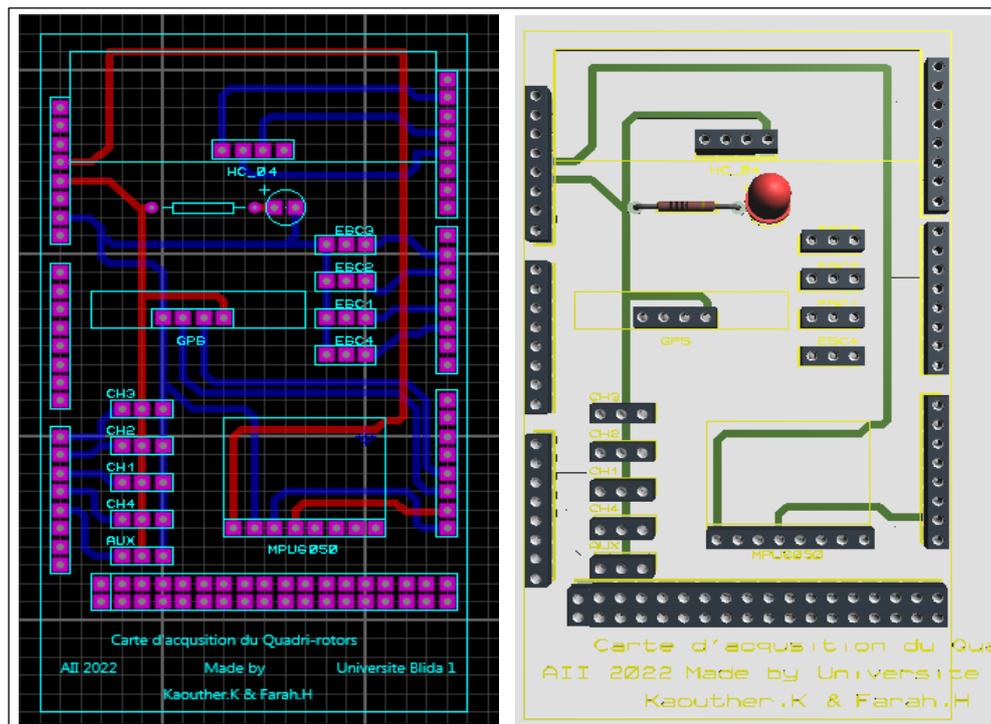


Figure III-15 : La carte d'acquisition.

III.3.2 Software

III.3.2.1 Logiciel Arduino

Le logiciel de programmation des modules Arduino appelée Arduino IDE **Figure III-16**, est une application Java, libre et multiplateformes servant d'éditeur de code et de compilateur

CHAPITRE III : Implémentation et réalisation

qui peut transférer le firmware et le programme à travers la liaison série RS-232, Bluetooth ou USB selon le module. Il est également possible de se passer de l'interface Arduino, de compiler et uploader les programmes via l'interface en ligne de commande.

Le langage de programmation utilisé est le C++ compilé avec `avr-g++3`, lié à la bibliothèque de développement Arduino et permettant l'utilisation de la carte et de ses entrées/sorties. Le logiciel Arduino intègre également un terminal série (fenêtre séparée) qui permet d'afficher des messages textes reçus de la carte Arduino et d'envoyer des caractères vers la carte Arduino. Cette fonctionnalité permet une mise au point très facile des programmes, permettant d'afficher sur l'ordinateur l'état des variables, des résultats de calculs : un élément essentiel pour améliorer, tester et corriger ses programmes. [20]

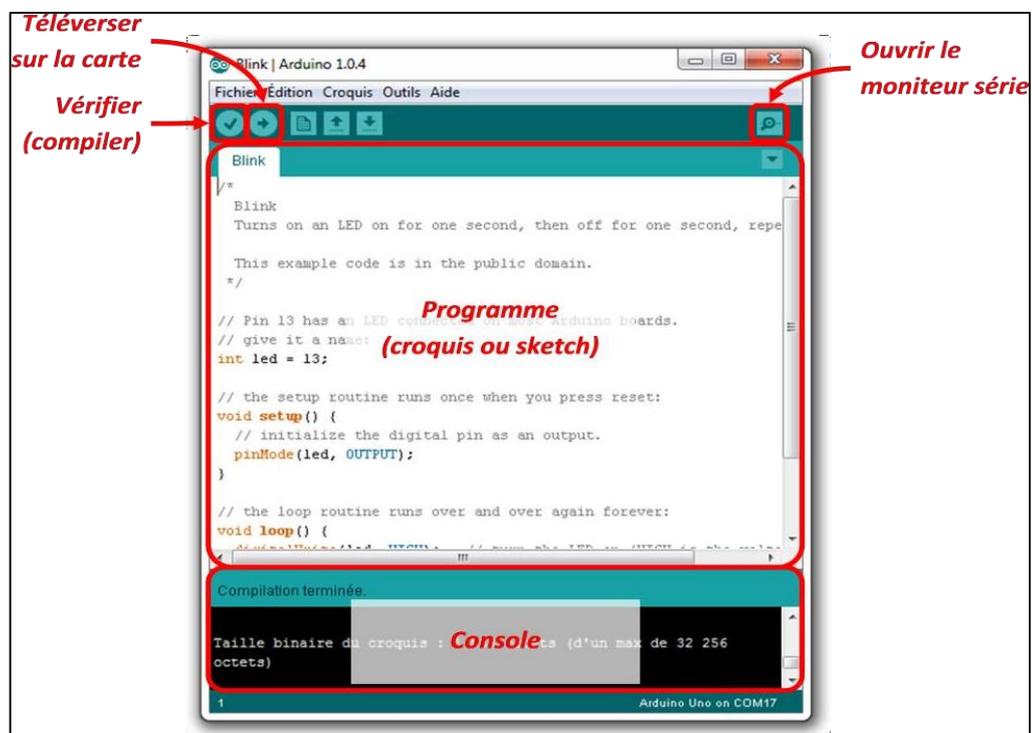


Figure III-16 : Interface du logiciel IDE.

III.3.2.2 MultiWii

MultiWii est un logiciel qui a été créé à l'aide du logiciel Arduino, c'est un logiciel open source visant à fournir le cerveau d'une plate-forme volante, utilisé pour calibrer et stabiliser un contrôleur de vol et également utilisé pour visualiser le fonctionnement du contrôleur de vol à travers divers graphiques et autres simulations sur son interface graphique. Il est compatible avec plusieurs cartes et capteurs (gyroscopes, accéléromètres, GPS... etc). [21]

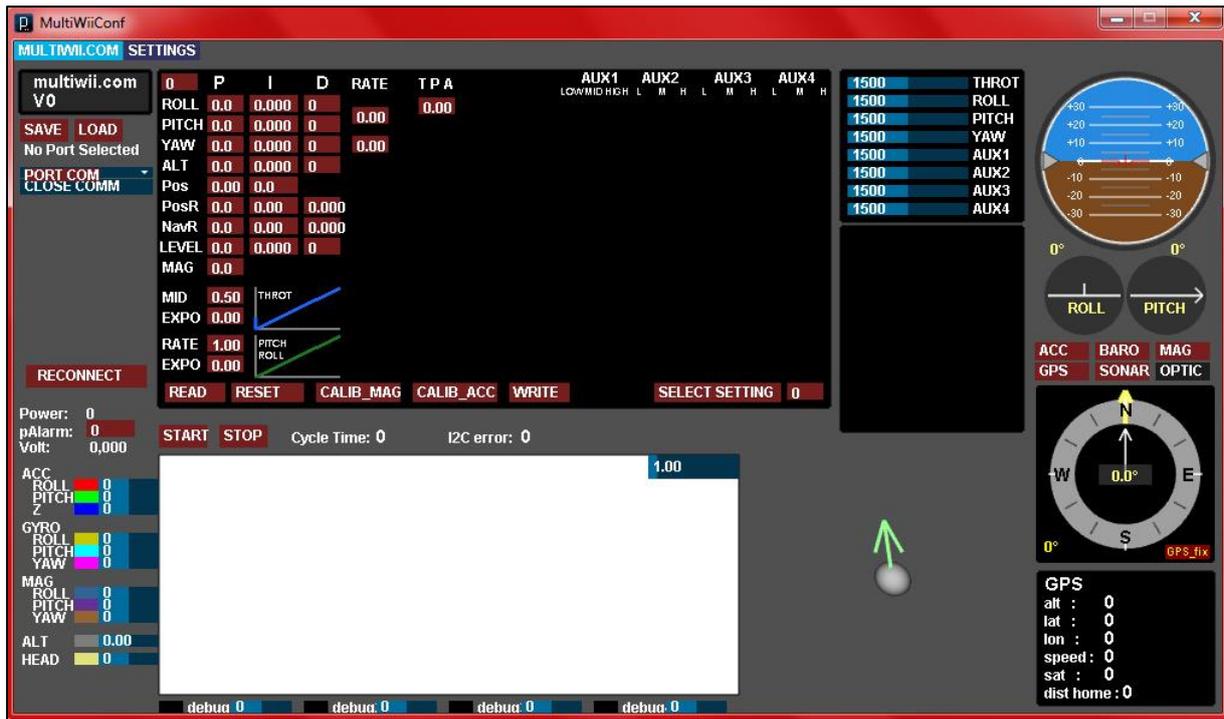


Figure III-17 : Interface graphique de MultiWii.

III.3.2.3 Proteus [22]

Proteus est un logiciel permettant la conception de la carte électronique assistée par ordinateur qui est édité par la société Lab-Center Electronics, **Figure III-18**. Proteus est composé de deux logiciels principaux :

a) ISIS

Le logiciel ISIS de Proteus est principalement connu pour éditer des schémas électriques. Par ailleurs, le logiciel permet également de simuler ces schémas ce qui permet de détecter certaines erreurs dès l'étape de conception. Indirectement, les circuits électriques conçus grâce à ce logiciel peuvent être utilisés dans des documentations car le logiciel permet de contrôler la majorité de l'aspect graphique des circuits.

b) ARES

Le logiciel ARES est un outil d'édition et de routage qui complète parfaitement ISIS. Un schéma électrique réalisé sur ISIS peut alors être importé facilement sur ARES pour réaliser le PCB de la carte électronique. Bien que l'édition d'un circuit imprimé soit plus efficace lorsqu'elle est réalisée manuellement, ce logiciel permet de placer automatiquement les composants et de réaliser le routage automatiquement.

CHAPITRE III : Implémentation et réalisation

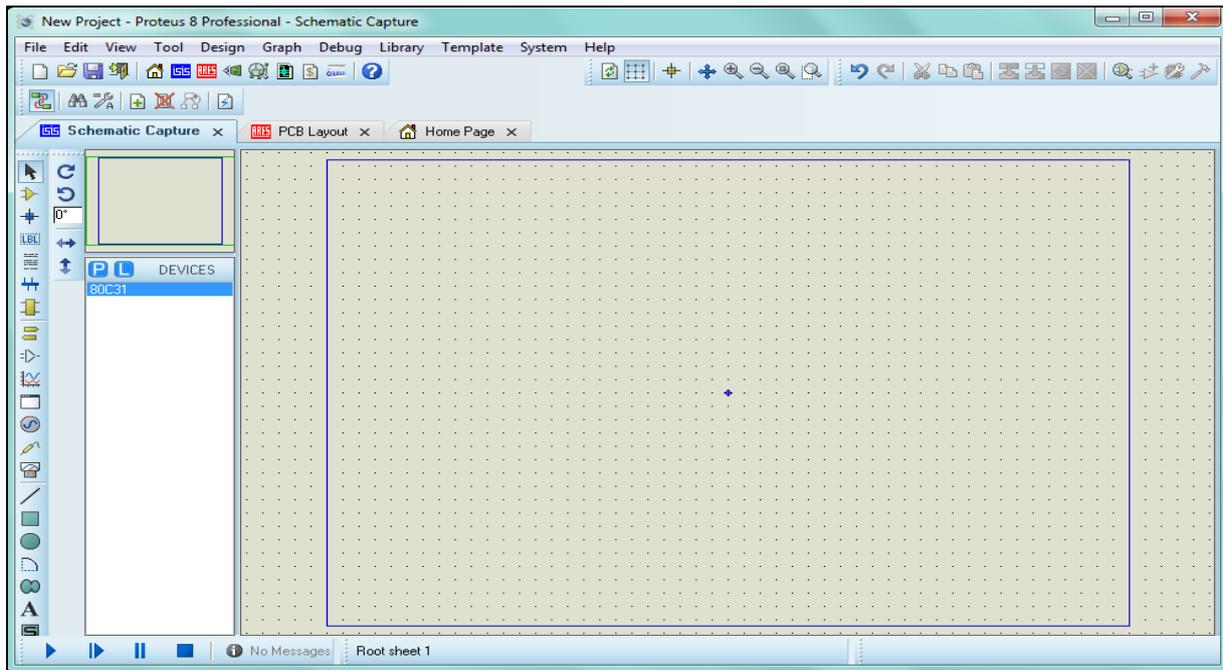


Figure III-18 : Interface du logiciel Proteus.

III.3.3 Schéma électrique de l'autopilote

Le schéma global du quadrirotor se réalise à l'aide du logiciel Proteus ISIS, dont on définit le brochage des capteurs, des ESCs et l'émetteur avec la carte arduino **Figure III-19**.

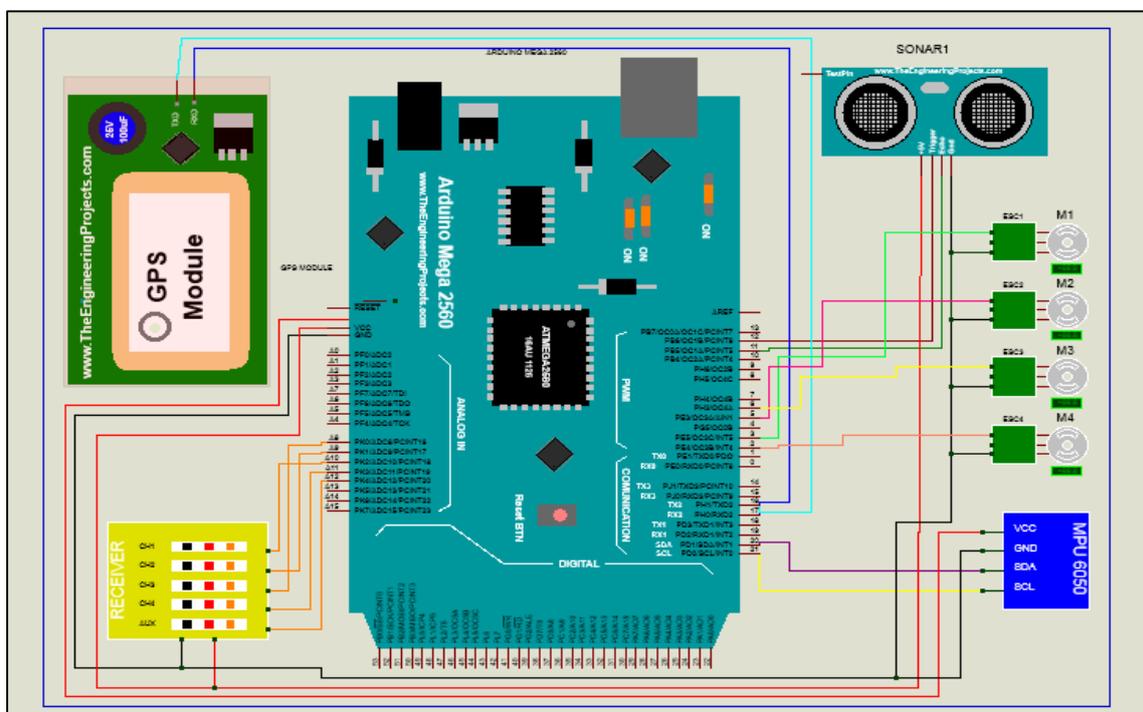


Figure III-19 : Schéma électrique de l'autopilote .

Après avoir suivi le circuit ci-dessus, nous avons réalisé un banc d'essai pour tester tous les composants ensemble **Figure III-20**, que nous avons converti ensuite à un circuit imprimé **Figure III-21**.

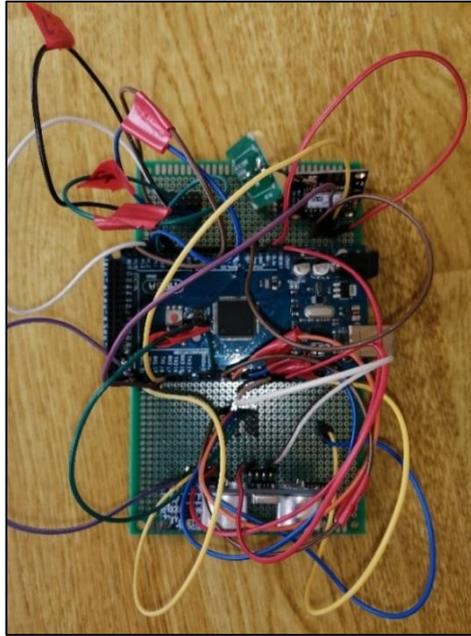


Figure III-21 : Banc d'essai.



Figure III-20: Circuit imprimé.

III.3.4 Assemblage des composants

Pour commencer nous avons accrocher les moteurs aux extrémités de chaque bras puis nous les avons reliés aux ESCs, nous devons avoir deux moteurs qui tourne dans le sens horaire et deux autre qui tourne dans le sens antihoraire. La prochaine étape consiste à fixer les ESCs, le module de communication et l'auto pilote réalisé au châssis puis à fixer le MPU bien au centre pour avoir la plus grande justesse possible. Ensuite il faut placer les hélices pour enfin procéder au branchement comme présenté dans la **Figure III-22**. Pour le branchement, nous avons choisi les sorties 2-3-5 et 6 pour relier les ESCs à la carte de contrôle. Les portes 8, 9, 10, 11, 12 sont des entrées numériques utilisées comme commande.

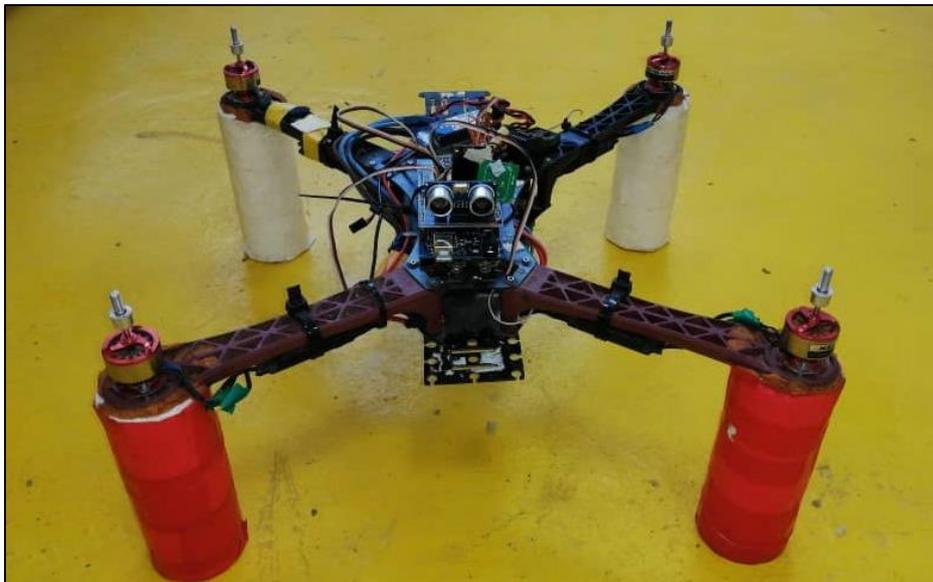


Figure III-22: Assemblage des composants.

CHAPITRE III : Implémentation et réalisation

III.3.5 Organigramme

Afin d'assurer le fonctionnement de l'autopilote réaliser, le programme exécuter au niveau du microprocesseur est démontré par l'organigramme suivant :

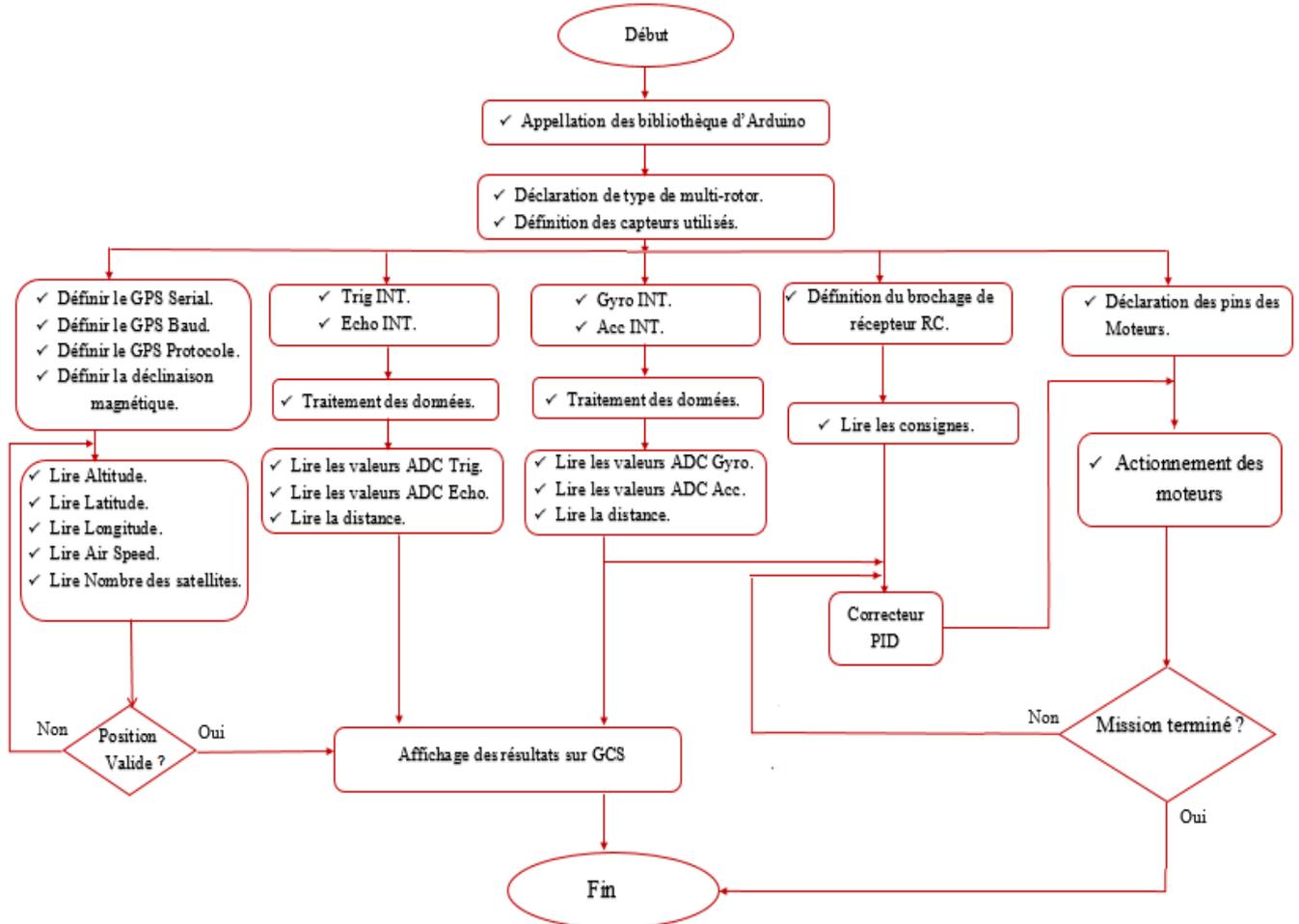


Figure III-23: Organigramme d'une mission.

CHAPITRE III : Implémentation et réalisation

III.3.5.1 Test Dynamique

Dans cette partie, on a procédé au test globale de la carte autopilote et cela pour visualiser les données issues des capteurs en temps réel et valider notre réalisation.

Les étapes sont structurées de la manière suivante :

- On branche la carte autopilote avec l'ordinateur.
- Le logiciel Arduino est lancé, on choisit les types de la carte et COM puis on flache le programme vers la carte après avoir fait les modifications nécessaires pour son fonctionnement.
- On lance le logiciel MultiWii, on choisit COM de la carte et on clique sur START.

Après avoir respecté toutes les étapes précédentes, la visualisation montre qu'il y a un changement sur l'interface de la station au sol illustrer par la **Figure III-24**. (voir annexe 3).



Figure III-24: Interface MultiWii.

Deuxième Partie

« PixHawk Cube 2.1 »

III.4.1 Hardware

III.4.1.1 La carte autopilote

Le contrôleur de vol ou plus communément appelé Flight Controller est l'élément central de l'électronique du drone.

PixHawk est un projet indépendant qui vise à fournir du matériel de contrôle de pilotage (autopilote) haut de gamme, à coûts bas ou raisonnables à des communautés d'utilisateurs universitaires, de loisirs et industrielles.

Ces modules bénéficient d'un haut niveau de sécurité, d'une redondance double ou triple des composants électroniques importants et de fonctions inédites pour automatiser les actions et les évolutions des drones.

Dans notre projet nous avons utilisé la Pixhawk 2 « Cube 2.1 »

a) Les principaux avantages du PixHawk 2 « Cube 2.1 » : [23]

- Conception modulaire, large choix de carte porteuses.
- Carte Open Source « ou code ouvert qui signifie la capacité à modifier n'importe quel paramètre du contrôleur de vol, jusqu'à l'écriture de propre programme / firmware ».
- Centrales inertielle amorties.
- Support du multi GPS.
- Possibilité de voler à des températures extrêmes.
- Triple redondance des centrales inertielle (IMU).

b) Spécifications

➤ Processeur

- Noyau ARM Cortex M4 32 bits avec FPU.
- 168 MHz/256 Ko de RAM/2 Mo de mémoire Flash.
- Coprocesseur 32 bits à sécurité intégrée.

➤ Capteurs intègres

- Trois IMU redondantes (accélérateurs, gyroscopes et boussole).
- InvenSense MPU9250, ICM20948 et/ou ICM20648 comme première et troisième IMU (accélération et gyroscope).
- ST Micro L3GD20+LSM303D ou InvenSense ICM2076xx comme IMU de secours (accélération et gyroscope).

CHAPITRE III : Implémentation et test

- Deux baromètres MS5611 redondants.

➤ Interface

- 14x sorties servo PWM (8 depuis IO, 6 depuis FMU).
- Sortie servo S-Bus.
- Entrées R/C pour CPPM, Spektrum / DSM et S-Bus.
- Entrée analogique / PWM RSSI.
- 5x ports série à usage général, 2 avec contrôle total du débit.
- 2 ports I2C.
- Port SPI (non tamponné, pour les câbles courts uniquement).
- 2x interface bus CAN.
- 3 entrées analogiques (3,3 V et 6,6 V).
- Pilote de buzzer piézo haute puissance (sur carte d'extension).
- LED RVB haute puissance (pilote I2C compatible connecté en externe uniquement).
- Interrupteur de sécurité / DEL.
- Carte porteuse en option pour Intel Edison.

(Pour plus d'information voir annexe 4)



Figure III-25 : La PixHawk (Cube 2.1) utilisé.

III.4.1.2 Here 3 [24]

Le GPS Here3 est un système GNSS de haute précision, qui prend également en charge le mode de navigation RTK, construit avec le protocole CAN. Il est également conçu pour être à l'épreuve de la poussière et des éclaboussures jusqu'à une certaine limite.

Le Here3 offre une vitesse de traitement plus rapide et une meilleure fiabilité. Il possède des capteurs intégrés, notamment une boussole, un gyroscope, un accéléromètre et une LED d'état. Il fonctionne sur le système d'exploitation en temps réel de Chibios. Sa structure open source est idéale pour les développeurs qui ont besoin d'exigences spécialisées sur leur système de navigation. Le Here3 est caractérisé par :

- Processeur : STM32F302.
- Capteur IMU : ICM20948.
- Altitude maximale : 50 000 m.
- Vitesse maximum : 500 m/s.
- Dimension : 76mm x 76mm x 16.6mm.
- Tension d'entrée : 6V,40V (max 60V)
- Protocole : CAN.
- Température de fonctionnement : -40 °C à +85 °C.



Figure III-26 : Here 3.

Le Here3 possède 4 broches : VCC_5V, CAN_H, PUIS-JE et Terre. Pour la communication, le connecteur du câble CAN sera lié au port CAN1 ou CAN2 du contrôleur de vol, montrer dans la **Figure III-27**.

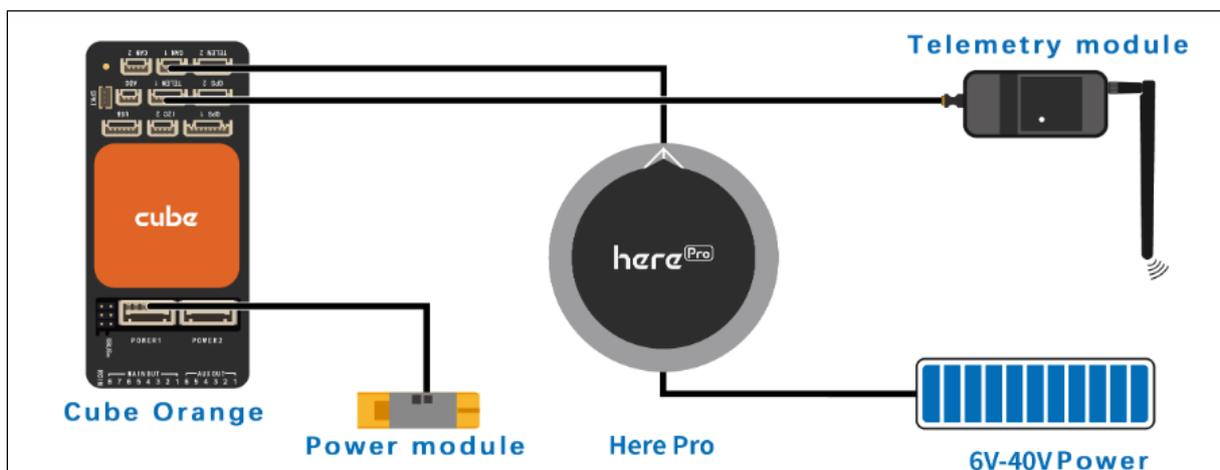


Figure III-27: Brochage de Here3 avec PixHawk2.

III.4.1.3 H16 Pro

H16 est une station de contrôle au sol portable et économique avec liaison vidéo, liaison de données, système RC et Android tout en un, avec une faible latence, de bonnes performances anti-interférences et une longue portée de transmission. [25]

La série H16 comprend deux versions : H16 et H16 Pro. La portée de transmission maximale du H16 est de 10 km, H16 Pro-30 km. Dans notre projet on a utilisé la H16 Pro, **Figure III-28**.



Figure III-28: Série H16 Pro.

H16 Pro est équipée d'une manette (**Figure III-29**), d'un récepteur (**Figure III-30**) et d'une caméra MIPI (**Figure III-31**).

Parmi les caractéristiques de la manette nous citerons :

- Processeur : Pinecone S.
- Fréquence : 2,400-2,483 GHz.
- Tension de fonctionnement : 4,2 V.
- Courant de fonctionnement : 100 mA.
- Condensateur de batterie : 20000 mA.
- L'écran : FHD haute luminosité de 7 ''.
- Durée : 8 heures à pleine capacité.
- Dimension : 272 x 183 x 94mm.
- Résolution : 1920 x 1200.
- Luminosité : 2000 nit.



Figure III-29: Manette H16 Pro.

CHAPITRE III : Implémentation et test

Les caractéristiques du récepteur sont :

- Nombre de canaux de sortie : 16 canaux sbus.
- Tension de fonctionnement : 7.2-72 V.
- Consommation électrique 2,4 W.
- Dimension : 76 x 59 x 11 mm.
- Poids : 90g.



Figure III-30 : Récepteur H16 Pro.

Les caractéristiques de la camera sont :

- Capteurs : OV4689.
- Tension de fonctionnement : 14-72V.
- Courant de fonctionnement : 140 mA.
- Dimension : 102.1 x 42.6 x 36.5 mm.
- Poids : 55 g.



Figure III-31: Camera MIPI H16 Pro.

La **Figure III-32** montre l'exemple du câblage d'un h16 pro avec les contrôleurs de vol ou on a :

- La ligne d'alimentation est connectée à l'alimentation.
- La ligne SBUS est liée à l'interface sbus du contrôleur.
- La ligne de données de la caméra et le port MIPI sont connectés.
- UART0 du récepteur doit être connecté aux TELEM1 du contrôleur.

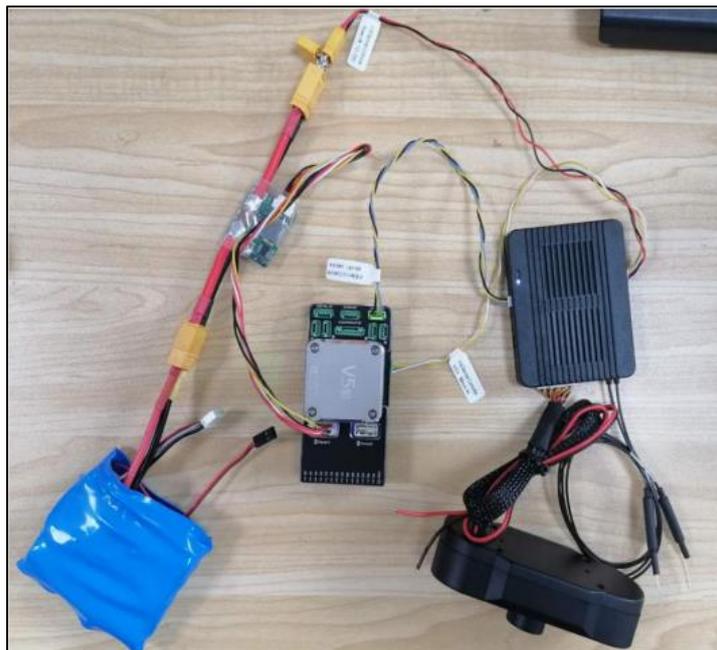


Figure III-32: Connexion physique de la PixHawk et H16 Pro.

III.4.1.4 Assemblage des composants

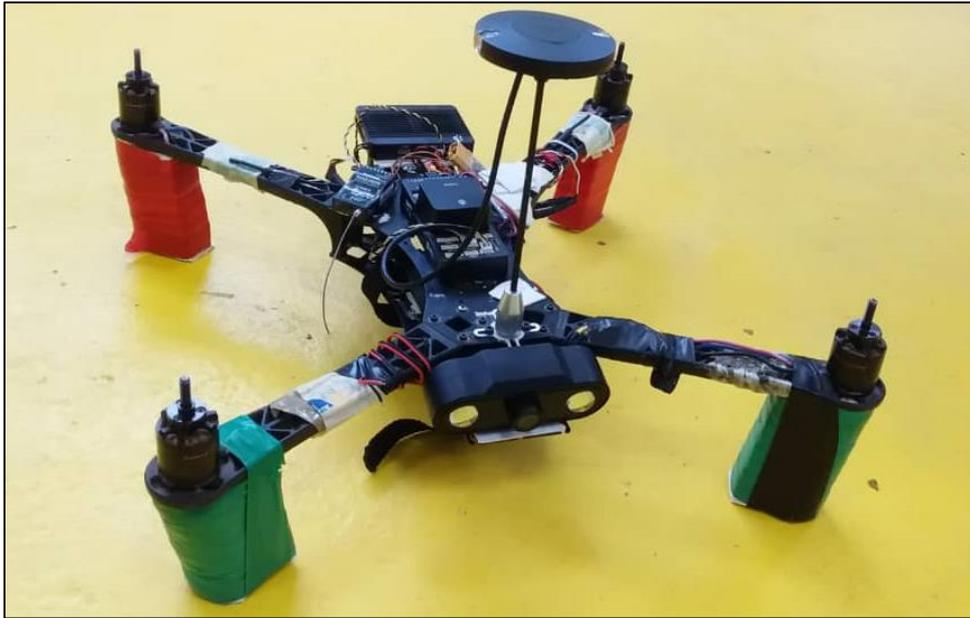


Figure III 33 : Assemblage des composants.

Pour plus d'informations voir annexe 5

III.4.2 Software

III.4.2.1 Ground Control Station

QGroundControl est une station de contrôle au sol intuitive et puissante pour les UAV. L'objectif principal de QGC est la facilité d'utilisation pour les utilisateurs débutants et professionnels. Il offre un contrôle du vol complet et une planification de mission pour tout drone compatible MAV Link, et une configuration de véhicule pour les UAV PX4 et Ardupilot.

Le logiciel permet à l'utilisateur d'ajuster les paramètres du véhicule et de recevoir des données en temps réel pendant le vol du véhicule. Bien que chaque logiciel soit unique, il fournit généralement à l'utilisateur un cockpit virtuel et une carte en direct qui indique la position du véhicule. Pour le véhicule conçu dans ce projet, le GCS fournit également à l'utilisateur des options pour les vols autonomes planifiés et fournit une communication bidirectionnelle pour contrôler le véhicule pendant le vol. [26]

QGroundControl est une application pour configurer et piloter un pilote automatique basé sur PixHawk. Il est multiplateforme et prend en charge tous les principaux systèmes d'exploitation :

- Mobile : Android and iOS (actuellement axé sur la tablette).
- Desktop: Windows, Linux, Mac OS.

III.4.2.2 Configuration

Cette section décrit la configuration logicielle et l'étalonnage requis pour notre « PixHawk Cube 2.1 ».

III.4.3 Firmware

On doit d'abord installer la PixHawk Cube 2.1 « Firmware ». Les **Figures III-34, III-35, III-36** illustrent les étapes de l'installation.

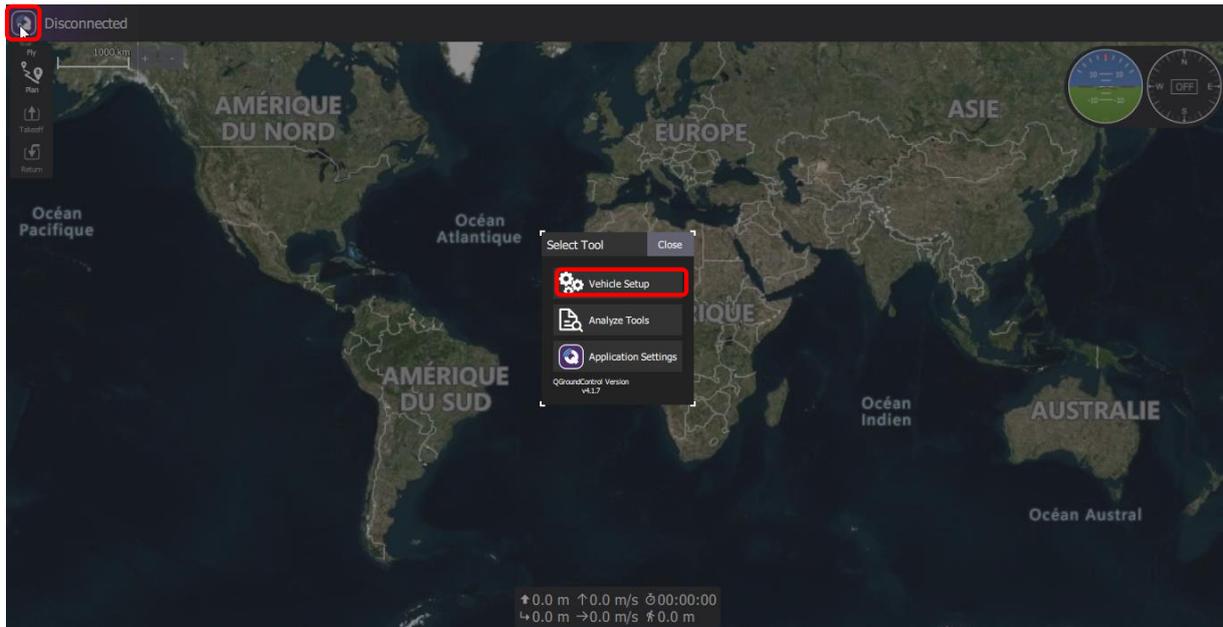


Figure III-34: Interface du QGC.

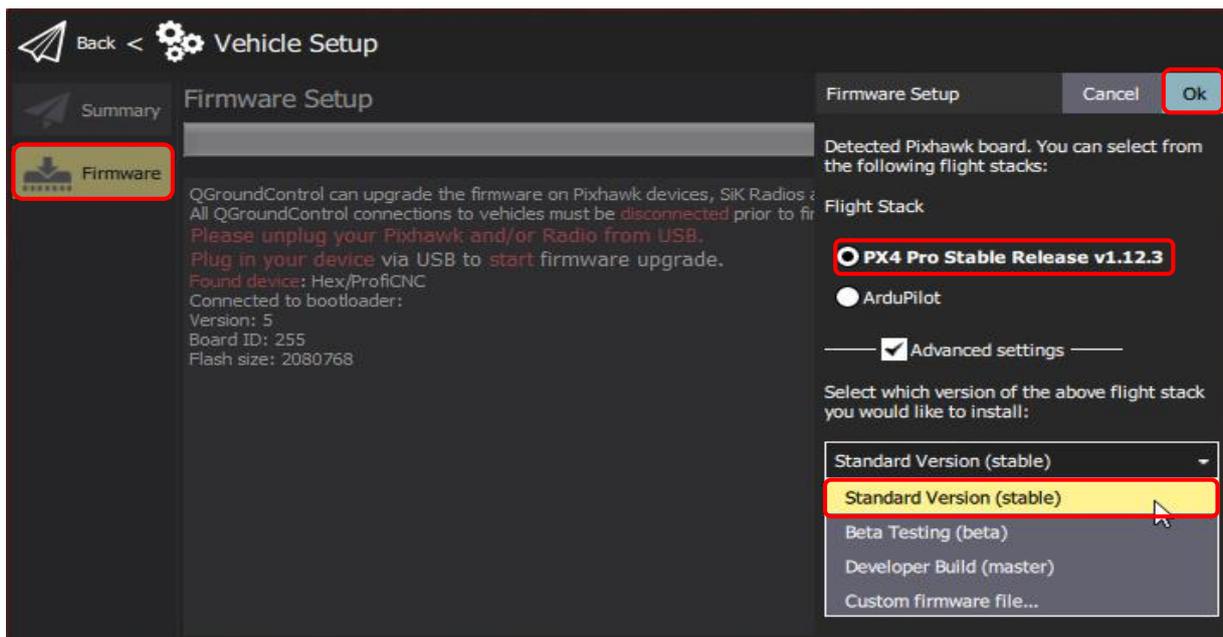


Figure III-35 : Interface 2 d'installation de firmware sous QGC.

CHAPITRE III : Implémentation et test

Nb : Version standard (stable) : la version par défaut (c'est-à-dire qu'il n'est pas nécessaire d'utiliser les paramètres avancés pour l'installer).

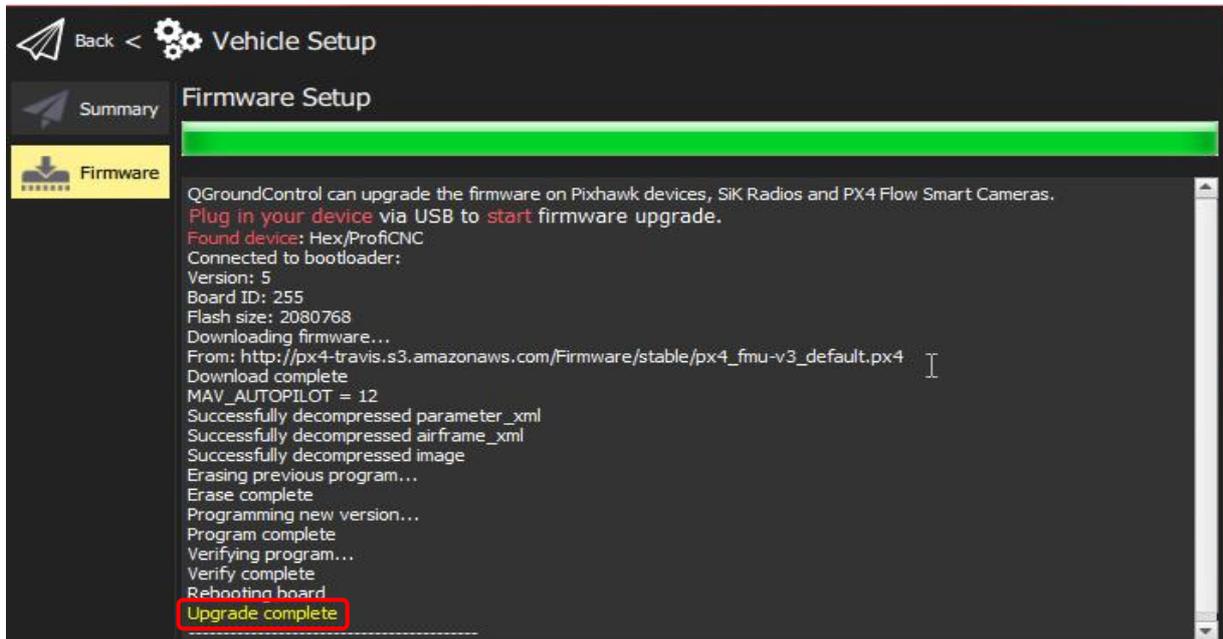


Figure III-36: Interface 3 d'installation de firmware sous QGC.

a) Airframe

Après avoir installé le « Firmware », nous devons sélectionner « Airframe » qui correspond le mieux à notre véhicule, dans notre cas le mieux est « Generic Quadcopter ». La Figure III-37 montre les différents Airframes ainsi que notre choix.

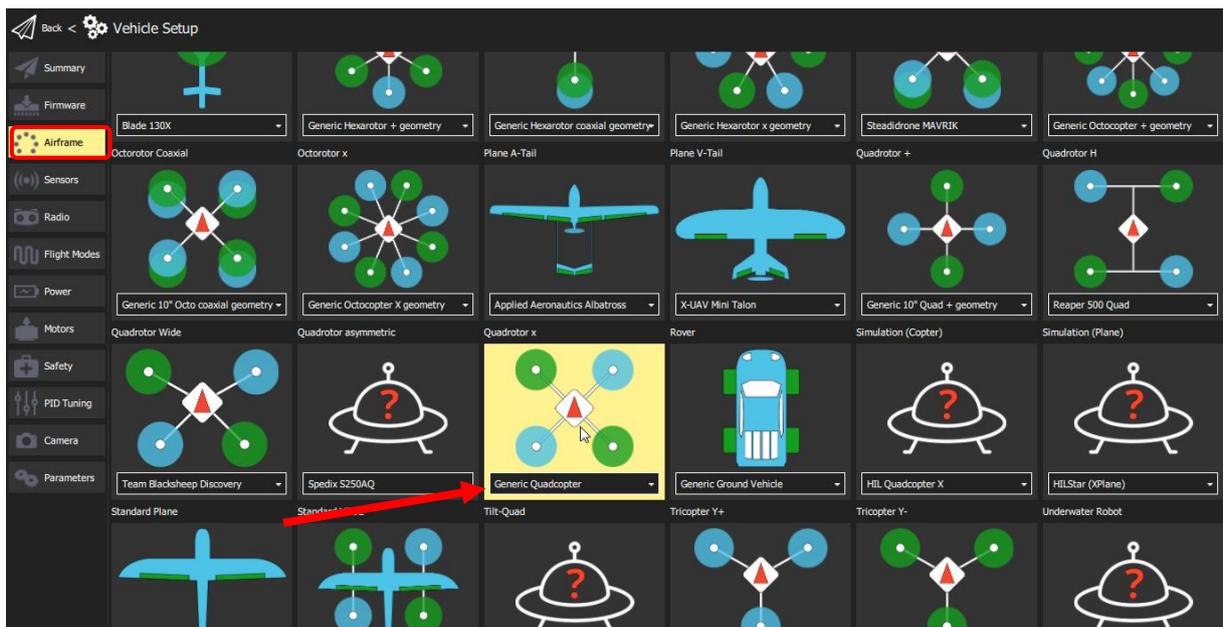


Figure III-37 : Interface d'Airframe sous QGC.

CHAPITRE III : Implémentation et test

b) Etalonnage de la boussole

Maintenant, on doit étalonner la boussole, le processus d'étalonnage de la boussole configure tous les magnétomètres internes et externes connectés. Les étapes de l'étalonnage sont illustrées dans les **Figures III-38, III-39, III-40**.

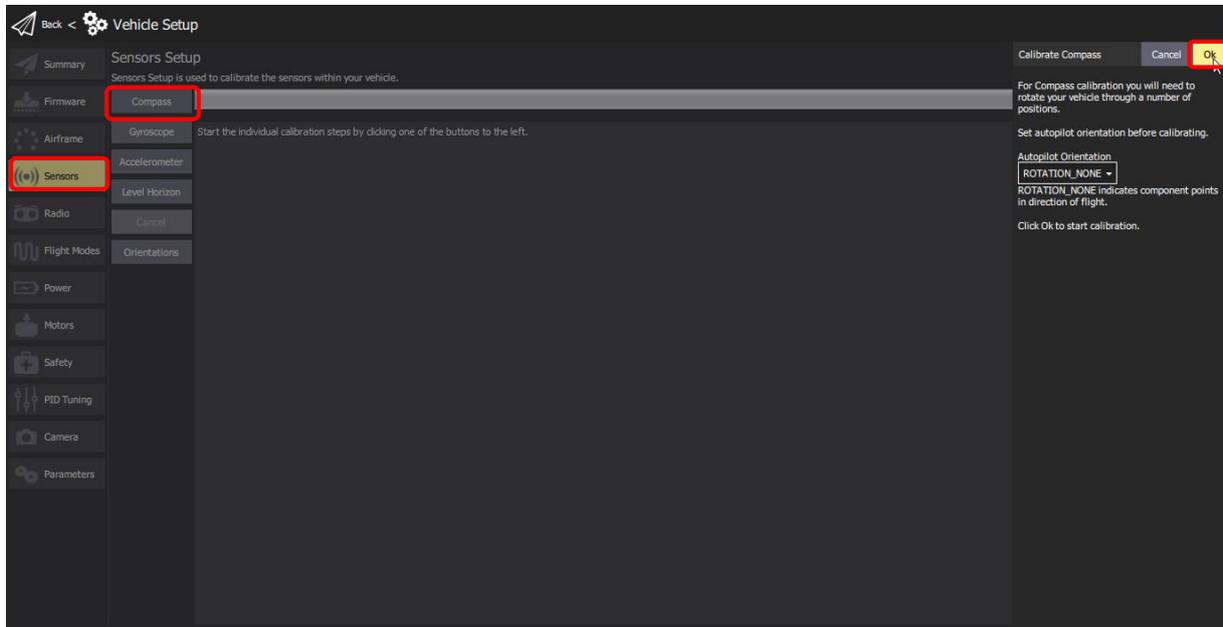


Figure III-38 : Interface 1 sous QGC de l'étalonnage de la boussole.

On doit positionner le véhicule dans un certain nombre d'orientations définies et faire pivoter le véhicule autour de l'axe spécifié.

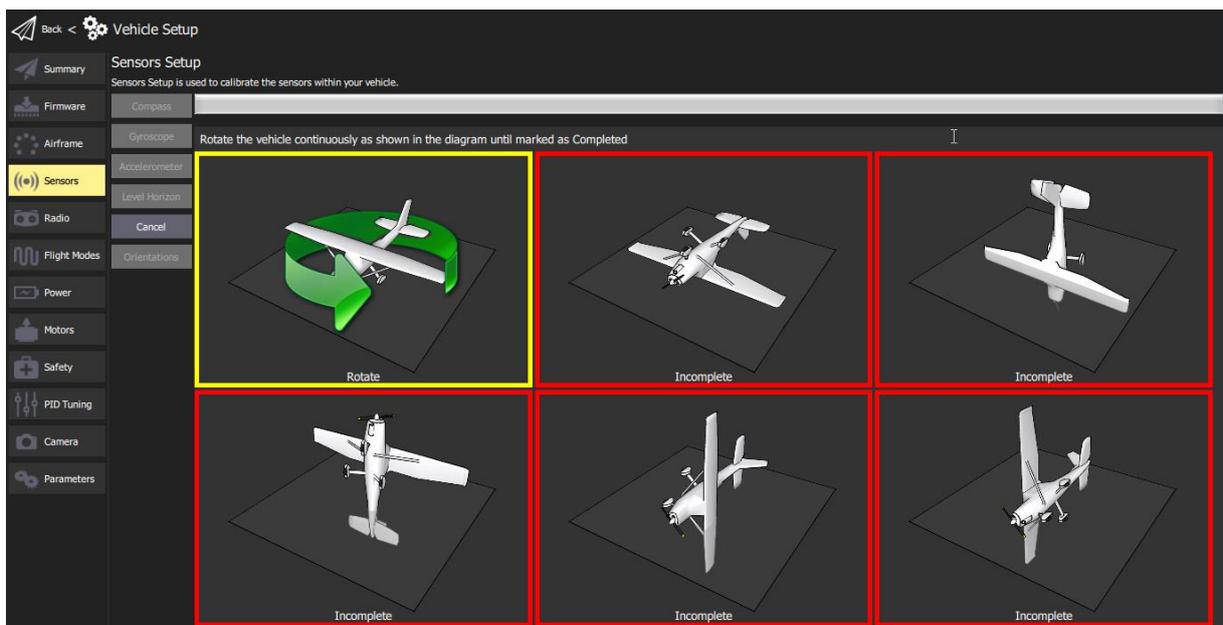


Figure III-39 : Interface 2 sous QGC de l'étalonnage de la boussole.

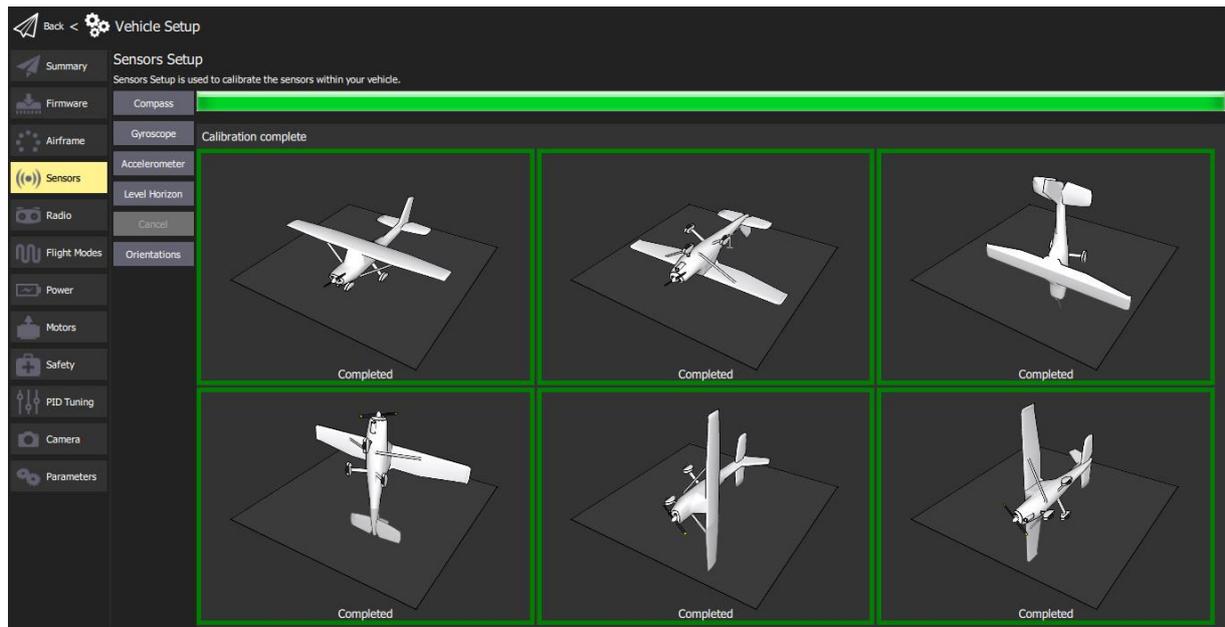


Figure III-40: Interface 3 sous QGC de l'étalonnage de la boussole.

Une fois que nous avons calibré le véhicule dans toutes les positions, toutes les images d'orientation seront affichées en vert et la barre de progression se remplira complètement. On peut ensuite passer au capteur suivant, le gyroscope.

c) Etalonnage de Gyroscope

Pour étalonner le gyroscope on doit placer le véhicule sur une surface plane et le maintenir immobile. Les **Figures III-41, III-42** montre l'étalonnage de gyroscope.

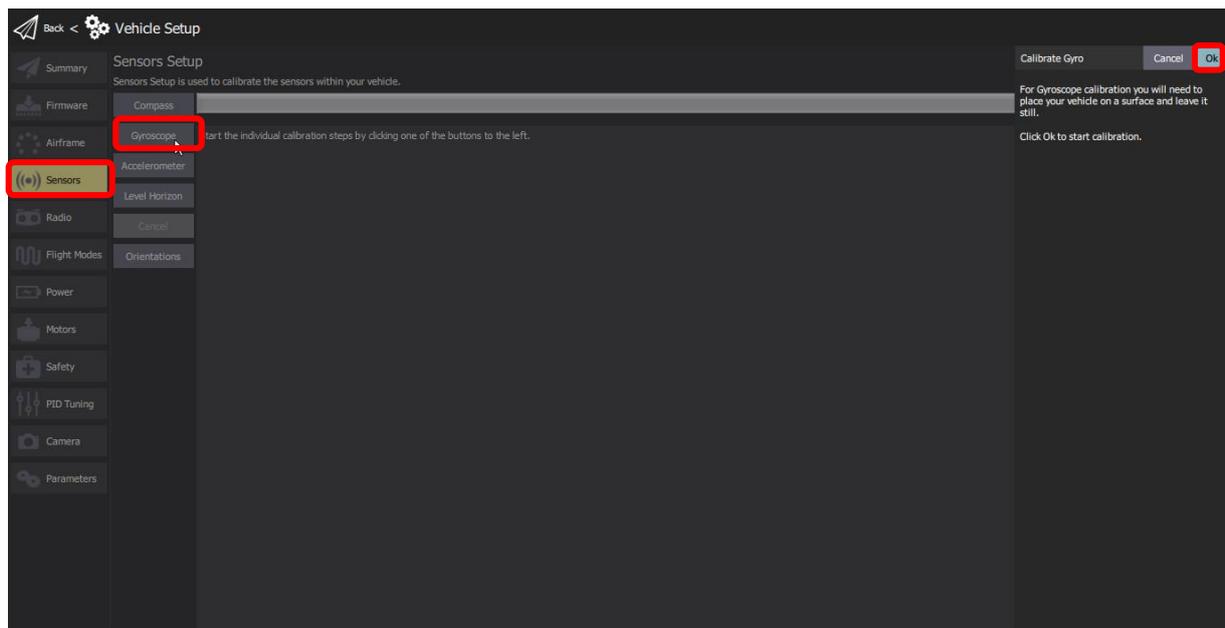


Figure III-41 : Interface 1 sous QGC de l'étalonnage de gyroscope.

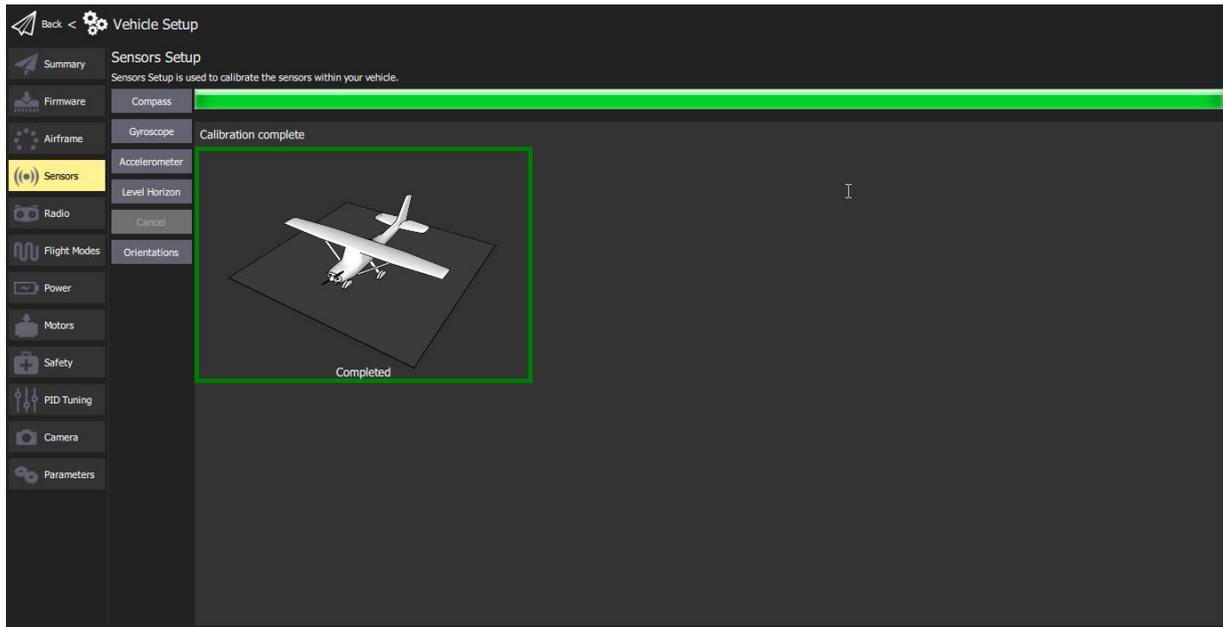


Figure III-42: Interface 2 sous QGC de l'étalonnage de gyroscope.

Une fois terminé, la barre de progression se remplira complètement.

d) Etalonnage de l'accéléromètre

L'étalonnage de l'accéléromètre est similaire à l'étalonnage de la boussole, sauf que nous maintenons le véhicule immobile (plutôt que de le faire pivoter) dans chaque orientation.

Les **Figures III-43**, **III-44** et **III-45** montrent les étapes de l'étalonnage de l'accéléromètre.

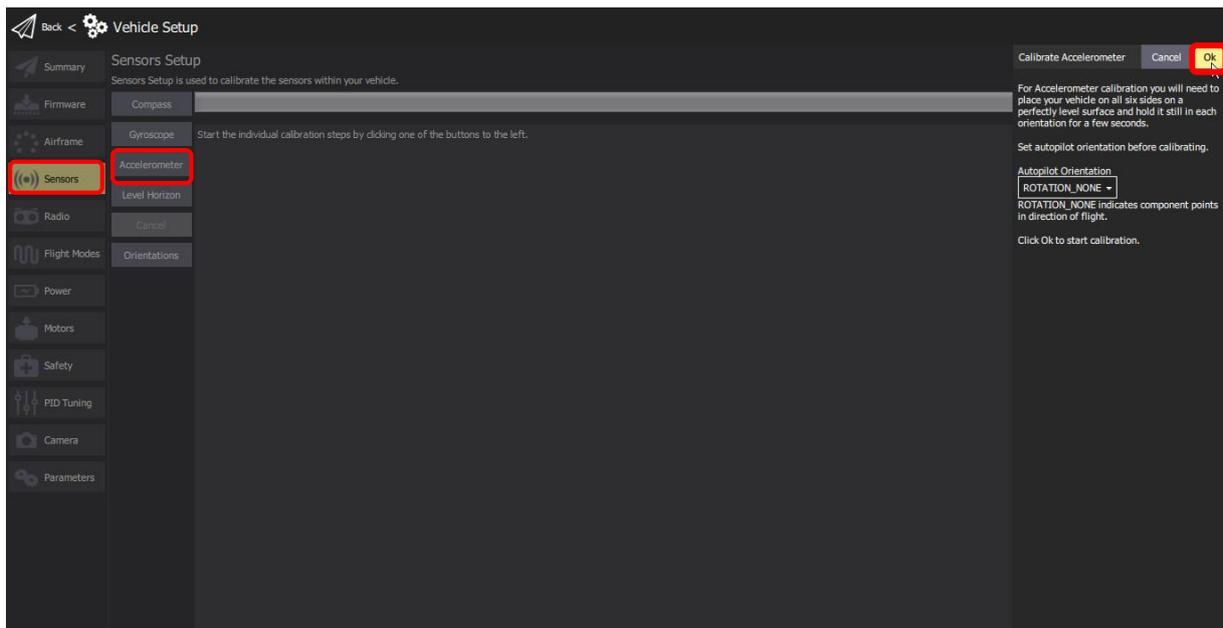


Figure III-43: Interface 1 sous QGC de l'étalonnage d'accéléromètre.

CHAPITRE III : Implémentation et test

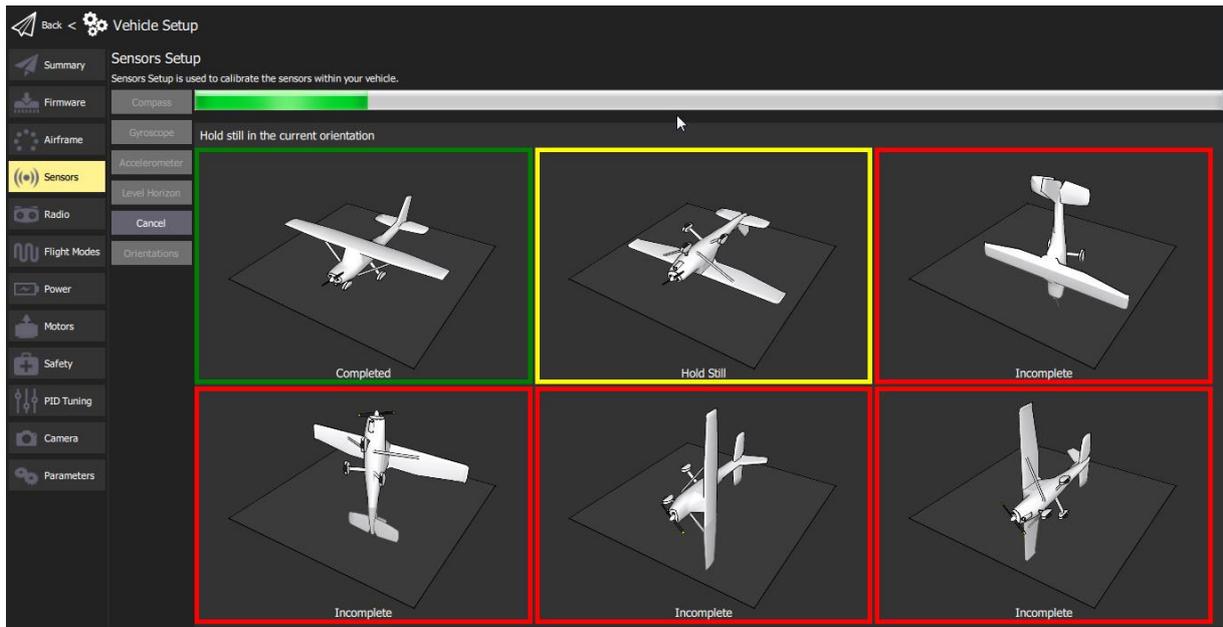


Figure III-44: Interface 2 sous QGC de l'étalonnage d'accéléromètre.

Une fois que le véhicule est calibré dans une position, l'image d'orientation s'affichera en vert lorsqu'elle est calibrée, en jaune quand elle est en cours de calibration et en rouge si elle n'est pas calibrée.

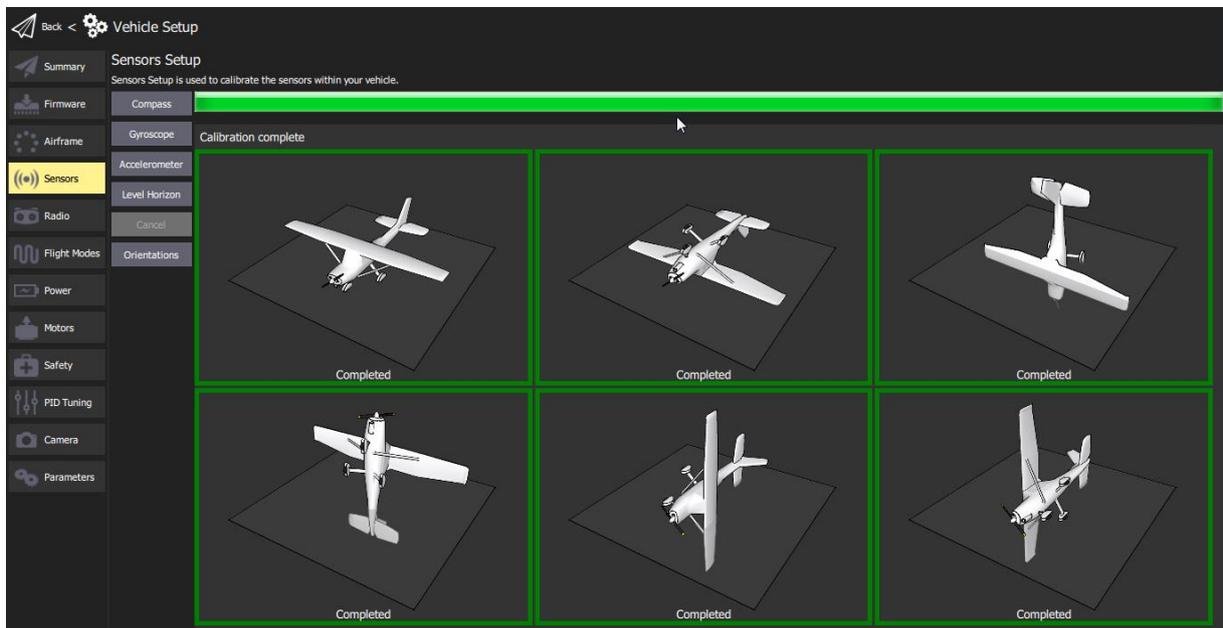


Figure III-45: Interface 3 sous QGC de l'étalonnage d'accéléromètre.

Une fois l'étalonnage des capteurs terminé, on passera vers la configuration de la batterie et du module d'alimentation.

e) Configuration de la batterie et du module d'alimentation

L'objectif de la configuration de l'alimentation est de fournir une bonne estimation du pourcentage (et de la capacité) de la batterie restante, afin que le véhicule ne soit pas utilisé au point qu'il soit à court d'énergie et tombe en panne (ou que la batterie soit endommagée en raison d'une décharge profonde).

La PixHawk fournit un certain nombre de méthodes qui peuvent être utilisées pour estimer la capacité : paramètres de base de la batterie, estimation basée sur la tension avec compensation de charge, estimation basée sur la tension avec intégration du courant. L'approche qu'on a utilisée est paramètres de base de la batterie.

Les paramètres de batterie de base configurent PixHawk pour utiliser la méthode par défaut pour l'estimation de la capacité. Cette méthode compare la tension de batterie brute mesurée à la plage entre les tensions de cellule pour les cellules "vides" et "pleines" (mise à l'échelle par le nombre de cellules).

La **Figure** ci-dessous montre la configuration de la batterie.

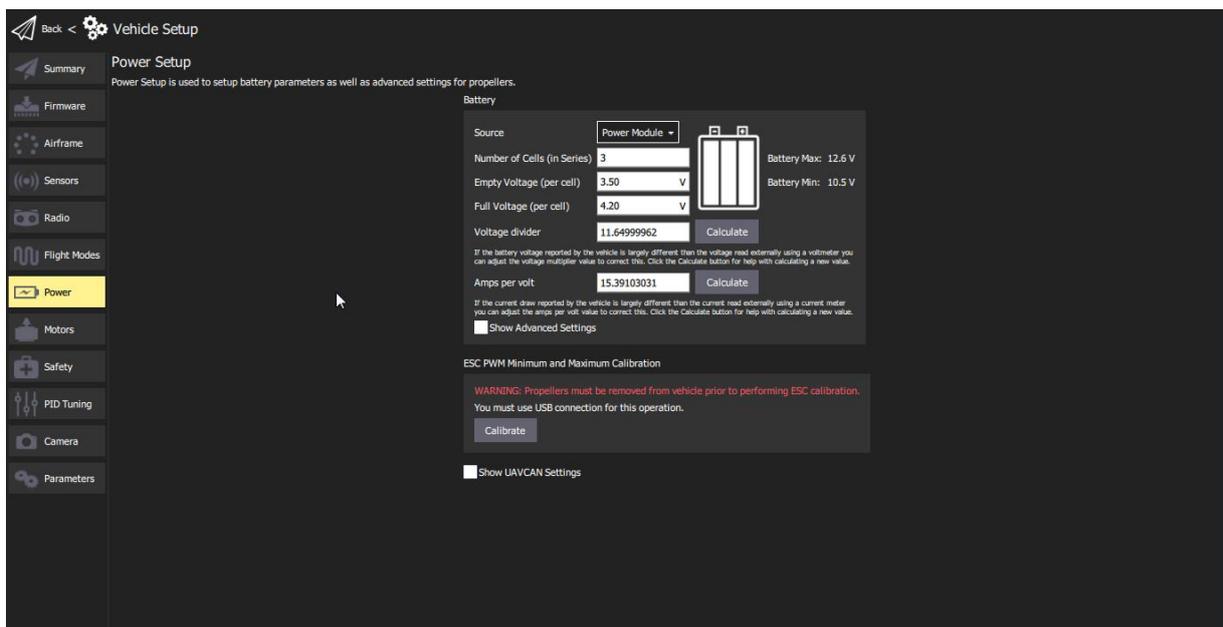


Figure III-46: Configuration de la batterie sous QGC.

f) Modes de vol

Les modes de vol offrent différents types de vol assisté par pilote automatique et un vol entièrement autonome via des missions ou un contrôle hors-bord (ordinateur compagnon).

Ils permettent également l'automatisation des tâches courantes telles que le décollage, l'atterrissage et le retour à la position de lancement d'origine. On cite quelque mode :

CHAPITRE III : Implémentation et test

- **Return mode « Retour »** : Ce mode de vol soulève le véhicule à une hauteur de sécurité et revient à la position de lancement.
- **Land mode « Terrestre »** : Ce mode de vol fait atterrir le véhicule à l'endroit où le mode était engagé. Après l'atterrissage, les véhicules se désarmeront après un court délai.
- **Hold mode « maintient »** : Ce mode de vol provoque l'arrêt du véhicule et le maintien de sa position GPS et de son altitude actuelle.
- **Takeoff mode « Décollage »** : Ce mode de vol fait décoller le véhicule à une hauteur spécifiée et attend une autre entrée.

La **Figure** suivante montre comment configurer les modes de vol selon nous besoin

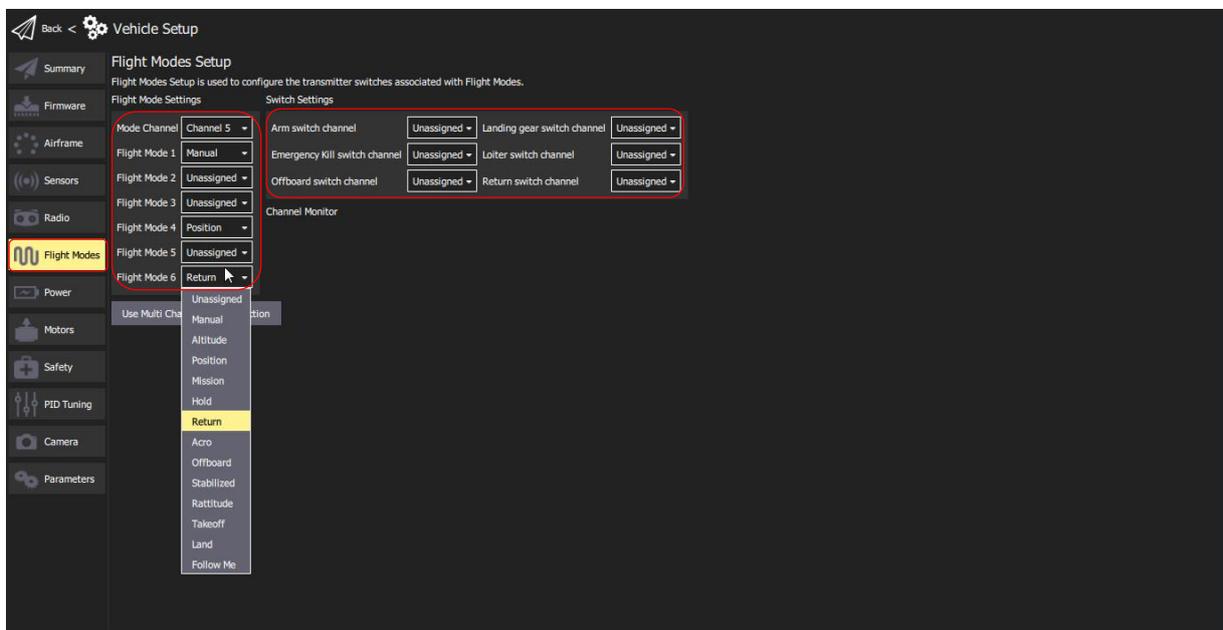


Figure III-47: Configuration des modes de vol sous QGC.

g) Configuration de sécurité

PX4 dispose d'un certain nombre de dispositifs de sécurité pour protéger et récupérer notre véhicule en cas de problème :

Les sécurités nous permettent de spécifier les zones et les conditions dans lesquelles nous pouvons voler en toute sécurité, ainsi que l'action qui sera effectuée si une sécurité est déclenchée (par exemple, atterrissage, position de maintien ou retour à un point spécifié). Les paramètres de sécurité les plus importants sont configurés dans la section de configuration de la sécurité de QGroundControl. (**Figures III-48, III-49**).

CHAPITRE III : Implémentation et test

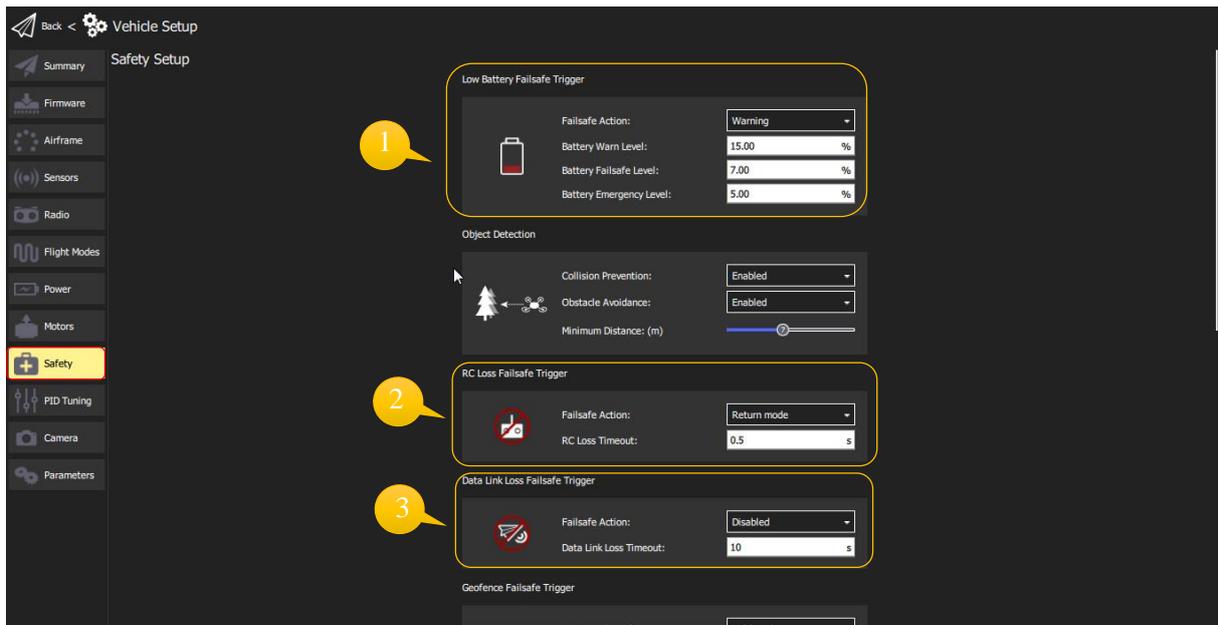


Figure III-48 : Interface 1 sous QGC de la Configuration de sécurité.

- 1) La sécurité de batterie faible est déclenchée lorsque la capacité de la batterie descend en dessous d'une (ou plusieurs) valeur(s) de niveau d'avertissement.
- 2) La sécurité intégrée Perte RC est déclenchée si la liaison de l'émetteur RC est perdue en mode manuel (la perte RC ne déclenche pas la sécurité intégrée en mode automatique - par exemple pendant les missions).
- 3) La sécurité intégrée Perte de liaison de données est déclenchée si une liaison de télémétrie (connexion à la station au sol) est perdue lors d'une mission .

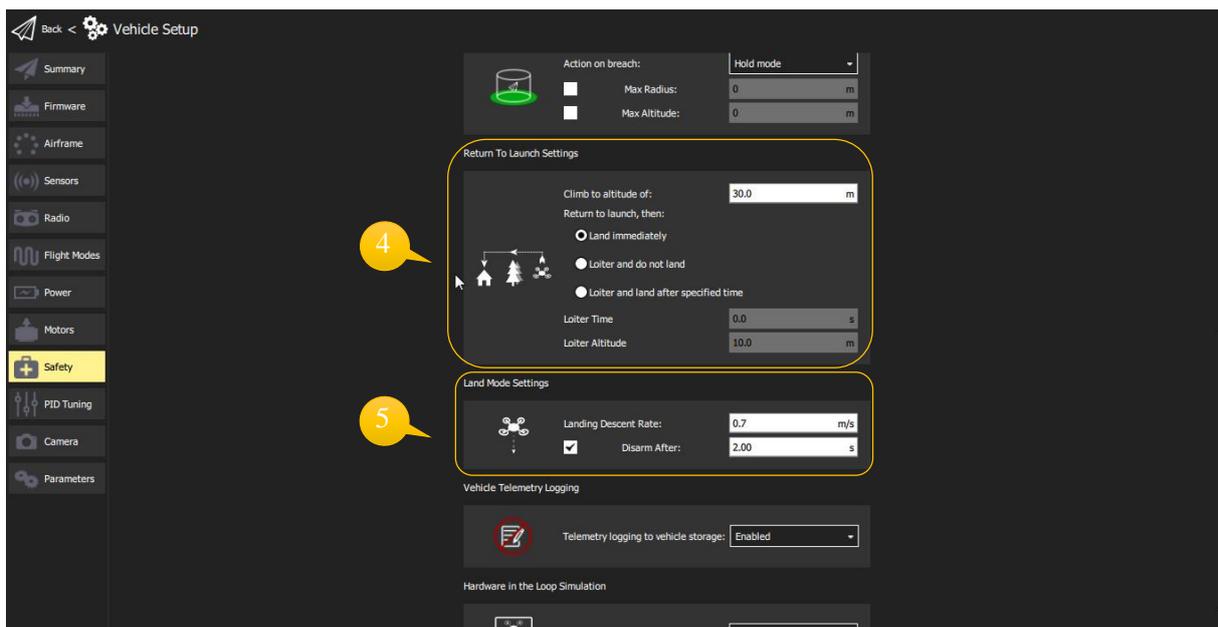


Figure III-49 : Interface 2 sous QGC de la Configuration de sécurité.

CHAPITRE III : Implémentation et test

- 4) Le retour est une action de sécurité commune qui engage le mode Return pour ramener le véhicule à la position d'origine.
- 5) Atterrir à la position actuelle est une action de sécurité commune qui engage le mode Land . On peut également définir le taux de descente.

Après avoir fini la configuration on peut voir dans le « summary » que tout est bien configurés.

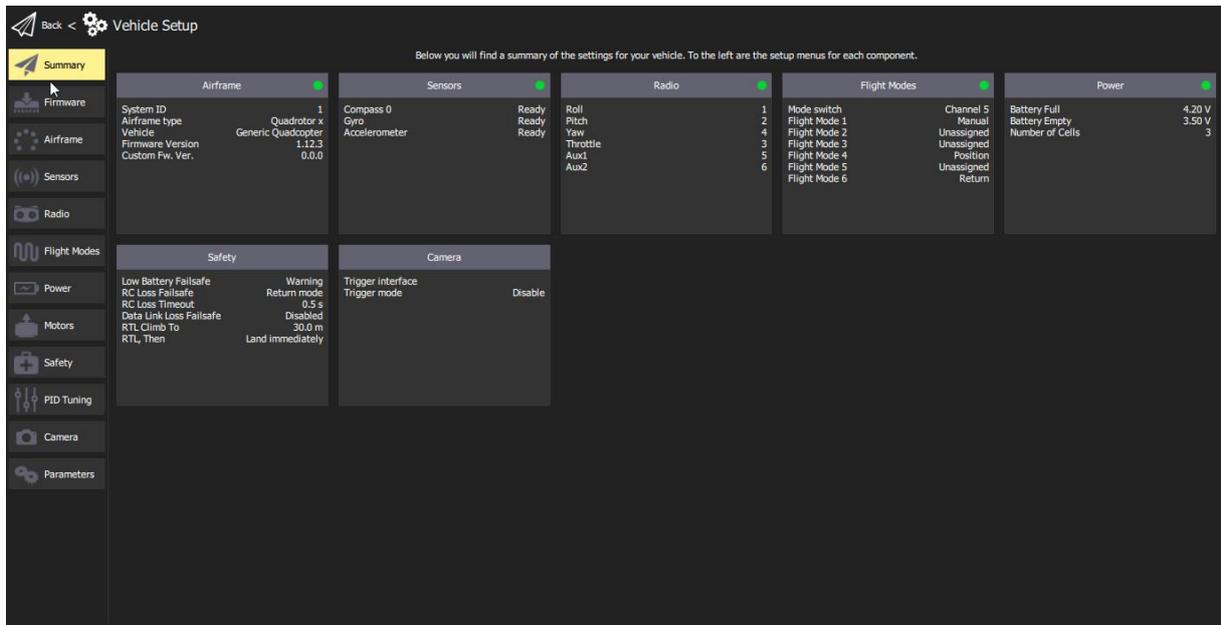


Figure III-50 : Summary du QGC.

Interprétation des résultats

III.5 Interprétation des résultats :

Les résultats obtenus durant notre travail s'affichent dans le tableau ci-dessous :

| | | ARDUINO AT MEGA 2650 | PixHawk cube 2.1 | |
|---------------------------|-----------|-------------------------|------------------|---|
| Commande | Contrôle | ✓ | ✓ | |
| | Guidage | ✓ | ✓ | |
| | Stabilité | ✓ | ✓ | |
| Réceptions des données | GPS | ✓ | ✓ | |
| | Ultrason | ✓ | ✓ | |
| | MPU 6050 | Gyroscope | ✓ | ✓ |
| | | Accéléromètre | ✓ | ✓ |
| | | Magnétomètre | ✓ | ✓ |
| Pilottage | | X | ✓ | |

Tableau 2: Les résultats obtenus.

D'après ce tableau on constate que :

☞ **Pour Arduino AT MEGA 2650 :**

Nous avons réussi à implémenter la commande (contrôle, guidage, stabilité) dans le contrôleur basé sur arduino mega.

Nous avons pu recevoir tous les données dont on a besoin, tel que le positionnement géographique, la distance entre le drone et l'obstacle, le degré de déviance du drone selon les axes (Pitch, Roll, Yaw), ...etc. Ce qui signifie qu'on a réussi à l'étape de la réception des données.

Le pilotage en temps réel présente un risque d'endommagement du matériel et un accident pour les personnes, cela est dû à lenteur de calcul de la carte Arduino qui ne nous permet pas d'avoir une puissance de calcul suffisante.

☞ **Pour la PixHawk cube 2.1 :**

Toutes les options sont fonctionnelles du moment que c'est un produit testé, approuvé et commercialisé.

III.6 Conclusion

Au cours de ce dernier chapitre, nous avons présenté les différents composants utilisés lors de la réalisation, ainsi que les différents tests sur les capteurs en mettant en évidence la structure des étapes à suivre pour la réalisation de la carte autopilote, dans le but de comparer les contrôleurs et d'évaluer le nôtre afin d'interpréter les résultats obtenus.

Conclusion générale

Ce travail s'inscrit dans le cadre d'un projet de fin d'étude master intitulé « conception, modélisation et commande d'un drone de type quadrirotor », nous nous sommes intéressés à l'étude de la commande PID et son implémentation par la réalisation d'une carte autopilote.

A cet effet, nous avons élaboré un travail théorique comprenant le modèle mathématique du quadrirotor, la synthèse d'une loi de commande stabilisante basée sur l'approche proportionnel Intégrale Dérivé (PID).

Par ailleurs, ce projet nous a permis l'application et l'approfondissement de nos connaissances théoriques. Durant ce projet de fin d'étude, nous nous sommes familiariser avec les logiciels Arduino IDE, Proteus et QGroundControl.

Nous avons adopté une méthodologie en plusieurs étapes pour élaborer ce travail : tout d'abord, la modélisation mathématique et la synthétisation de la commande du système suite à son étude et sa compréhension. Puis, l'architecture du contrôleur est faite, l'une des plus importantes dans la théorie de traitement des données collectées par les capteurs du drone : le GPS pour le positionnement géographique, un ultrason pour mesurer la distance entre le drone et l'obstacle et les capteurs inertiels pour son orientation. Ensuite une comparaison entre la partie réalisé et l'autopilote « open source PixHawk cube 2.1 », nous a permis de de définir l'architecture sur la quelle sera bâti notre futur autopilote.

Le domaine de l'autopilote est très vaste, quoique la PixHawk cube 2.1 est un produit approuvé et commercialisé orienté vers les avions autonomes, les développeurs ne cessent pas à l'améliorer et produire des nouvelles versions.

La réalisation de ce drone nous a également donné l'opportunité d'acquérir des connaissances et de travailler sur plusieurs domaines à la fois notamment la programmation, l'électronique et l'avionique, dû à son caractère pluridisciplinaire.

Cette étude nous a permis à bien comprendre les exigences de notre système ainsi le choix du microprocesseur et les capteurs qu'on doit utiliser, pour la suite de ce travail nous envisageons d'implémenter les lois de commandes testés sur d'autre carte de développement plus performante à savoir la carte raspberry et aussi d'introduire d'autre commande tel que les commandes gestuelle en utilisant une caméra et l'intelligence artificielle.

Bibliographie

- [1] B. A. & B. Meriem, «Commande Robuste d'un Drone miniature à voilures Tournantes,» Higher school in applied sciences, Tlemcen, 2020.
 - [2] studiofly. [En ligne]. Available: <https://www.studiofly.fr/les-drones-un-siecle-de-recherches-et-d-elaboration/>. [Accès le 08 Avril 2022].
 - [3] O. N. Amrani Mohamed, «Etude et réalisation d'un drone quadrirotor,» Université 8 Mai 1945, Guelma, 2020.
 - [4] D. Z. D. MOUSSA, «Etude et réalisation d'un système de Commande embarqué pour le contrôle d'un UAV (Unmanned Aerial Vehicles),» UNIVERSITE BADJI MOKHTAR , ANNABA, 2018.
 - [5] Z. A. Chekakta Zakaria, «Conception, Modélisation et Commande d'un,» École Nationale Polytechnique d'Oran, Oran, 2016.
 - [6] I. A. F. E. K. C. HAMDAD Ghiles, «Réalisation et Synthèse de lois de Commande PID d'un Drone à Voilures Tournantes de Type Quadrirotor,» UNIVERSITE MOULOUD MAMMERY , TIZI-OUZOU, 2017.
 - [7] P. C. S. S. D. L. R. Lozano, «Stabilisation de véhicules aériens à décollage Vertical : Théorie et application, Rapport Heudiasyc,» UMR CNRS 6599-UTC Compiègne, Compiègne, 2005.
 - [8] B. ZAKARIA, «Synthèse de lois de commande robuste,» ECOLE DOCTORAL DE GÉNIE ÉLECTRIQUE, Oran, 2013.
 - [9] S. C. & C. Nasre-Eddine, «Conception et commande d'un quadrirotors UAV à base d'Arduino,» Université Abou Bekr Belkaid , Tlemcen, 2019.
 - [10] E. A. & L. Raouf., «Conception et réalisation d'un mini drone,» Université DE Mohamed El-Bachir El-Ibrahim, Bordj Bou Arreridj, 2021.
 - [11] «drone-malin.com,» [En ligne]. Available: <https://www.drone-malin.com/blog/les-domaines-d-applications-des-drones-et-de-nos-pilotes.html>. [Accès le 08 Avril 2022].
 - [12] T. & A. Fares, «Simulation dynamique et réalisation d'un drone quadrirotor.,» Saad DAHLAB BLIDA 1, Blida, 2019.
 - [13] «electrosup,» [En ligne]. Available: http://www.electrosup.com/moteur_sans_balais.php. [Accès le 15 Juin 2022].
 - [14] «<https://youtu.be/qGphCZhqJZI>,» [En ligne]. [Accès le 11 Avril 2022].
 - [15] «GPS,» [En ligne]. Available: <https://scienscope.unige.ch/blog/2020/11/18/comment-fonctionne-un-gps/>. [Accès le 13 Avril 2022].
 - [16] «<https://www.studiosport.fr/guides/drones/comment-fabriquer-une-telecommande-pour-drone.html>,» [En ligne]. [Accès le 16 Avril 2022].
-

Bibliographie

- [17] «dronemanya,» [En ligne]. Available: <https://dronemanya.com/fr/post/qu-est-ce-qu-un-controleur-de-vol>. [Accès le 18 Avril 2022].
- [18] «studiosport,» [En ligne]. Available: studiosport.fr/drones-modelisme-controleurs-vol-c-30_415.html. [Accès le 18 Avril 2022].
- [19] «asservissement-pid-drone,» [En ligne]. Available: <https://www.firediy.fr/article/asservissement-pid-drone-ch-8/>. [Accès le 30 Avril 2022].
- [20] «wordpress,» [En ligne]. Available: <https://ismvsectioninfo.wordpress.com/>. [Accès le 9 Juin 2022].
- [21] «flight-controller,» [En ligne]. Available: <https://create.arduino.cc/projecthub/akarsh98/flight-controller-tutorial-arduino-based-quadcopter-drone>. [Accès le 10 Juin 2022].
- [22] «elektronique,» [En ligne]. Available: <http://www.elektronique.fr/logiciels/proteus.php>. [Accès le 9 Juin 2022].
- [23] «ardupilot.org,» [En ligne]. Available: <https://ardupilot.org/copter/docs/common-the-cube-overview.html>. [Accès le 4 Mai 2022].
- [24] «hexadrone,» [En ligne]. Available: <https://hexadrone.fr/gps-modules-rtk/2741-recepteur-gps-here-3-istand-hex-0094393522782.html>. [Accès le 17 juillet 2022].
- [25] «skydroid,» [En ligne]. Available: <https://manuals.plus/skydroid/h16-1080p-digital-video-transmission-manual>. [Accès le 13 Aout 2022].
- [26] «qgroundcontrol,» [En ligne]. Available: <http://qgroundcontrol.com/>. [Accès le 2022 Juillet 6].
-

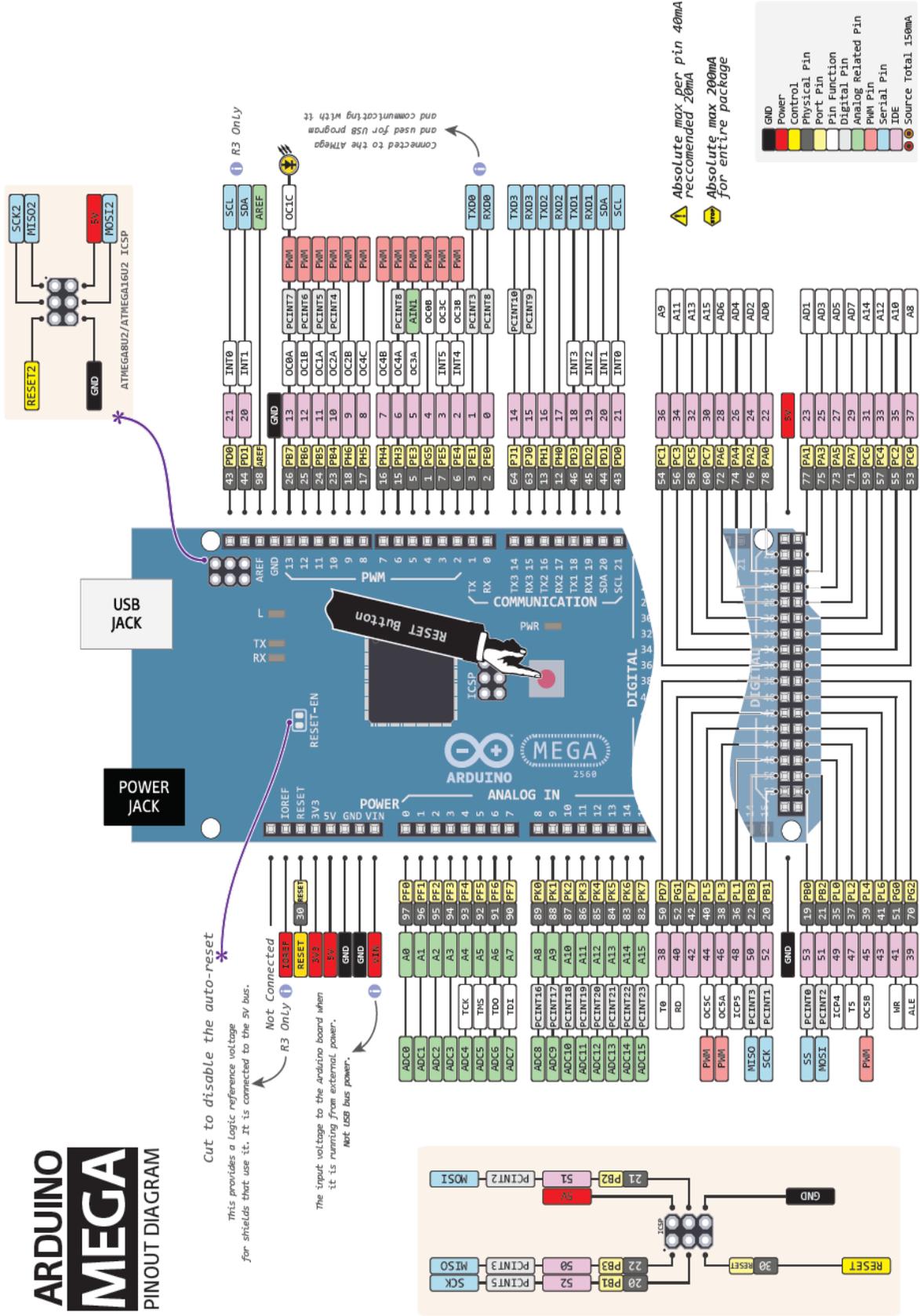
ANNEXE 1

Tableau illustratif des mouvements d'un quadrirotors

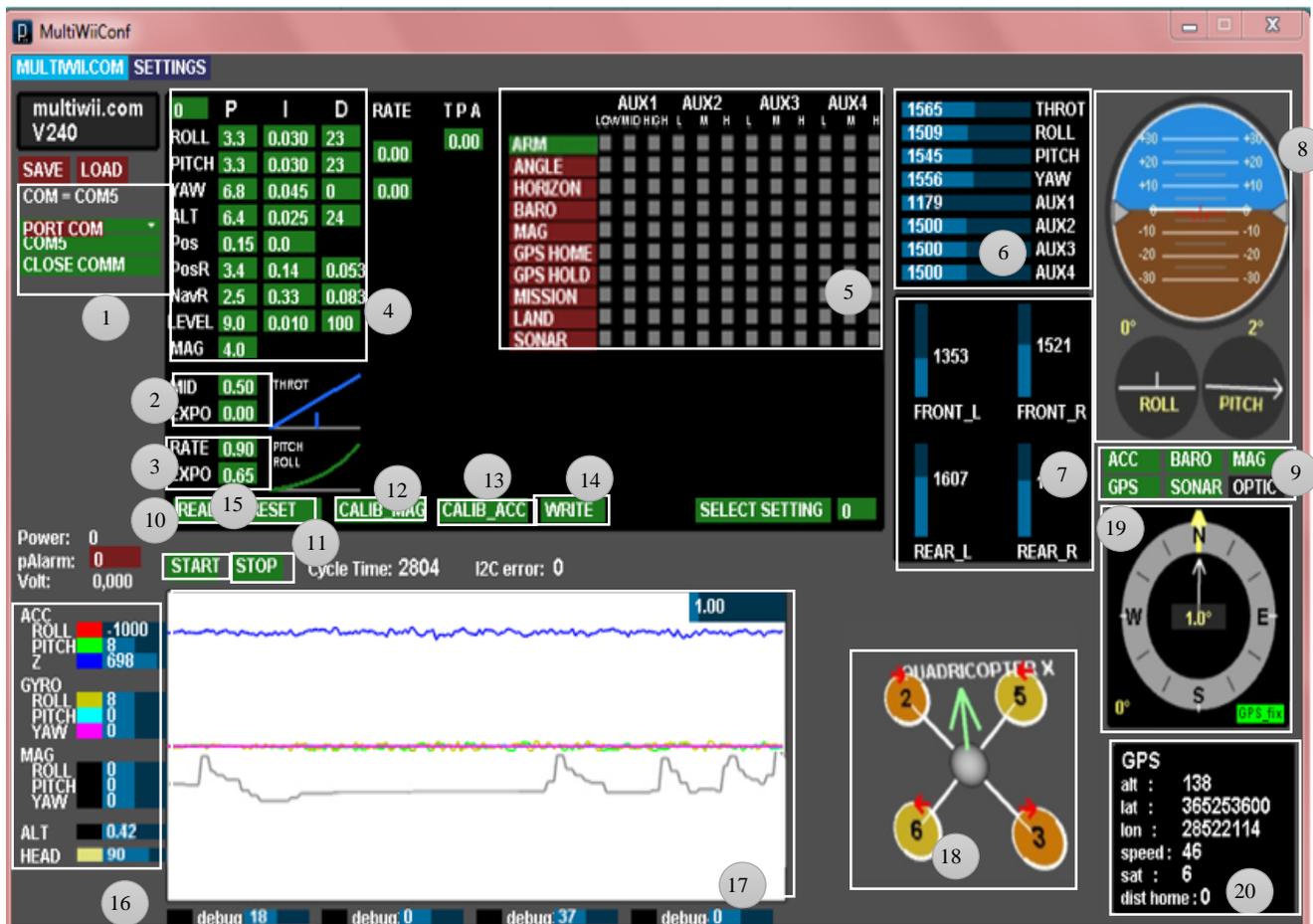
| N° | Vitesse des moteurs (Forces générées) | Type de vol |
|----|---|--------------|
| 01 | $F_i = F_1 = F_2 = F_3 = F_4$ $F = 4F_i > \text{Poids du drone}$ | Monter |
| 02 | $F_i = F_1 = F_2 = F_3 = F_4$ $F = 4F_i < \text{Poids du drone}$ | Descendre |
| 03 | $(F_1 = F_2) < (F_3 = F_4)$ | Reculer |
| 04 | $(F_1 = F_2) > (F_3 = F_4)$ | Avance |
| 05 | $(F_2 = F_4) < (F_1 = F_3)$ | Droite |
| 06 | $(F_2 = F_4) > (F_1 = F_3)$ | Gauche |
| 07 | $(F_1 = F_4) > (F_2 = F_3)$ Où $(F_1 = F_4) < (F_2 = F_3)$ | Rotation |
| 08 | $F_i = F_1 = F_2 = F_3 = F_4$ $F = 4F_i = \text{Poids du drone}$ | Stationnaire |

ANNEXE 2

ARDUINO MEGA PINOUT DIAGRAM



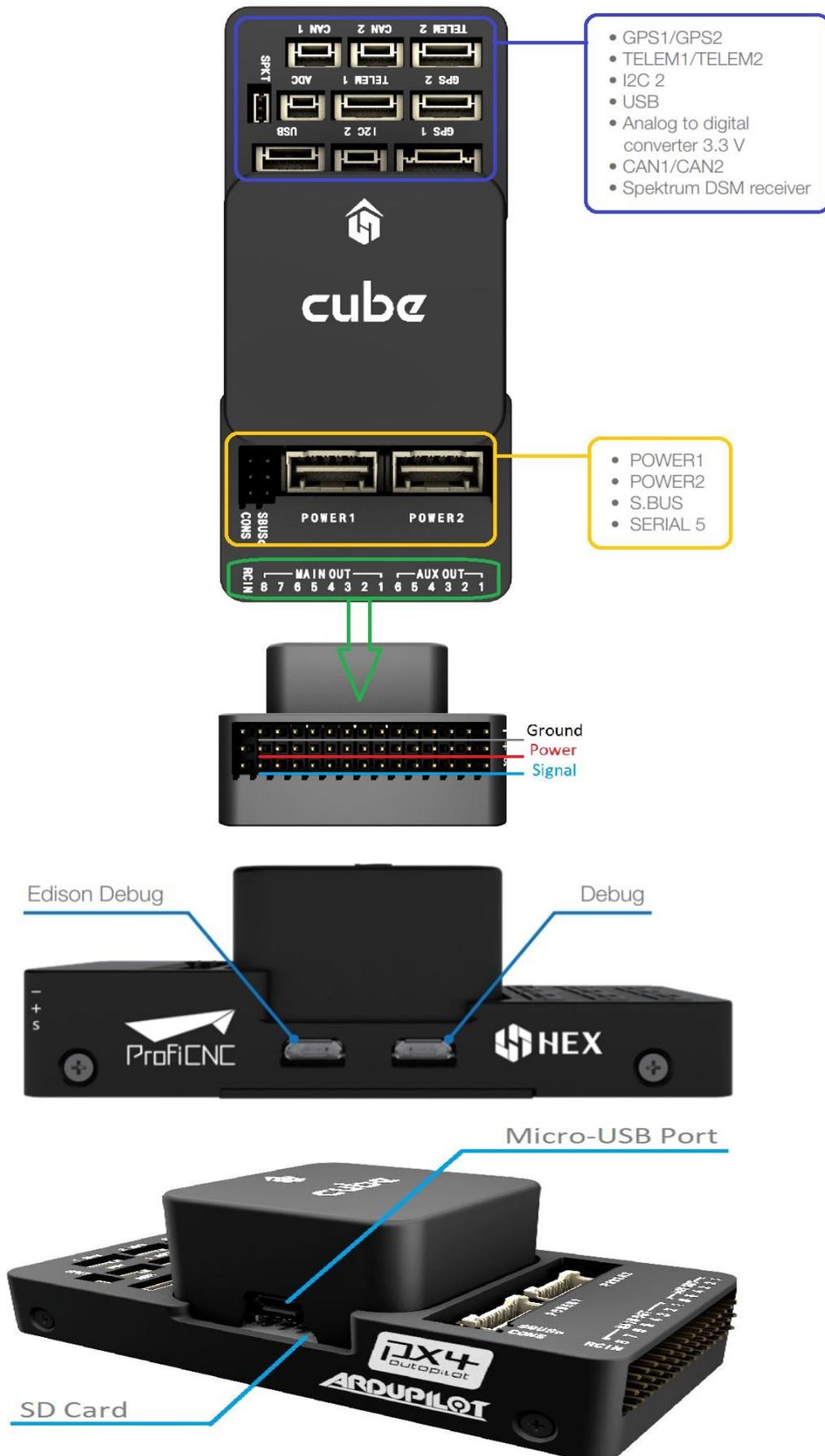
ANNEXE 3



On va donner la signification de chaque zone de l'interface graphique, comme illustré à la figure précédente :

- 1) Sélection du port série.
- 2) Courbe d'accélérateur.
- 3) Réglage de la courbe de commande à distance.
- 4) Réglage des paramètres PID.
- 5) Réglage du mode de vol.
- 6) Canaux de sortie pour la télécommande.
- 7) Puissance moteur.
- 8) Angles d'attitude.
- 9) Etat d'activation des capteurs.
- 10) Paramètres de lecture.
- 11) Réinitialiser les paramètres.
- 12) Calibrer le magnétomètre.
- 13) Calibrer l'accéléromètre.
- 14) Ecrire les paramètres.
- 15) Commencer à sortir ou arrêter la sortie des données du capteur.
- 16) Données du capteur.
- 17) Courbe de sortie des capteurs.
- 18) Schéma 3D pour quadrirotor.
- 19) Angle de direction.
- 20) Données de sortie GPS.

ANNEXE 4



ANNEXE 5

CubePilot ecosystem

here3 RTK GNSS

Dust-proof and water resistant. CAN protocol. Built-in co-processor and a 9DOF IMU



hereFlow Optical flow module

A small and compact module, integrated with indoor TOF range finder, optical flow sensor, and a 6DOF IMU



HITEC Servo

Titanium gear servo. CAN protocol. Wide voltage range and IP65.



herePro Multi-band RTK GNSS

IP68 waterproof rating. Triple band, multi Constellation RTK / PPK GPS. With CAN FD, built in H7 processor, and memory, the HerePro is a futureproof solution



RFDDESIGN Telemetry

High performance telemetry. Specifically designed for applications requiring long range reliable wireless communication.



lightware Lidar

LW20/C is suitable for small UAS where size, weight, and power matters. Can be used in altitude hold and object avoidance.



hereLink RC, telemetry, and video transmission all-in-one

HereLink is a compact integrated system. Video resolution up to 1080p@60fps. Operating distance of up to 20 KM. Comes with a built-in Solex and QGC, and is highly customisable for OEM use.



GREMSY Gimbal

Pixy F is an industrial gimbal tailor-made for Duo Pro R.



FLIR Thermal Camera

Duo Pro R is a high resolution infrared thermal camera designed for small UAS.



hereLink Remote Unit



cube Open source autopilot

Equipped with a high performance HT processor, triple redundant IMU, thermal controlled and vibration isolated IMU, switchable 3.3/5V PWM output, and standard ADS-B carrier board, used to identify nearby aircraft.

7-MOTOR U8 Motors

Suitable for different kinds of industrial UAVs.



IR-LOCK sensor

Provides precision landing and target recognition features, by coupling itself to a beacon located at the landing position.



MAUCH Power module

Hall current sensor with precision current and voltage sensing. Supports high voltage and high current sensing



Tattu Battery

Advanced battery management system, improving efficiency.

APD ESC

APD F series ESC are equipped with 32-bit F3 processor. Features include PWM-frequency dithering, and active phase-current demagnetisation.

