



وزارة البحث العلمي والتعليم العالي  
MINISTRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE  
LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE  
جامعة عبد الحميد بن باديس مستغانم  
Université Abdelhamid Ibn Badis Mostaganem  
كلية العلوم والتكنولوجيا  
Faculté des Sciences et de la Technologie  
DEPARTEMENT DE GENIE DES ELECTRONIQUE



N° d'ordre : M ...../GE/2019

## MEMOIRE

Présenté pour obtenir le diplôme de

### MASTER EN ELECTRONIQUE

Option : électronique des systèmes embarqués

Par

**BENHAMOU Oumelkheir**

**BOUDEBZA Badra**

**Intitulé du sujet**  
**Réalisation d'un drone Quad-copter**

Soutenu le 14/07/2019 devant le jury composé de :

Président :	Ould Mamammar.m	MAA	Université de Mostaganem
Examineur :	Rebhi Mustapha	MAA	Université de Mostaganem
Rapporteur :	Bentoumi Mohamed	MCB	Université de Mostaganem
Sous-rapporteur :	Benouali Abdelhak	MAA	Université de Mostaganem

Année Universitaire 2018/2019

# بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

والصلاة والسلام على

محمد سيد المرسلين وعلى آله وصحبه أجمعين إلى يوم الدين

## *Remerciement*

Nous tenons à remercier notre Dieu, le tout puissant, de nous avoir permis d'arriver à ce niveau d'étude, et aussi pour nous avoir donné beaucoup de patience, de courage et de la volonté pour réaliser ce modeste travail.

Nous tenons à exprimer nos profondes gratitudes et nos vifs remerciements à notre encadreur, monsieur BENTOUMI.M et Co-encadreur monsieur BENOUALI.A, pour leur patience, et surtout pour leur confiance, leurs remarques et conseils, leur disponibilité et bienveillance.

Nous tenons notamment, à adresser l'expression de nos sincères reconnaissances aux membres du jury d'examen, pour l'intérêt qu'ils ont porté à ce travail.

Nous voudrions également remercier nos enseignants qui nous ont encadrés pendant nos études à l'université de Mostaganem. Nous tenons aussi à remercier tous nos amis et collègues pour leur soutien inestimable.

Un grand merci à nos familles, en particulier nos parents qui nous font une confiance et un amour inconditionnels et qui nous ont toujours soutenues dans ce que nous entreprenions. Nous vous remercions et nous vous saurions éternellement reconnaissant

Enfin nous remercions tous ceux qui ont participé de près ou de loin à la réalisation de ce mémoire.

"اللهم علمنا ما ينفعنا وانفعنا بما علمتنا وزدنا علما"

## *Dédicace*

Nous avons l'honneur de dédier ce travail à nos chers parents, pour leur aide et leur soutien continu.

Nos mères, la lumière des yeux et source de notre volonté.

Nos pères qui ont tout sacrifié pour que nous puissions étudier.

A nos frères et sœurs. A toute notre famille.

A toutes nos amies et tous nos amis.

A toute personne qui nous connaît et nous aime en particulier surtout notre promotion  
(2<sup>ème</sup> année Master Electronique des Systèmes Embarqués E.S.E).

## **Résumé :**

L'objectif de ce travail est la réalisation d'un drone quad-copter avec un système de prise de vue. Notre étude était portée principalement sur l'électronique embarquée dans le contrôleur de vol de ce dernier. Une recherche théorique a été effectuée sur l'état de l'art des drones et l'aérodynamique du quad-copter. Une carte de contrôleur de vol a été réalisée pour l'acquisition des données issues des différents capteurs, et pour le control d'attitude de quad-copter. Le cœur du contrôleur de vol est un microcontrôleur de 32 bits, programmé en langage C sous l'environnement de développement IDE Arduino. Un système de commande à base d'un régulateur PID en cascade a été réalisé et implémenté sur la carte.

## **Mots clés :**

Drone, les UAVs, quad-copter, microcontrôleur STM32, contrôleur PID.

## **Abstract:**

The objective of this work is the realization of a quad-copter drone with a system of shooting. Our study was mainly focused on electronics embedded in the flight controller. A theoretical research has been carried out on the state of the art of drones and the aerodynamic of the quad-copter. A flight controller board was created for the acquisition of the data from the different sensors, and for the quad-copter attitude control. The heart of the flight controller is a 32 bits microcontroller, programmed in C language under The Arduino integrated development environment (IDE). A control system based on a PID cascade regulator was realized and implemented on the card.

## **Key words :**

Drone, the UAVs, quad-copter, STM32 microcontroller, PID controller.

**Table des matières :**

Table des matières : .....	i
Liste des figures : .....	iv
Principales abréviations : .....	vii
Introduction générale : .....	1
Chapitre I : l'état de l'art sur les drones .....	4
1) Introduction : .....	4
2) Les drones : .....	4
2.1) Aperçu historique sur les drones : .....	4
2.2) Qu'est-ce qu'un drone ? .....	5
2.3) Domaines d'utilisation : .....	5
3) Classification des drones : .....	6
3.1) Selon le nombre d'hélices : .....	7
3.2) Selon la taille : .....	10
3.3) Selon les fonctions : .....	11
4) Difficultés d'opérations : .....	12
4.1) Les contraintes opérationnelles : .....	13
4.2) Les contraintes techniques : .....	14
5) Conclusion : .....	15
Chapitre II : Aérodynamique d'un drone quad-copter .....	17
1) Introduction : .....	17
2) Description générale du quad-copter : .....	17
3) Mode de vol : .....	18
3.1) Vol vertical : .....	19
3.2) Vol stationnaire : .....	19

---

3.3) vol de translation : .....	19
4) Dynamique du vol du quad-copter : .....	19
4.1) Système de repérage : .....	19
4.2) Mouvement du quad-copter : .....	20
4.3) Les angles d'Euler : .....	22
4.4) Les efforts physiques agissants sur le quad-copter : .....	23
5) Conclusion : .....	27
Chapitre III : Conception et Réalisation d'un drone quad-copter.....	29
1) Introduction : .....	29
2) Cahier de charge : .....	29
3) Architecture du projet : .....	30
4) Choix du matériel : .....	31
4.1) Châssis : .....	31
4.2) Propulsion : .....	31
4.3) Alimentation : .....	36
4.4) La radiocommande : .....	37
4.5) Contrôleur de vol : .....	39
4.6) Système de prise de vue : .....	47
5) Calibrage des ESCs : .....	48
6) La commande par MLI (PWM) : .....	49
7) Conclusion : .....	52
Chapitre IV : Programmation du contrôleur de vol .....	54
1) Introduction : .....	54
2) Structure générale du programme : .....	54
2.1) Software : .....	54
2.2) Schéma bloc du programme : .....	55
2.3) Organigramme du contrôleur de vol : .....	56

---

---

3) Programmation de la centrale inertielle MPU-6050 :.....	57
3.1) Calcul de l'angle de rotation à l'aide du gyroscope du MPU5060 : .....	57
3.2) Calcul des angles d'Euler à partir des accélérations : .....	58
3.3) Implémentation d'un filtre Complémentaire : accéléromètre + gyroscope :..	60
3.4) L'acquisition des données :.....	61
4) Commande du quad-copter par régulation PID :.....	62
4.1) Pourquoi avoir choisi la méthode du PID ? .....	62
4.2) Asservissement et régulation : .....	63
4.3) Régulation PID :.....	64
4.4) Réglage d'un PID : .....	65
4.5) Programmation d'une régulation PID :.....	67
5) Conclusion : .....	69
Chapitre V : Conclusion Générale et Perspectives. ....	71
1) Conclusion générale :.....	71
2) Perspectives : .....	71
Références bibliographiques :.....	74
Annexe I : .....	78
Estimation de l'autonomie de quad-copter : .....	78
Annexe II : .....	79
Schéma électrique de notre quad-copter :.....	79

**Liste des figures :**

**Figure I.1 :** L'AR Drone.....5

**Figure I.2 :** Les différents nombres d'hélices .....7

**Figure I.3 :** Le drone mono-rotor.....7

**Figure I.4 :** Le tricoptère.....8

**Figure I.5 :** le Quad-copter.....8

**Figure I.6 :** Hexacoptère.....9

**Figure I.7 :** Octocoptère.....9

**Figure I.8 :** Les drones aux ailes fixes.....10

**Figure I.9 :** Un très petit drone .....10

**Figure I.10 :** Un grand drone.....11

**Figure II.1 :** Quad-copters à quatre moteurs.....18

**Figure II.2 :** Les deux types de quad-copter.....18

**Figure II.3 :** Géométrie du quad-copter.....19

**Figure II.4 :** Le mouvement du quad-copter.....20

**Figure II.5 :** Illustration du mouvement vertical.....20

**Figure II.6 :** Illustration du Mouvement de roulis (Roll) : Droite / Gauche.....21

**Figure II.7 :** Illustration du Mouvement de tangage (Pitch) : Avancer Reculer.....21

**Figure II.8 :** Illustration du Mouvement de lacet (Yaw) : Rotatio.....22

**Figure II.9 :** Les angles d'Euler.....22

**Figure II. 10 :** Illustration de forces agissantes sur un quad-copter stagnant dans les airs  
.....23

**Figure II. 11 :** Aile d'une Hélice.....24

**Figure II.12 :** Illustration des forces agissantes sur un quad-copter en mouvement...25

**Figure II.13 :** Effet gyroscopique.....26

**Figure III.1 :** Le schéma fonctionnel du quad-copter.....30

**Figure III.2 :** Notre réalisation de quad-copter.....30

---

<b>Figure III.3</b> : Le châssis F450.....	31
<b>Figure III.4</b> : Composition du moteur brushless.....	32
<b>Figure III.5</b> : Fonctionnement du moteur brushless.....	32
<b>Figure III. 6</b> : BLDC A2212/13T 1000 kv .....	33
<b>Figure III.7</b> : Le contrôleur de vitesse L'ESC 30A .....	34
<b>Figure III. 8</b> : Principe de fonctionnement d'ESC .....	35
<b>Figure III. 9</b> : Les hélices en plastique .....	36
<b>Figure III.10</b> : LiPo batterie 4000mAh 3s 40C.....	37
<b>Figure III.11</b> : Testeur de batterie LiPo.....	37
<b>Figure III.12</b> : La radiocommande .....	38
<b>Figure III.13</b> : Les différentes parties de la radiocommande.....	39
<b>Figure III.14</b> : Le STM32F103C8T6 .....	39
<b>Figure III.15</b> : Le Capteurs IMU-MPU6050 .....	41
<b>Figure III.16</b> : Représentation de la vitesse angulaire.....	42
<b>Figure III.17</b> : Principe de fonctionnement du GPS.....	43
<b>Figure III.18</b> : Principe de triangulation.....	44
<b>Figure III.19</b> : Module GPS avec une boussole intégrée .....	45
<b>Figure III.20</b> : Module MS5611-01BA.....	46
<b>Figure III.21</b> : Raspberry Pi 3B.....	47
<b>Figure III.22</b> : Raspberry Pi Camera .....	47
<b>Figure III.23</b> : Calibrage des ESCs.....	48
<b>Figure III.24</b> : Largueur d'impulsion.....	49
<b>Figure III.25</b> : Commande par MLI.....	50
<b>Figure III.26</b> : Signal MLI envoyé au moteur 1 avec une consigne de vitesse faible (1ms).....	50
<b>Figure III.27</b> : Signal MLI envoyée au moteur 1 avec une consigne de vitesse moyenne (1.5ms).....	51

---

---

<b>Figure III.28</b> : Signal MLI envoyée au moteur 1 avec une consigne de vitesse élevé (2ms).....	51
<b>Figure IV.1</b> : Schéma bloc du programme.....	55
<b>Figure IV.2</b> : L’organigramme du contrôleur du vol.....	56
<b>Figure IV.3</b> : Branchement de MPU-6050 avec la carte STM32.....	57
<b>Figure IV.4</b> : Représentation de la vitesse angulaire et l’angle de rotation autour l’axe (x).....	58
<b>Figure IV.5</b> : Représentation des vecteurs d’accélération sur un plan 2D.....	59
<b>Figure IV.6</b> : Filtre complémentaire.....	60
<b>Figure IV.7</b> : Mouvement de roulis.....	61
<b>Figure IV.8</b> : Mouvement de tangage.....	62
<b>Figure IV.9</b> : Le schéma bloc traditionnelle du régulateur PID .....	64
<b>Figure IV.10</b> : Graphique d’explication du PID.....	66
<b>Figure IV.11</b> : récapitulant l'influence d'un PID.....	66
<b>Figure IV.12</b> : Schéma bloc de notre contrôleur PID.....	67
<b>Figure IV.13</b> : Schéma bloc de notre contrôleur PID amélioré.....	68

**Principales abréviations :**

VTOL : Vertical Take Off and Landing

UAV : Unmanned Aerial Vehicle

2D : 2 Dimensions

3D : 3 Dimensions

ESC : Electronic Speed Controller

IMU : Inertial Measurement Unit

MEMS : Micro-Electro-Mechanical Systems

MLI : Modulation de Largeur d'Impulsion

PWM : Pulse Width Modulation

UART : Universal Asynchronous Receiver Transmitter

I<sup>2</sup>C : Inter Integrated Circuit

DOF : Degree of freedom

DDL : Degré De liberté

GPS : Global Positioning System

NMEA : National Marine Electronics Association

PID : Proportional Integral Derivative

PD : Proportional Derivative

PI : Proportional Integral

K<sub>P</sub> : Coefficient proportionnel.

K<sub>I</sub> : Coefficient intégrale.

K<sub>D</sub> : Coefficient dérivé.

RC : Radio Command

## **Introduction générale :**

Au cours de ces dernières décennies, l'intérêt porté par la communauté scientifique à la thématique des véhicules aériens autonomes (Unmanned Aerial Vehicle, UAV) n'a cessé de s'accroître. Ces engins volants, aussi appelés drone (faux bourdons),

Les drones sont des aéronefs capables de voler et d'effectuer une mission sans pilote à bord, de parcourir de grande distance et d'effectuer des relevés dans des zones dangereuses et ainsi éviter à des personnes de s'exposer à ces dangers et de faire des relevés extrêmement précis sur l'imagerie thermique, relevé topographique, calcul de distance, calcul de volume, etc....

Ces dernières années les drones titrent une place de plus en plus importante dans les milieux aéronautiques et de la défense et représentent la plus forte progression du secteur de l'industrie aéronautique et spatiale qui s'organise pour développer les technologies des systèmes et pour définir les services qui peuvent être offerts parmi une multitude d'applications reliées.

Le marché du drone civil est en pleine expansion. Le potentiel de ces systèmes aériens sans pilote à bord a séduit plusieurs secteurs de l'industrie. En effet elle fait intervenir des domaines très variés tels que l'aérodynamique, le traitement du signal et de l'image, la commande automatique, la mécanique, les matériaux composites, l'informatique temps réel

Parmi ces drones, le quad-copter se détache comme étant l'un des appareils les plus prometteurs de par la diversité des applications pour lesquels il peut être utilisé. Mission de surveillance et d'observation, prises de vue aériennes, contrôle de l'état d'un édifice difficilement accessible ou même transport de marchandise sont des filières à présents largement développées par les constructeurs.

Dans ce mémoire, nous nous intéressons en particulier aux véhicules aériens miniatures et plus particulièrement à un quad-copter (micro hélicoptère à quatre hélices) avec un système de prise de vue. Les drones quad-copters sont parmi les plus complexes des objets volants, parce que leur dynamique de vol est intrinsèquement non linéaire, et les variables sont fortement couplées. Le quad-copter a la capacité d'effectuer un vol stationnaire, ce qui est requis dans certaines applications. L'objectif de ce projet est de construire un drone quad-copter, piloté via une radiocommande (RC), ainsi une réalisation d'un contrôleur de vol qui embarque les différents capteurs pour gérer le quad-copter d'une façon autonome. Ensuite, pour la stabilisation du quad-copter autour de la position d'équilibre (vol stationnaire), nous avons développé une approche linéaire par un régulateur PID.

Notre mémoire est structuré comme suit :

### **Chapitre I : Etat de l'art sur les drones.**

Dans ce chapitre nous avons brièvement présenté le contexte historique associé à l'apparition des drones à voilures tournantes. Nous avons également vu les principaux types et architectures de drones et leurs applications. Enfin nous avons cité les différentes contraintes et difficultés qui peuvent limiter les applications d'un drone et sa fiabilité.

### **Chapitre II : Aérodynamique d'un drone quad-copter.**

Ce chapitre porte sur l'aérodynamique du quad-copter en utilisant le formalisme de Newton-Euler. Un quad-copter peut-être considéré comme un corps rigide à six degrés de liberté pour lequel on ajoute les forces aérodynamiques générées par ses actionneurs. Dans un premier temps, nous avons présenté les repères de référence nécessaires pour exprimer l'orientation du quad-copter. Dans un deuxième temps nous avons défini les mouvements possibles d'un quad-copter. Pour finir, nous identifions toutes les forces, les moments et effets ayant un impact sur le quad-copter.

### **Chapitre III : Conception et Réalisation d'un drone quad-copter.**

Dans ce chapitre nous avons décrit, en première partie, les différentes étapes de conception et de réalisation de notre prototype quad-copter ainsi que les différents composants qui le constituent. Dans la deuxième partie, nous avons cité les différentes étapes pour calibrer les ESCs afin d'assurer que les quatre moteurs reçoivent la même commande MLI. Enfin, nous avons présenté la commande des moteurs brushless par le signal MLI.

### **Chapitre IV : Programmation du contrôleur de vol.**

Dans ce chapitre, dans un premier temps nous avons entamé la programmation de la centrale inertielle du quad-copter puis les autres capteurs que nous avons choisis (GPS et altimètre barométrique). Dans un deuxième temps, nous avons étudié le principe de correcteur PID à implémenter dans le contrôleur de vol et par suite nous avons présenté les différents algorithmes du PID pour une meilleure régulation.

### **Chapitre V : Conclusion générale et perspectives.**

Dans ce chapitre on conclut le travail réalisé dans notre mémoire. Ensuite nous proposons des perspectives pour poursuivre le travail, et l'améliorer.

# Chapitre I

---

## Chapitre I : l'état de l'art sur les drones

### 1) Introduction :

La robotique aérienne est un champ vaste et interdisciplinaire. Un drone est un engin volant sans pilote à bord, commandé à distance. Il peut se définir comme un système mécanique, électronique et informatique contrôlé ou programmé pour effectuer des tâches trop répétitives, dangereuses ou difficiles pour être faites directement par des êtres humains.

La réalisation d'un drone efficace, de petite taille « mini ou micro drone » et de bas coûts est devenue possible grâce à des innovations technologiques dans les domaines de l'électronique et des systèmes embarqués. Ces systèmes ont la capacité d'embarquer plusieurs types de capteurs simultanément.

Dans ce chapitre nous avons brièvement présenté le contexte historique associé à l'apparition des drones à voilures tournantes. Nous avons également vu les principaux types et architectures de drones et leurs applications. Enfin nous avons cité les différentes contraintes et difficultés qui peuvent limiter les applications d'un drone et sa fiabilité.

### 2) Les drones :

#### 2.1) Aperçu historique sur les drones :

Ce sont les lourdes pertes subies pendant la seconde guerre mondiale par les aviations d'observation de chacun des antagonistes qui suscitèrent l'idée d'un engin d'observation militaire sans équipage (ni pilote, ni observateur). Les premiers drones apparurent en France dans les années 1960, tel le R 20 de Nord-Aviation, dérivé de l'engin cible CT 20. Mais les exemples significatifs d'une utilisation opérationnelle des drones sont encore peu nombreux. Pendant la guerre du Vietnam, les Américains ont utilisé des drones (Firebee) pour localiser les rampes de lancement des missiles sol-air soviétiques «SAM-2» : 3500 missions furent recensées. Plus tard, en 1991, lors de la guerre du Golfe, ils ont fait appel au drone (Pioneer) pour la surveillance jour/nuit, l'acquisition des objectifs, et les réglages de l'artillerie. Dans ce même conflit, les Britanniques et les Français commencèrent à servir des drones.

De leur côté, les Israéliens ont saturé les défenses aériennes le long du canal de Suez lors de la guerre du Kippour (1973) et ce, avec un grand nombre de drones bon marché. Plus tard, ils ont détecté et leurré par le même moyen les batteries syriennes anti-aériennes.

Les exemples d'utilisation civile, eux, se font plus rares. On peut toutefois citer la surveillance urbaine en Afrique du sud, et le traitement des cultures effectué au Japon par des drones hélicoptères télécommandés

Un des premiers drones à avoir été présenté au grand public est l'AR Drone de Parrot. Vendu en France à partir de 2010 pour près de 350€, il est à l'origine de nombreux autres projets volants de la famille des multicopters/multi rotors.

Il s'agit d'un « hélicoptère » télécommandé amélioré capable de faire du vol stationnaire tout en capturant une vidéo. Même si la technologie embarquée dans l'AR Drone est beaucoup plus complexe (gestion des rotors, capteurs, etc...)



**Figure I.1 : L'AR Drone**

## **2.2) Qu'est-ce qu'un drone ?**

Les drones sont des aéronefs capables de voler et d'effectuer une mission sans présence humaine à bord. Cette première caractéristique essentielle justifie leur désignation de Uninhabited (ou Unmanned) Aerial Vehicle (UAV). D'origine anglaise, le mot «drone», qui signifie «bourdon», ou «bourdonnement», est communément employé en Français en référence au bruit que font certains d'entre eux en volant !

## **2.3) Domaines d'utilisation :**

- **Couverture Journalistique :**

Il est utilisé dans le cadre du journalisme pour atteindre des zones sinistrées ou difficilement accessibles. Cela permet de réaliser des reportages sans mettre en danger les journalistes.

- **Les besoins des agriculteurs :**

Les drones spécialisés dans le domaine de l'agriculture sont capables de fournir des services de surveillance, repérage des hétérogénéités du sol, examen de la densité végétale, création de zones sur les parcelles, etc.

---

- **Le drone en Topographie :**

Le drone effectue des relevés topographiques, et va parcourir de grandes zones afin de mesurer tous types d'information (mesure, distance, température, hygrométrie, infrarouge, hauteur, avec une précision absolue.

- **La promotion du territoire :**

De nombreux offices de tourisme utilisent aujourd'hui le drone pour réaliser des vues aériennes sur les monuments et sites remarquables d'une région pour donner envie aux touristes de se rendre sur place.

- **Des plans cinématographiques :**

Les drones sont utilisés au cinéma embarquant des caméras de très haute qualité. Grâce aux stabilisateurs, les images capturées par les drones dédiés sont nettes.

- **Les drones Dans la sécurité :**

Ils peuvent surveiller des bâtiments, des manifestations en plein air, des zones à risque, le trafic routier, et permettent d'avoir une vision aérienne du ou des sites en question.

- **Les drones militaires et policiers :**

Les principales missions des drones militaires sont axées sur la surveillance, le renseignement, le transport de matériel, mais également des missions offensives. Utilisation d'aéronefs autonomes pour cibler et attaquer des sites ou troupes (ex attaques faites par les états unis au Moyen-Orient).

- **Autres fonctions en développement :**

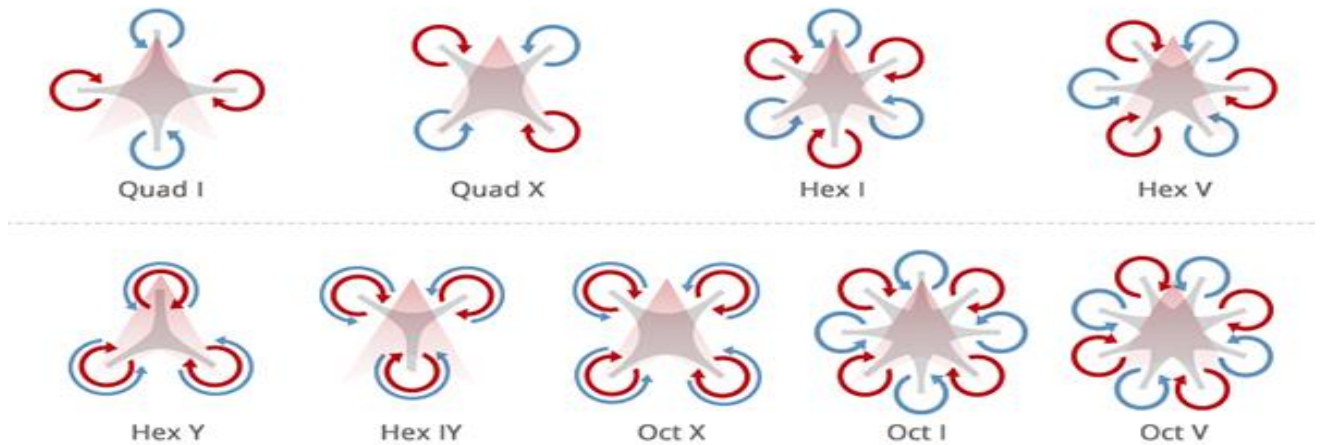
Les drones n'ont pas fini de nous surprendre et de nous simplifier la vie au quotidien. Ainsi, il est très probable que dans quelques années ses fonctions évoluent encore et proposent des services de livraison, mais pourront également venir dépanner les services de police et de secours.

### **3) Classification des drones :**

Les drones ou UAV sont conçus avec des aptitudes de vol dans les airs sans pilote. Leurs mouvements sont principalement contrôlés, dans la plupart des cas. Certains modèles avancés sont cependant dirigés depuis des ordinateurs. Il existe plusieurs modèles de drones et tous ces modèles fonctionnent pour différentes applications, ils peuvent avoir une taille et un design variables et ceci pour répondre à des besoins très divers.

Ils sont classés en quatre principales catégories : le nombre d'hélices utilisées à l'intérieur, leur taille, leur portée et leurs équipements.

### 3.1) Selon le nombre d'hélices :



**Figure I.2 :** Les différents nombres d'hélices

#### 3.1.1) Drone à rotor:

##### Drone Mono-rotor (helicopters):



**Figure I.3 :** Le drone mono-rotor

La construction la plus courante dans les drones à rotor est généralement celle des modèles de type multi-rotor qui possèdent plusieurs rotors pour maintenir la position de l'appareil, mais dans le cas d'un modèle mono-rotor, on trouve un seul rotor à l'intérieur. On y retrouve également un rotor de queue qui aide simplement à contrôler la direction de l'appareil.

**Le tricoptère :****Figure I.4 :** Le tricoptère

Il existe trois différents puissants moteurs à l'intérieur d'un tricoptère, trois contrôleurs, quatre gyros et un seul servo. Les moteurs sont simplement placés à chaque extrémité des trois bras et chacun d'entre eux porte un capteur de localisation. A chaque fois qu'on doit soulever le tricoptère, il est essentiel d'amorcer un mouvement du levier d'accélérateur, le capteur de gyroscope recevra immédiatement son signal et passera directement à la commande qui permet de contrôler la rotation du moteur.

**Quad-copter :****Figure I.5 :** Le Quad-copter

Lorsqu'un multi rotor est conçu avec quatre pales de rotor, alors il devient un quadricoptère. Ces dispositifs sont généralement contrôlés par des moteurs à courant continu de type brushless spécialement conçus pour. Deux des moteurs se déplacent dans le sens des aiguilles d'une montre, tandis que les deux autres fonctionnent dans le sens inverse des aiguilles d'une montre.

---

**Hexacoptère:****Figure I.6 :** Hexacoptère

Un hexacoptère servira pour de nombreuses applications potentielles avec son mécanisme à 6 moteurs, où 3 fonctionnent dans le sens des aiguilles d'une montre et les trois autres fonctionnent en sens inverse. Par conséquent, ces dispositifs peuvent obtenir une puissance de levage plus élevée par rapport aux quadricoptères.

**Octocoptère :****Figure I.7 :** Octocoptère

Octo signifie huit. Donc l'octocoptère offre ses 8 puissants moteurs qui fournissent la puissance à 8 hélices fonctionnelles. Cet engin a naturellement des aptitudes de vol plus larges que les modèles évoqués plus haut, et il est également très stable.

### 3.1.2) Les drones aux ailes fixes :



**Figure I.8** : Les drones aux ailes fixes

Voici une catégorie totalement différente de toutes celles présentées ci-dessus. Les designs sont tout à fait uniques par rapport aux drones de type multi-rotor couramment utilisés. Ils possèdent des ailes et ont l'apparence d'avions traditionnels. Ces drones ne sont pas capables de rester stables dans l'air car ils ne sont pas assez puissants pour lutter contre la force gravitationnelle.

### 3.2) Selon la taille :

#### 3.2.1) Les très petits drones :



**Figure I.9** : Un très petit drone

Ils peuvent être conçus avec une taille variant de celle d'un grand insecte à un dispositif mesurant jusqu'à 50 cm de long. Les deux modèles les plus courants dans cette catégorie sont : les mini drones et les nano/micro drones.

#### 3.2.2) Les mini drones :

Ils ont une taille un peu plus grande que les micro-drones, ce qui signifie qu'ils dépassent 50 cm mais ils ont une dimension maximale de 2 m.

### 3.2.3) Les drones moyens :

Cette catégorie de drones contient des modèles plus lourds que les précédents, mais beaucoup plus légers et plus petits que les avions. Ces drones peuvent peser jusqu'à 200 Kgs et avoir une capacité de vol moyenne de 5 à 10 minutes

### 3.2.4) Les grands drones :



**Figure I.10 :** Un grand drone

Les grands drones ont une taille quelque peu comparable à celle des avions et sont les plus utilisés pour les applications militaires. Les endroits qui ne peuvent pas être couverts avec des jets normaux sont généralement photographiés avec ces drones. Ils sont un dispositif principal pour les applications de surveillance. Les utilisateurs peuvent également les classer en différentes catégories en fonction de leur portée et de leurs capacités de vol.

### 3.3) Selon les fonctions :

- **Le drone de course :**

Le vol en immersion demande de nombreuses heures d'entraînement et se pratique généralement sur des terrains privés. Les images capturées par la caméra du drone diffusent en effet en temps réel.

- **Le drone avec caméra :**

Les caméras (FVP) embarquées sont montées sur des axes pour une grande stabilité, peuvent filmer en HD et/ou en full HD ce type de drone s'adresse aux personnes souhaitant réaliser de l'imagerie aérienne.

- **Le drone loisir ou mini drone :**

Certains modèles loisirs sont dotés d'une caméra pour la prise de vue aérienne. Ce type de drone a l'avantage d'être peu cher et se pilote facilement. Il est destiné aux enfants et adultes débutants souhaitant s'amuser.

---

- **Le drone professionnel :**

Les drones professionnels ont de multiples fonctions, ils servent dans de nombreux domaines et sont plus complexes à piloter. Depuis le 1er janvier 2018, tout drone de plus de 800 g est considéré comme un drone professionnel

- **Le drone sauveteur :**

Ce drone ayant une forme particulière pour le sauvetage est adapté pour différents milieux. Il est souvent utilisé pour des sauvetages en mer. Pour cela, il sera muni d'un compartiment contenant les bouées de sauvetage. Il contient aussi un capteur thermique pour repérer les personnes dans l'eau.

- **Le drone ambulancier :**

Ce drone est utilisé pour aider les sauveteurs, il peut se rendre plus vite sur place par la voie des airs. De plus il est peint aux couleurs des services de secours, ce petit drone est aussi capable de transporter jusqu'à 4 kg d'équipements, dont un défibrillateur, il permettrait ainsi de faire passer les chances de survie de 8 à 80%.

- **Le drone militaire :**

Le drone militaire est un drone entièrement différent et n'est utilisé que par l'armée pour des missions de reconnaissance de surveillance ou d'attaques. Généralement Les endroits où les humains ne peuvent pas entrer directement peuvent être facilement surveillés par une unité aérienne et ils peuvent également capturer des photographies d'endroits difficilement accessibles. Il pèse un peu plus de 2 tonnes et peut atteindre 15 kilomètres d'altitudes. Il peut transporter 6 missiles et deux bombes. Son poids maximal est de 4540 kg.

- **Le drone lorrain :**

Ce drone est conçu pour explorer des situations difficiles d'accès, comme des montagnes, des canyons. Il servira à faire des vidéos pour des chaînes télé comme des reportages sur des lieux isolés de la Terre.

#### **4) Difficultés d'opérations :**

L'utilisation optimale des drones et la généralisation de leur emploi soulèvent toutefois un certain nombre de difficultés qui devront être aplanies à terme. Ces difficultés ne sont pas toujours du même ordre selon que l'on envisage le marché civil ou militaire, mais elles sont essentiellement de deux types :

---

#### 4.1) Les contraintes opérationnelles :

- **Navigabilité et intégration dans la circulation aérienne :**

Les drones doivent impérativement répondre à des critères de navigabilité et respecter des règles de circulation aérienne, analogues à ceux des avions. Cela leur impose de bénéficier d'un certain niveau de fiabilité technique et de résistance au crash (pour assurer la sécurité au sol) mais également d'une fiabilité satisfaisante du point de vue comportemental (pour assurer la sécurité des autres aéronefs en vol). Celle-ci doit s'exercer en matière de détection de proximité, de contrôle du pilotage, d'échange de données avec le contrôle au sol, ainsi que de la capacité de gestion des situations dégradées. C'est un problème crucial pour les drones qui, a priori, ne satisfont pas actuellement à ces contraintes. La résolution de ces difficultés pourrait naturellement déboucher sur la création d'une certification des drones par des autorités compétentes, comme pour tous les autres aéronefs. Celle-ci apporterait certaines garanties dans les niveaux de fiabilité recherchés.

- **La législation :**

L'utilisation des drones doit être compatible avec les législations nationales et internationales dans le domaine des responsabilités juridiques. La question fondamentale est évidemment de déterminer la responsabilité, au sens juridique du terme, en cas de dommages au sol suite à la chute d'un drone (alors que celui-ci n'était pas piloté).

- **L'altitude :**

Si l'absence de l'homme à bord permet plus facilement l'accès aux hautes altitudes, favorables à de plus grandes portées d'observation, celles-ci posent néanmoins certaines questions relativement : aux règles de souveraineté auxquelles n'échappe que l'espace extra-atmosphérique selon le droit international, domaine exclusif des satellites ; la vulnérabilité aux menaces sol-air de hautes performances (jusqu'à 92 000 pieds).

- **La sécurité :**

La transmission des ordres et des informations échangés entre le sol et le drone utilise un segment aérien, vulnérable aux ruptures de transmissions et aux brouillages. C'est une partie fragile du système, qui nécessite la plus haute protection pour une utilisation militaire.

---

## 4.2) Les contraintes techniques :

### • La transmission des données :

C'est un aspect extrêmement contraignant en termes de fréquences, de débits, de portées, de résistance aux perturbations radioélectriques et au brouillage. Il est indispensable de garantir la fiabilité des stations sol et des liaisons avec les vecteurs.

### • La discrétion :

Cette qualité militaire fondamentale, qui dépend de plusieurs facteurs, tels que la furtivité (faible signature radar) et l'intensité de différentes formes d'émissions (acoustique, électromagnétique, infrarouge...), nécessite un compromis entre les exigences aérodynamiques (formes de la structure), de performances (matériaux), de motorisation (source de chaleur), et d'architecture du système de communication (champ d'antennes).

### • La motorisation :

Principale source actuelle de panne, celle-ci doit répondre à des exigences d'endurance, de fiabilité (avec possibilité de rallumage en vol ?), de discrétion et de coût... Elle devra pour ce faire satisfaire également à règles de maintenance très strictes, pouvant aussi être soumises à des normes d'homologation par les autorités.

### • La réactivité du système et la place de l'homme dans la conduite de la mission :

L'architecture du système doit être un compromis optimisé entre l'intelligence embarquée, les aides à la décision déportée et l'action de l'opérateur.

### • La gestion des pannes en vol (situations dégradées) :

Son efficacité sera toujours un compromis entre coût et complexité du système (donc masse et volume).

### • La maintenance et le stockage :

Ils devront faire l'objet d'une politique spécifique et soumise à surveillance, qui devra être pris en compte dès la conception du système.

### • L'entraînement et le maintien en condition des opérateurs :

Si le système drone permet l'utilisation intensive de la simulation, l'expérience déjà acquise a démontré qu'un entraînement réel des équipes en situation sur le terrain était indispensable. Il permet en outre de valider l'état opérationnel et l'efficacité des systèmes.

**5) Conclusion :**

Au cours de ce chapitre nous avons brièvement présenté le contexte historique associé à l'apparition des drones à voilures tournantes. Nous avons également découvert que Les drones est un domaine très vaste, s'évolue rapidement et les différentes catégories des drones existants prouve cette énorme évolution.

Dans le chapitre suivant nous allons-nous concentrer sur le quad-copter, en entamant leur principe de fonctionnement et son dynamique du vol.

# Chapitre II

---

## Chapitre II : Aérodynamique d'un drone quad-copter

### 1) Introduction :

La modélisation occupe une part importante pour l'analyse de tous les systèmes, car il est indispensable de bien connaître le comportement du système physique et de son environnement. La modélisation des véhicules aériens autonomes est relativement complexe et requiert la connaissance de l'aérodynamique du véhicule étudié, de ses caractéristiques mécaniques ainsi que la dynamique des actionneurs. Les difficultés sont amplifiées pour les systèmes de petite échelle en raison de la complexité des phénomènes aérodynamiques qui entrent en jeu, de leur plus forte sensibilité aux perturbations et des limitations sur la charge utile qui génèrent des contraintes de dimensionnement et de poids pour les capteurs embarqués. Les véhicules à voilures tournantes représentent actuellement la solution la plus performante pour combiner le vol quasi-stationnaire avec le vol d'avancement.

Ce chapitre porte sur l'aérodynamique du quad-copter en utilisant le formalisme de Newton-Euler. Un quad-copter peut être considéré comme un corps rigide à six degrés de liberté pour lequel on ajoute les forces aérodynamiques générées par ses actionneurs. Dans un premier temps, nous avons présenté les repères de référence nécessaires pour exprimer l'orientation du quad-copter. Dans un deuxième temps nous avons défini les mouvements possibles d'un quad-copter. Pour finir, nous identifions toutes les forces, les moments et effets ayant un impact sur le quad-copter.

### 2) Description générale du quad-copter :

Un quad-copter est un aéronef à voilure tournante et doté de quatre bras, chacun d'eux connectés à un moteur à courant continu. Les rotors sont généralement placés aux extrémités d'une croix. Afin d'éviter à l'appareil de tourner sur lui-même sur son axe de lacet, il est nécessaire que deux hélices tournent dans un sens et les deux autres dans l'autre sens.

Un quad-copter est un engin omnidirectionnel à décollage vertical et à atterrissage vertical (VTOL). Sa structure est constituée d'une partie centrale reliant entre eux quatre bras disposés en forme de croix. Le mouvement vertical de montée et de descente d'un tel appareil est assuré par les quatre rotors à la fois. La différence de poussée entre les moteurs arrière et avant produit un couple de tangage qui contrôle le mouvement de translation (avant/ arrière). Le déplacement gauche / droite, quant à lui, est assuré par la différence de poussée entre les rotors situés sur la gauche et sur la droite.

La plateforme centrale permet également d'accueillir les divers composants nécessaires au vol du drone. Les quad-copters peuvent être constitués de toutes sortes de

matériaux : des structures rudimentaires en bois ou en aluminium aux modèles plus élaborés en fibre de carbone ou en plastique. Elle doit être en même temps rigide et légère. La plupart des modèles comportent des pieds pour atterrir voir des protections pour les hélices. L'envergure des quad-copters varie énormément. Certains modèles mesurent moins de 50mm alors que d'autre dépassent 1m.



**Figure II.1 :** Quad-copters à quatre moteurs

On distingue deux types de quad-copter, les modèles dit "+" ou "plus" et ceux appelés "X". La structure en elle-même ne change pas, c'est l'orientation de l'avant de l'appareil qui varie. Sur un Quad +, l'avant de l'appareil pointe dans la direction d'une des branches. Alors que pour un Quad X la structure est pivotée de 45°. L'avant se situe donc entre deux bras. La seule différence entre ces deux modèles est le fait que celui en croix a une vue plus dégagée à l'avant et l'arrière. Ce qui le rend plus approprié pour les prises de vue embarquées.



**Figure II.2 :** Les deux types de quad-copter

### 3) Mode de vol :

En se basant sur les mouvements possibles, le drone peut effectuer trois modes de vol :

### 3.1) Vol vertical :

Dans le vol vertical, la résultante aérodynamique et le poids totale sont deux forces ayants la même direction mais de sens opposé. Le drone peut monter ou descendre, suivant l'effet aérodynamique soit supérieur ou inférieur au poids de l'appareil.

### 3.2) Vol stationnaire :

Quand la force de Portance, et celle de pesanteur sont égales et opposées, le drone reste immobile. On parle de vol stationnaire.

### 3.3) vol de translation :

Le vol de translation correspond à la navigation du drone sur un plan horizontal. Il est assuré en se basant sur les mouvements d'inclinaison tangage, et roulis.

## 4) Dynamique du vol du quad-copter :

### 4.1) Système de repérage :

On utilise deux repères afin de traiter le modèle mathématique du quad-copter : un repère inertiel ou global attaché à la terre et supposé Galiléen défini par  $E (O, X, Y, Z)$  et un autre Local défini par  $B (o', x', y', z')$ , jointe au centre de masse du corps du quad-copter et localisé dans l'intersection des deux barres.

On utilise les angles d'Euler ( $\phi, \theta, \psi$ ) qui représentent respectivement le roulis, le tangage et le lacet, afin de déterminer l'orientation au cours de temps du repère quad-copter par rapport au repère inertiel.

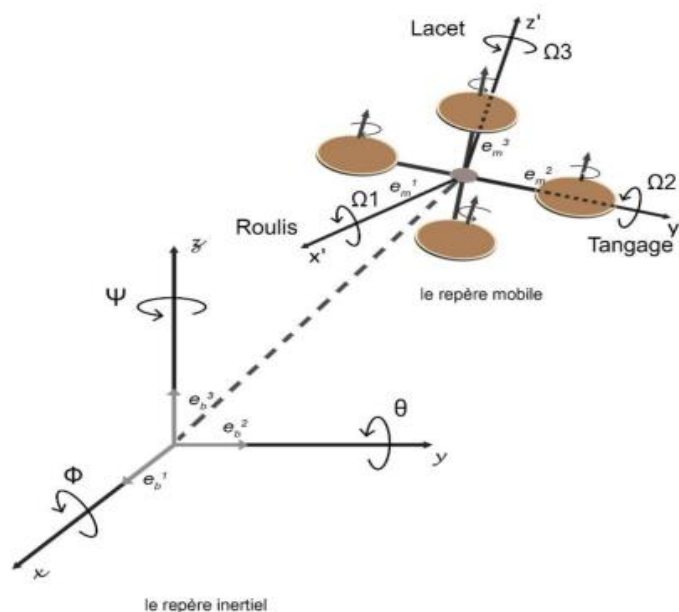
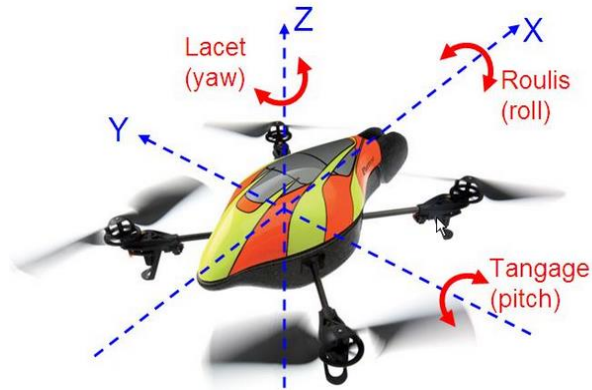


Figure II.3 : Géométrie du quad-copter

## 4.2) Mouvement du quad-copter :

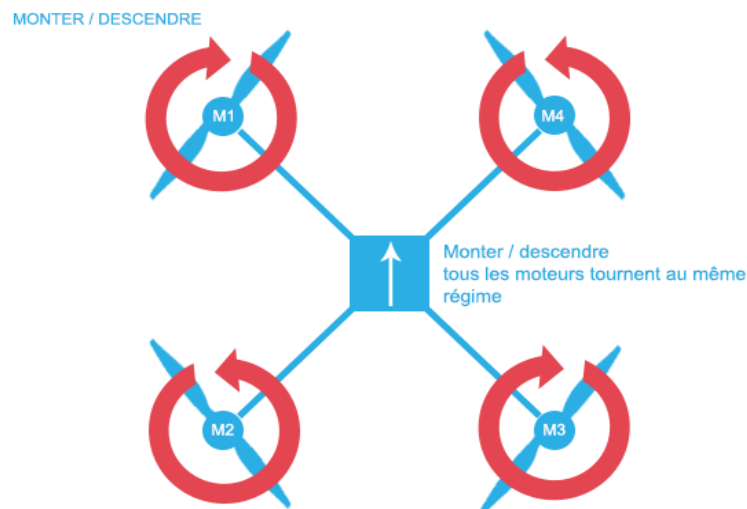
Il existe quatre mouvements possibles pour un quad-copter : le vertical, le lacet, le Tangage et le roulis. Pour garder le contrôle du lacet, cela implique que deux hélices tournent dans le sens horaire (hélice à pas normal) et les deux autres dans le sens antihoraire (hélice à pas inversé). Pour faire glisser le quad-copter il suffit de varier la vitesse des rotors pour produire une force de poussée vers le sens désiré.



**Figure II.4 :** Le mouvement du quad-copter

### 4.2.1) Mouvement vertical :

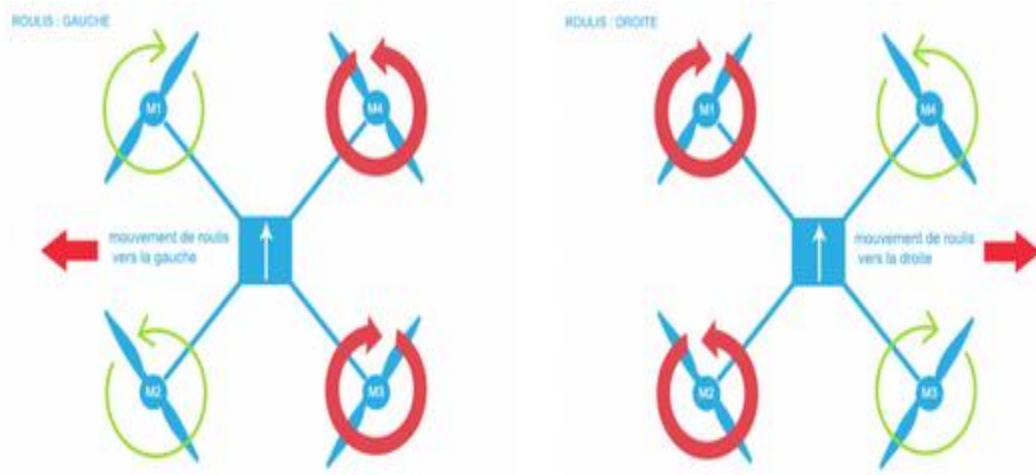
En tournant, les hélices vont créer une force de sustentation (effet d'une force qui maintient un corps à faible distance au-dessus d'une surface et sans contact avec elle) qui vont compenser le poids de l'engin. Lorsque cette force est supérieure au poids du quad-copter, il s'élève dans les airs. Le sens de rotation des hélices est très important, sur le schéma ci-dessous, on constate que les hélices situées sur le même axe tournent dans le même sens. En d'autres termes, M1 et M3 tournent dans le sens horaire et M2 et M4 dans le sens antihoraire. Cela annule le couple induit par l'effort sur chaque moteur pour faire tourner les hélices.



**Figure II.5 :** Illustration du mouvement vertical

Pour monter, on applique une grande vitesse de rotation sur les moteurs simultanément, tous les moteurs tournent au même régime et inversement pour descendre, c'est la commande des gaz (throttle en anglais). Pour un vol stationnaire on applique une vitesse moyenne de rotation.

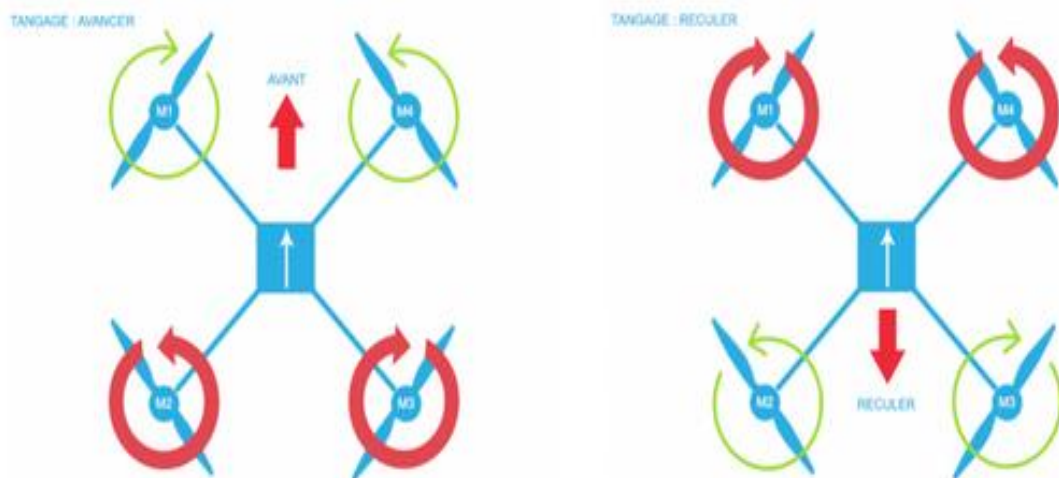
#### 4.2.2) Mouvement de roulis (Roll) : Droite / Gauche



**Figure II.6 :** Illustration du Mouvement de roulis (Roll) : Droite / Gauche

Il s'agit d'une rotation autour de l'axe (x). Pour incliner vers la gauche, on va diminuer les moteurs de gauche M1 et M2 et augmenter ceux de droite M3 et M4. Inversement pour incliner vers la droite. Cette action s'appelle le Roulis. Ce mouvement est couplé avec un mouvement de translation selon l'axe (y)

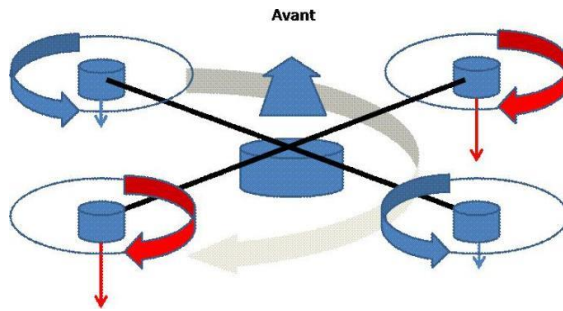
#### 4.2.3) Mouvement de tangage (Pitch) : Avancer / Reculer



**Figure II.7 :** Illustration du Mouvement de tangage (Pitch) : Avancer / Reculer

Il s'agit d'une rotation autour de l'axe (y). Pour avancer, on va diminuer la vitesse des moteurs avant et augmenter la vitesse des moteurs arrière et inversement pour reculer. On appelle cette action le tangage. Ce mouvement est couplé avec un mouvement de translation selon l'axe (x)

#### 4.2.4) Mouvement de lacet (Yaw) : Rotation



**Figure II.8 :** Illustration du Mouvement de lacet (Yaw) : Rotation

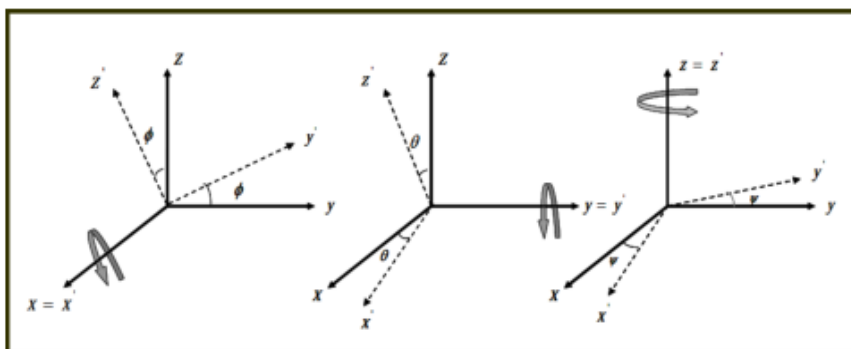
Le mouvement de lacet sert à faire tourner le quad-copter sur lui-même, il s'agit alors d'une rotation autour de l'axe (z). Il est obtenu en augmentant la vitesse d'une paire de moteurs sur le même axe et inversement.

#### 4.3) Les angles d'Euler :

Une matrice de rotation orthogonale peut définir la coordination entre les repères. Généralement, les applications robotiques utilisent fréquemment le paramétrage de la matrice de rotation par les angles d'Euler. Puisqu'on est en présence de forces conservatives (le poids est toujours dans la direction Z du repère fixe de la Terre E (O, X, Y, Z)), il est nécessaire d'avoir une matrice de rotation 3D pour les entrainer dans le repère mobile B (o', x', y', z')

[9], [11]. De ce fait les forces seront formulées à l'aide des angles montrer respectivement :

- L'angle du roulis  $\varphi$  tel que :  $-\frac{\pi}{2} < \varphi < \frac{\pi}{2}$
- L'angle du tangage  $\theta$  tel que :  $-\frac{\pi}{2} < \theta < \frac{\pi}{2}$
- L'angle lacet  $\psi$  tel que :  $-\pi < \psi < \pi$



**Figure II.9 :** Les angles d'Euler

On peut mettre les trois angles sous forme d'une matrice élémentaire et effectuer la multiplication [9], [11] :

$$R = Rot_x(\psi) \times Rot_y(\theta) \times Rot_z(\varphi) \dots\dots\dots(II.1)$$

$$R = \begin{bmatrix} c\psi & -s\psi & 0 \\ s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\theta & 0 & c\theta \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\varphi & -s\varphi \\ 0 & s\varphi & c\varphi \end{bmatrix} \dots\dots\dots(II.2)$$

$$R = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & s\varphi s\theta c\psi - s\psi c\varphi & c\varphi s\theta c\psi + s\psi s\varphi \\ s\psi c\theta & s\varphi s\theta s\psi + c\psi c\theta & c\varphi s\theta s\psi - s\varphi c\psi \\ -s\theta & s\varphi c\theta & c\varphi c\theta \end{bmatrix} \dots\dots\dots(II.3)$$

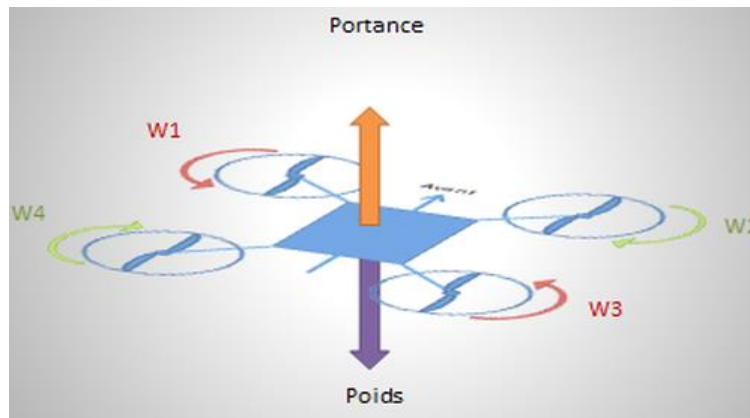
R : matrice de rotation.

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

**4.4) Les efforts physiques agissants sur le quad-copter :**

**4.4.1) Quad-copter stagnant dans les airs :**

Quand le drone stagne dans les airs, il subit principalement deux forces physiques. La première est le poids. Celui-ci attire l'appareil vers le bas. Ce qui permet au quad-copter de voler et une deuxième force, appelée portance, qui permet au drone de décoller lorsqu'elle devient supérieure à son poids [31].



**Figure II. 10 :** Illustration des forces agissantes sur un quad-copter stagnant dans les airs

- **Le poids :**

Comme tous les corps possédants une masse le drone subit une attraction gravitationnelle exercée par la terre. Plus sa masse sera importante plus son poids plus sera élevé. Cette force maintient le drone sur le sol [31][11]. Elle s'exprime par la formule :

$$P = g \times m \dots\dots\dots(II.4)$$

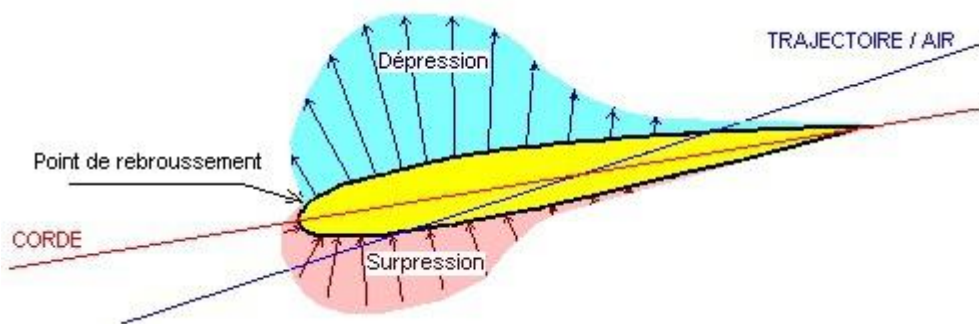
Avec : P en N,  $g = 9.81$  et m en kg

- **La portance :**

Elle s'exerce sur un corps en mouvement dans un fluide, qui s'exerce perpendiculairement à la direction du mouvement. Dans le cas du quad-copter la portance s'exerce sur ses quatre hélices, le vent rencontre l'hélice (la partie supérieure se nomme extrados et la partie inférieure intrados). L'air passant au niveau de l'extrados doit parcourir un chemin plus long ainsi la vitesse est plus importante et la pression régnante est plus faible (dépression).

L'air passant au niveau de l'intrados a une vitesse plus faible et ainsi la pression qui y règne sera plus importante (surpression).

L'addition de la surpression et de la dépression donne la portance qui aspire l'hélice vers le haut.



**Figure II.11:** Aile d'une Hélice

$$F_p = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S \times C_p \dots \dots \dots (II.5)$$

Avec :  $F_p$  en N.

$\rho$  : densité de l'air  $1.2 \frac{kg}{m^3}$ .

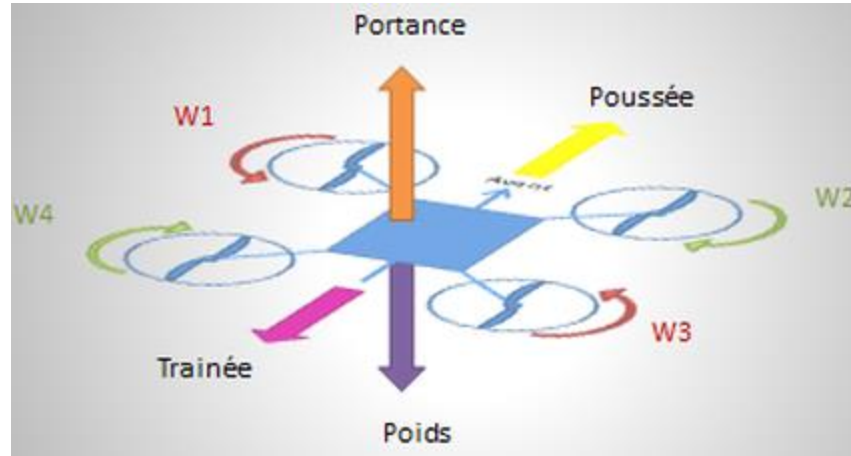
$V$  : la vitesse du vent en  $\frac{m}{s}$ .

$S$  : la surface de l'aile en  $m^2$ .

$C_p$  : coefficient de portance.

#### 4.4.2) Quad-copter en mouvement avançant dans les airs :

Quand le drone est en mouvement dans les airs, deux autres forces viennent s'ajouter au poids et à la portance. La force qui fait avancer l'aéronef est la poussée. Elle est produite par l'accélération du gaz que le moteur produit. La dernière force est la traînée. C'est la résistance de l'appareil contre la poussée. Elle entraîne ce dernier vers l'arrière.



**Figure II.12 :** Illustration des force agissantes sur un quad-copter en mouvement

- **La trainée :**

C'est une force de résistance exercée par le vent sur un corps s'opposant à son déplacement. Elle permet ainsi de faire reculer le drone en augmentant la vitesse des moteurs avants. Elle est parallèle au vent qui s'oppose au déplacement [31].

La formule qui permet de calculer cette force est la suivante :

$$F_T = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S \times C_T \dots \dots \dots (II.6)$$

Avec :  $F_T$  en N.

$\rho$  : la masse volumique de l'air,  $\rho = 1.2 \frac{Kg}{m^3}$ .

$V$  : vitesse du vent en  $\frac{m}{s}$ .

$S$  : la surface de l'aile en  $m^2$ .

$C_T$  coefficient de trainée.

- **La poussée :**

Cette force est créée par le moteur. Elle résulte de l'accélération des deux moteurs arrière permettant lorsqu'elle est supérieure à la force de trainée de faire avancer le drone, elle s'oppose donc à la force de trainée [31].

Elle peut être déterminée par la formule suivante :

$$F_{Poussée} = \rho \times n^2 \times D^4 \times C_{Poussée} \dots \dots \dots (II.7)$$

Avec :  $F_T$  en N.

$\rho$  : la masse volumique de l'air,  $\rho = 1.2 \frac{Kg}{m^3}$ .

$n^2$  : vitesse de rotation de l'hélice en  $\frac{tours}{s}$ .

D : diamètre de l'hélice.

$C_{poussée}$  : coefficient de poussée.

#### 4.4.3) Effet gyroscopique :

Tout objet en rotation autour d'un axe est soumis à l'effet gyroscopique. C'est la capacité qu'a cet objet à conserver son axe de rotation ou, de façon plus précise, à conserver son moment angulaire.

Le mot « gyroscope » se compose de deux mots d'origines grecques : gyro qui signifie rotation et scope qui désigne observer. L'effet gyroscopique est alors désigné en référence au mode de fonctionnement de gyroscope qui est un appareil de mesure de mouvement utilisé dans l'aviation.

Dans le domaine de l'aviation, il existe deux moments gyroscopiques, le premier se trouve dans le moment gyroscopique des hélices et l'autre le moment gyroscopique dû aux mouvements de quadri copter.

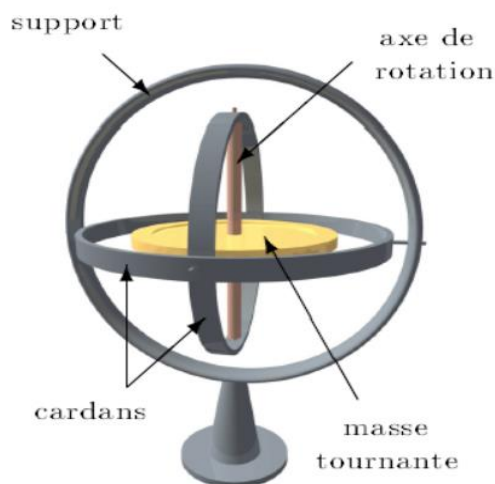


Figure II.13 : Effet gyroscopique.

**5) Conclusion :**

Dans ce chapitre nous avons découvert que Les drones quad-copter est un domaine très vaste se base sur la discipline de la robotique. Nous avons constaté aussi qu'à cause du nombre énorme d'effets physiques affectés à sa dynamique (tel que les efforts aérodynamiques complexes, couples gyroscopiques, la gravité terrestre et les différents mouvements d'inertie ...etc.) le quad-copter est classé parmi les systèmes volants les plus complexes.

Mais pour concevoir et implémenter notre contrôleur de vol, il est nécessaire une compréhension profonde des mouvements de l'avion, de sa dynamique et par conséquent des équations dynamiques correspondantes.

Enfin Dans le chapitre suivant nous allons entamer la partie qui porte sur le choix et la réalisation d'un drone quad-copter.

# Chapitre III

## Chapitre III : Conception et Réalisation d'un drone quad-copter

### 1) Introduction :

Le choix des matériaux est une étape importante dans la réalisation d'un drone pour garantir une structure légère et solide capable de résister à un atterrissage difficile.

Dans ce chapitre nous allons décrire, en première partie, les différentes étapes de conception et de réalisation de notre prototype quad-copter ainsi que les différents composants qui le constituent.

Dans la deuxième partie, nous allons citer les différentes étapes pour calibrer les ESCs afin d'assurer que les quatre moteurs reçoivent la même commande MLI.

Enfin, nous allons décrire la commande des moteur brushless par le signal MLI.

### 2) Cahier de charge :

Notre drone est réalisé à l'aide de quatre moteurs électriques, comme son nom l'indique « quad-copter ».

La structure mécanique sera réalisée comme un croisillon de deux tubes d'ABS.

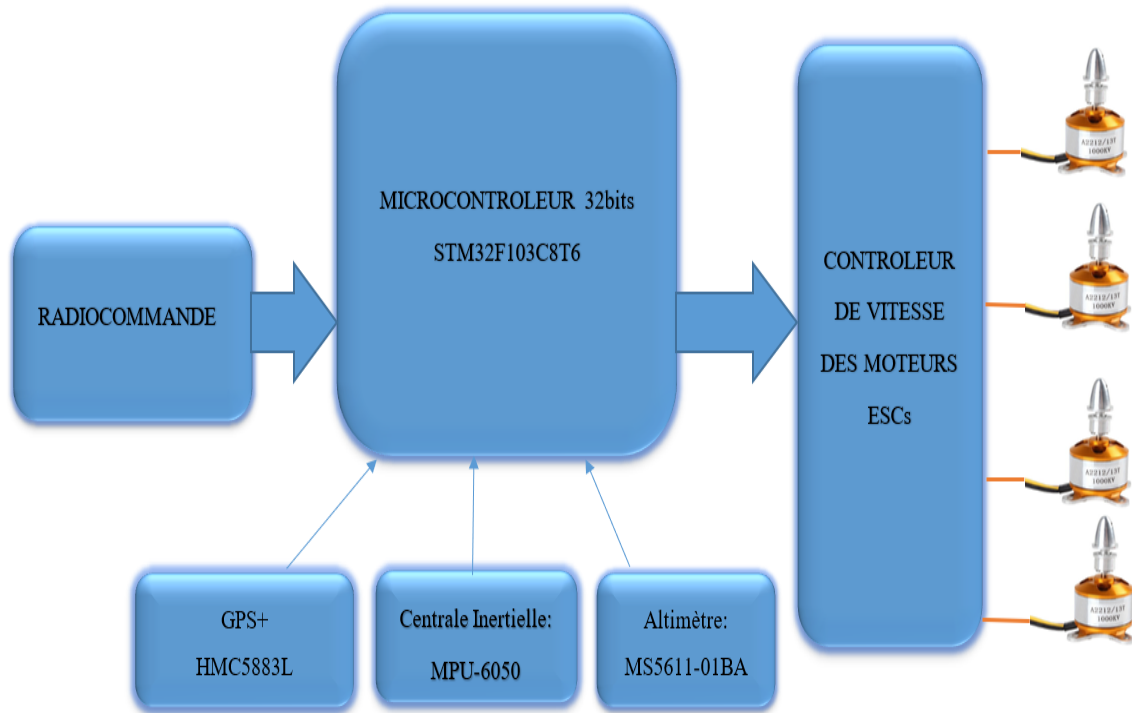
Notre quad-copter est réalisé à l'aide de quatre moteurs électriques à courant continu de type brushless. La carte de contrôle est basée sur une carte **STM32F103C8T6**. Le traitement de données des différents capteurs est traité par un programme développé en langage C de programmation du processeur ARM Cortex-M3 intégré sur le STM32 sous l'environnement de développement IDE Arduino.

Un bloc de capteurs à 6 degrés de liberté (DOF) est relié à la carte STM32. Le bloc capteur contient un accéléromètre à trois axes (X, Y, et Z) et un gyroscope à trois axes (X, Y, et Z) pour le contrôle du mouvement de roulis, tangage et lacet. Le bloc contient également un système de positionnement global (GPS) et un altimètre barométrique pour contrôler la position et l'altitude du quad-copter.

Les commandes des quatre moteurs sont données sous la forme d'un signal MLI (Modulation de Largeur d'Impulsion), l'envoi des signaux MLI pour les moteurs et le décodage du signal du récepteur, se fait par les contrôleurs de vitesse ESCs.

### 3) Architecture du projet :

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



**Figure III.1 :** Le schéma fonctionnel du quad-copter

Voici ci-dessous notre réalisation finale du drone quad-copter



**Figure III.2 :** Notre réalisation de quad-copter

#### 4) Choix du matériel :

##### 4.1) Châssis :

Les caractéristiques à prendre en compte pour le châssis sont le poids, qui sera lié aux matériaux utilisés et sa résistance au choc. Le châssis d'un drone peut être **en bois, en plastique, en aluminium ou encore en fibre de carbone**. Selon l'utilisation souhaitée, le choix du matériau est important : un châssis en bois sera plus coûteux et un châssis en fibre de carbone sera plus léger et plus résistant. Le châssis va déterminer beaucoup de choses, en effet si on prend un châssis de grande taille il faudra tout adapter à celui-ci. Il est par conséquent le premier élément à choisir.

Le choix d'un drone entre 350mm et 700mm serait plus polyvalent (Cette mesure représente le diamètre le plus grand entre les 4 moteurs) et offre plus de choix possibles pour la suite des composants.

Nous avons choisi le DJI F450 construit en ABS, car il est réputé solide et léger, il est même équipé d'un système de distribution de l'énergie permettant d'alimenter les ESCs.



**Figure III.3** : Le châssis F450

##### 4.2) Propulsion :

###### 4.2.1) Les moteurs :

Le défaut principal des moteurs à courant continu est la présence des balais, qui engendrent des frottements, des parasites, et limitent la durée de vie du moteur par leur usure. Pour éviter tous ces problèmes on utilise des moteurs brushless (BLDC), ou moteurs sans balais pour notre quad-copter. Un moteur BLDC est une machine électrique de la catégorie des machines synchrones, dont le rotor est constitué d'un ou de plusieurs aimants permanents et pourvu d'origine d'un capteur de position rotorique (capteur à effet Hall, synchro-résolver, codeur incrémental par exemple).

Les moteurs brushless ont un bien meilleur rendement que les « brushed » et sont aussi plus résistants. Ils sont néanmoins plus lourds. La désignation d'un moteur se fait grâce à 2 caractéristiques la taille de son stator et son kV (vitesse de rotation pour 1 Volt, à vide). Plus la taille du stator du moteur est grande et plus le moteur aura de couple. Le kV permet de définir la vitesse max de rotation du moteur en fonction de la tension de la batterie.

- **Composition du moteur brushless :**

Un moteur brushless comporte les mêmes éléments qu'un moteur à courant continu, excepté le collecteur, mais l'emplacement des bobines et des aimants permanents sont inversés. Le rotor est composé d'un ou plusieurs aimants permanents, et le stator de plusieurs bobinages.

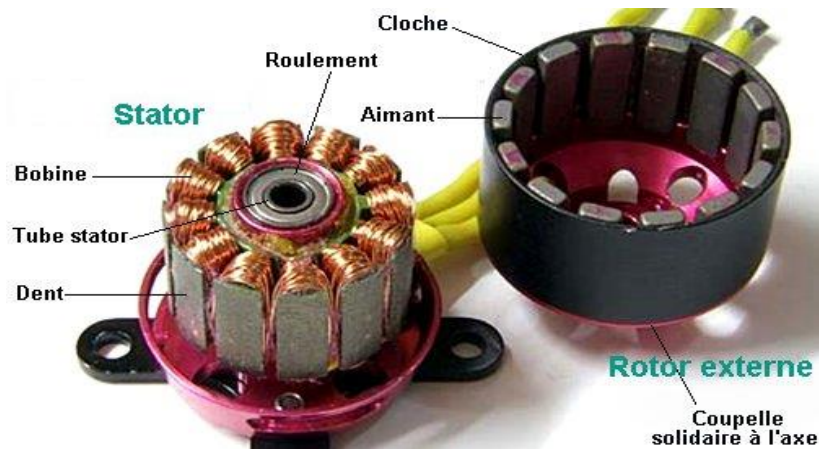


Figure III.4 : Composition du moteur brushless

- **Fonctionnement du moteur brushless simple :**

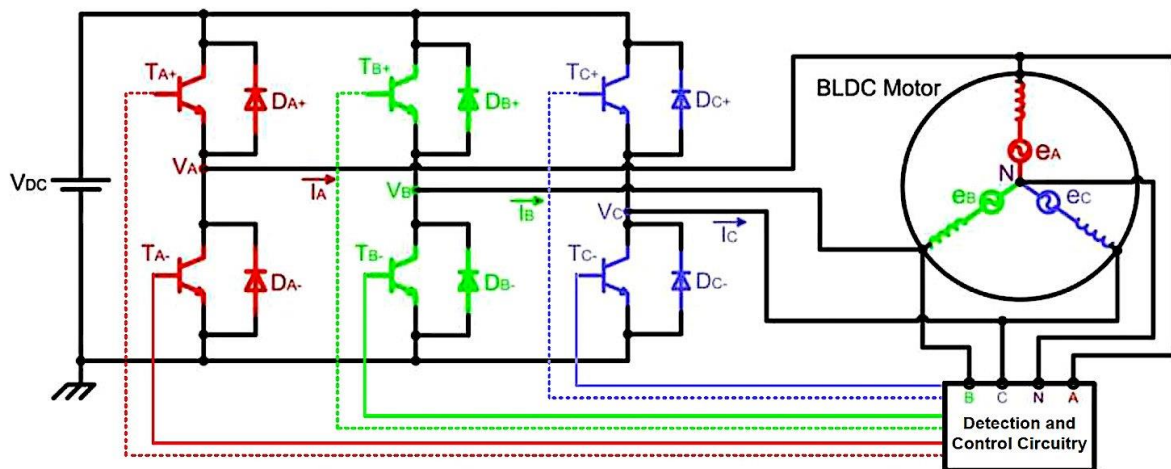


Figure III.5 : Fonctionnement du moteur brushless

Dans un moteur brushless, la commutation des enroulements est faite non pas mécaniquement mais de manière électronique par un contrôleur de vitesse (ESC). Celui-ci transforme le courant continu en courant triphasé à fréquence variable et va alimenter successivement les bobines du moteur pour créer le champ tournant et donc la rotation qui nous intéresse. On comprend aisément qu'avec ce principe d'alimentation, il est impératif que les bobines soient fixes dans le moteur, et non pas en rotation comme dans un moteur à balais (brushed). Tous les brushless ont donc la même architecture de construction : un stator fixe qui porte les bobines, et un rotor mobile sur lequel les aimants permanents sont collés.

- **Choix du moteur brushless :**

Notre choix est basé sur la masse du quad-copter et le type de vol. Nous avons choisi un moteur brushless outrunner dont le rotor est autour du stator, de type A2212/13T 1000 KV avec une poussé de 780 gr. OÙ :

**22 : Le diamètre du moteur,** Avec un plus grand diamètre, nous aurons plus de couple.

**13T : Le nombre de tours par,** Un nombre inférieur de tours signifie une vitesse élevée mais un couple réduit. De même, un nombre de tours plus élevé signifie moins de vitesse mais plus de couple.

**-1000 KV Le nombre du KV,** Un moteur avec un KV plus élevé pour une meilleure poussée.



**Figure III.6 :** BLDC A2212/13T 1000 kv

#### **4.2.2) Les contrôleurs de vitesse ESCs :**

L'ESC est un contrôleur de vitesse électronique, il fait l'interface entre le signal de commande et le circuit de puissance d'un moteur. Il permet de contrôler la vitesse et le courant maximum consommé par le moteur. Il est relié à un accumulateur qui fournira la puissance nécessaire au moteur.

Le ESC est contrôlé par une modulation de largeur d'impulsions (MLI) : c'est une impulsion dans un laps de temps  $t$ , plus il aura d'état haut dans cette période plus le ESC délivrera de la puissance au moteur.

Un ESC se choisira en fonction de la consommation (A ampères) et de la tension (V volts) du moteur qu'il devra faire fonctionner. Pour garantir un fonctionnement optimal et surtout de longue durée du contrôleur, il est recommandé de le sur-dimensionner d'environ 50% par rapport à l'intensité (A) qu'il devra supporter.

Puisque on a choisi un BLDC avec une consommation maximale du courant de 10A (>75 %), le ESC adéquat sera ESC de 30A.

Ainsi, pour notre construction, nous utilisons 4 contrôleurs, et en raison de la chaleur importante dégagée par ces composants, les contrôleurs sont fixés à l'extérieur de la boîte centrale du drone entre les deux barres croisillon.

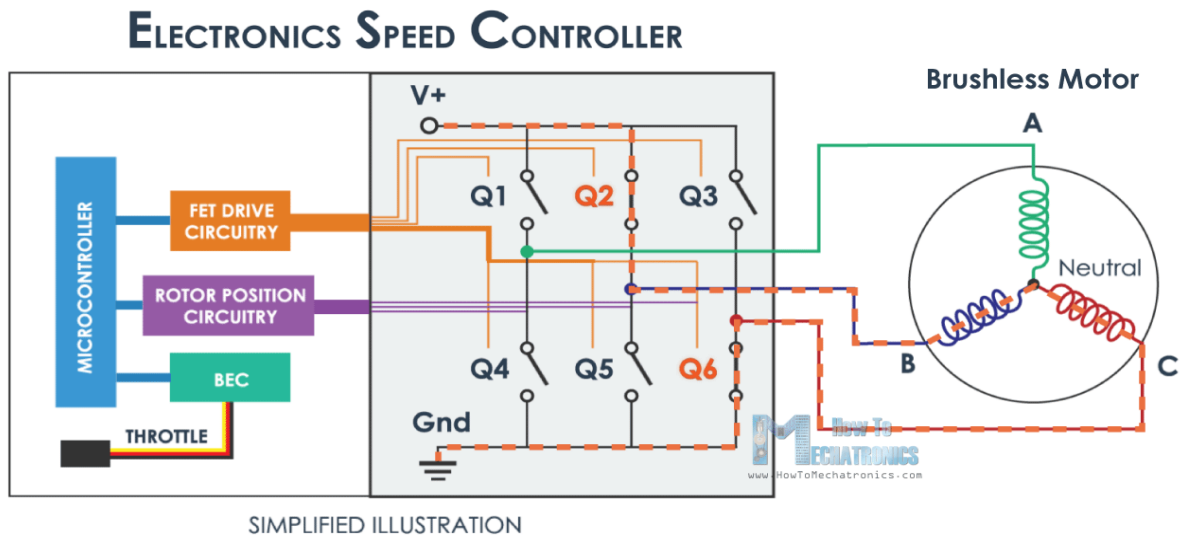


**Figure III.7 :** Le contrôleur de vitesse L'ESC 30A

- **Principe de fonctionnement d'ESC :**

Le contrôleur est composé de transistors MOS pilotés par un microcontrôleur. Il en faut au moins 6 (2 par bobine). Un ESC contrôle le mouvement ou la vitesse du moteur brushless en activant les transistors MOSFET appropriés pour créer le champ magnétique rotatif de sorte que le moteur tourne. Plus la fréquence est élevée plus la vitesse du moteur sera élevée.

Généralement, le contrôleur détecte la position de l'armature en détectant la tension sur la phase non utilisée et bascule au moment voulu vers une autre phase, mais il existe des variantes utilisant des détecteurs magnétiques (effet Hall) ou optiques.



**Figure III.8 :** Principe de fonctionnement d'ESC

#### 4.2.3) les hélices :

Les hélices ont un sens de rotation à respecter, comme les moteurs, sur les quad-copters, il faut deux hélices en CW (sens horaire) et deux en CCW (sens antihoraire).

Les hélices peuvent avoir plusieurs pales, La première chose à choisir est le diamètre des 4 hélices. En effet, selon notre Châssis, il ne faudra pas dépasser une taille au risque que les hélices se touchent en tournant. La deuxième chose est la composition des hélices. Il en existe de plusieurs matériaux (plastique, fibre de verre, carbone... A noter que le carbone est à favoriser autant que possible)

Plus l'hélice est grande et plus elle aura une meilleure portance (vol plus stable) Les hélices ont souvent deux valeurs, le diamètre et le pas (en pouces). Le diamètre a une influence sur la traction, le pas à une influence sur la vitesse du modèle.

- **Le pas :**

Petit pas : plus grande traction à faible vitesse, mais vitesse maximale limitée

Grand pas : plus petite traction à faible vitesse, mais vitesse maximale élevée

- **Hélices et vitesse de rotation :**

KV élevé (rotation rapide) avec petite hélice = idéal pour l'acrobatie et la vitesse (racers)

KV faible (rotation moins rapide) avec grande hélice = idéal pour un vol stable et pour meilleure autonomie (UAV)

Maintenant qu'on a vu les moteurs CC brushless et les différentes hélices possibles, nous allons parler du choix de ces deux éléments et de la pousser, qui sera nécessaire au vol de notre quad-copter. Tel que vu précédemment, plus les hélices vont avoir une grande surface plus il faudra avoir de puissance pour les faire tourner. Donc plus on aura de grandes hélices plus on prendra des Moteurs avec un faible KV.

Donc notre choix était des hélices en fibre carbone avec un diamètre de 8 pouces et un pas de 4.5 pouce.



**Figure III.9 :** les hélices en plastique

### **4.3) Alimentation :**

#### **4.3.1) Batterie :**

Les accumulateurs LiPo sont les plus utilisés dans le monde du modèle réduit. L'avantage d'un LiPo est de pouvoir être chargé 100 fois sans perte de capacité. Un LiPo est composé de plusieurs cellules, chaque cellule a une tension nominale de 3.7 V et voltage maximum de charge de 4,2 V.

- **L'importance de bien choisir la batterie :**

La sélection de la batterie a tout autant son importance que les autres équipements du drone. En moyenne, un drone civil n'excède pas les 20 à 30 minutes de vol et même moins de 10 minutes pour un mini drone radiocommandé. Deux paramètres distincts interviennent lorsque l'on aborde la puissance d'une batterie : son temps de vol rallongé ainsi que le débit d'énergie propulsé. Ces deux aspects doivent être considérés de sorte que la tension soit similaire à un accumulateur classique.

Autre chose à relever : plus une batterie sera puissante, plus elle sera lourde. Cette particularité aura une incidence sur la maniabilité du drone final ainsi que sa stabilisation.

Nous avons choisi pour notre quad-copter une batterie LiPo 4000 mAh/40C 11.1V



Figure III.10: LiPo batterie 4000mAh 3s 40C

#### 4.3.2) Testeur de batterie LiPo :

Le testeur sonne t clignote lorsque la batterie est faible. Cela aide également à garder la vie de la batterie. Pour prolonger la durée de vie de la batterie Li-Po, on doit maintenir chaque cellule Li-Po au-dessus de 3,5 V. Puisque notre batterie a 3 cellules (3S), cela signifie que nous devons garder la batterie au-dessus de 10.5 V. Ce moniteur nous avertira lorsque nous descendons en dessous de ce seuil.



Figure III.11 : Testeur de batterie LiPo

#### 4.4) La radiocommande :

Une radiocommande de modélisme est un instrument permettant de commander un UAV à distance. Elle se compose d'un boîtier de commande et d'un récepteur qui sera placé sur le quad-copter et elle est généralement équipé de deux leviers permettant le contrôle de la puissance du moteur (commande de gaz) et de la direction (roulis, tangage et lacet). Donc la radiocommande doit être dotée au moins de 4 canaux (voies).

Le choix de la radiocommande dépend beaucoup de ce que l'on veut faire avec le quad-copter. Plus on veut de modes de vol plus on a besoin de canaux. Nous avons choisi une radiocommande dotée six canaux de 2.4 GHz.



**Figure III.12 :** La radiocommande

Les ESCs réagissent à un signal de type "servo control", c'est-à-dire un signal utilisé pour contrôler des servomoteurs. Une impulsion d'une durée de  $2000\mu\text{s}$  fera tourner le moteur à fond tandis qu'une impulsion de  $1000\mu\text{s}$  stoppera totalement le moteur.

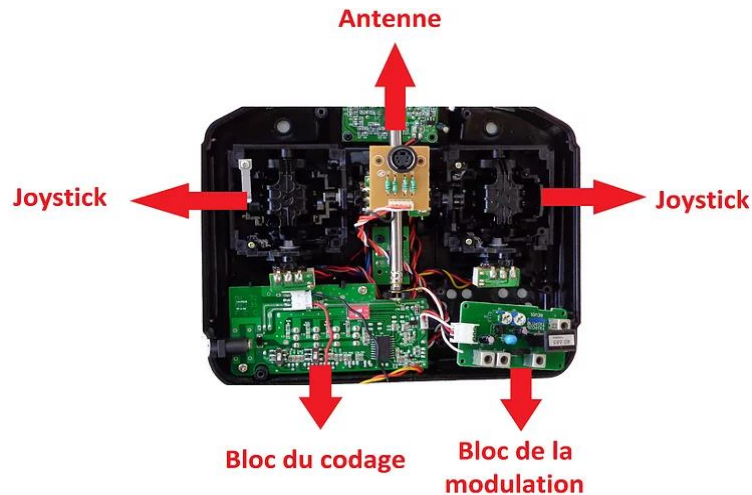
Les signaux de sortie du récepteur RF sont également de type "servo control". On peut donc les utiliser directement avec nos ESCs, Il nous reste que vérifier que la transmission émetteur/récepteur fonctionne correctement.

- **Fonctionnement de la radiocommande :**

Le principe de fonctionnement d'une radiocommande est simple : l'ensemble servant à commander le modèle est composé d'un émetteur, d'un récepteur et de ESCs, le tout est alimenté en électricité.

L'émetteur dispose de manches de commandes pouvant basculer d'avant en arrière sur leurs axes. Chaque axe est équipé d'un potentiomètre qui va permettre d'obtenir une mesure.

Cette mesure est transmise au récepteur qui la restitue au ESC. La transmission de l'information en FM (Frequency Modulation) est assurée par la partie en bas à droite de la radiocommande. Ainsi, chaque mesure est envoyée en quasi temps réel au récepteur qui positionne les ESCs en conséquence [30].



**Figure III.13 :** Les différentes parties de la radiocommande

#### 4.5) Contrôleur de vol :

Le contrôleur de vol peut disposer de plusieurs capteurs embarqués, dont un accéléromètre, un gyroscope, un baromètre, un GPS, une boussole et un capteur ultrasonique.

Si le contrôleur de vol a la capacité de contrôler l'avion par lui-même. Le « Contrôleur de vol » est ce qui peut être considéré comme le « cerveau » d'un UAV et gère tous les traitements de données, les calculs et les signaux. Le cœur d'un contrôleur de vol est souvent un « microcontrôleur » programmable.

##### 4.5.1) Microcontrôleur :

Afin de disposer d'une puissance de calcul suffisante pour réaliser l'ensemble des tâches incombant au calculateur, notre choix s'est porté vers la famille des microcontrôleurs de STM32 chez STMicroelectronics.



**Figure III.14 :** Le STM32F103C8T6

- **Pourquoi Le STM32F103C8T6 ?**

Le STM32F103C8T6 est un microcontrôleur ARM Cortex-M3 32 bits de densité moyenne en boîtier LQFP 48 broches. Il incorpore un cœur RISC haute performance avec

une fréquence de fonctionnement 72MHz, des mémoires embarquées haute vitesse, une gamme étendue d'E/S optimisées. De plus, toutes les broches de STM32 sont tolérantes à 5v, elles ne nécessitent donc aucun convertisseur de niveau.

Le STM32F103C8T6 est doté d'un CAN 12 bits, 6 timers de 16 bits, un timer 24bits (SysTick timer), 9 interfaces de communication avancées et standard, un jeu complet de modes à économie d'énergie pour la conception d'applications faible consommation [33]. Du point de vue matériel, la carte STM32 surpasse complètement l'Arduino Nano.

On peut également programmer la carte STM32 à l'aide de l'IDE Arduino en langage C.

- **Ses Spécifications et Applications :**

Conception embarquée et Développement, Contrôle Moteur, Médical, Périphériques Portables, Sans Fil, Industrie, Imagerie, Vidéo et Vision....

- ❖ Large gamme de tension d'utilisation de 2V à 3.6V
- ❖ 64Ko de mémoire flash
- ❖ Unité de calcul CRC, ID unique 96 bits
- ❖ 20Ko de SRAM
- ❖ Deux convertisseurs A/N 1 $\mu$ s 12 bits (jusqu'à 10 voies)
- ❖ 37 ports E/S rapides
- ❖ Interfaces de débogage fil série (SWD) et JTAG
- ❖ Gamme de température ambiante de -40°C à 85°C
- ❖ Interfaces : deux SPI, deux I2C, trois USART, une USB et une CAN
- ❖ Contrôleur DMA 7 voies, 3 timers à usage général et 1 timer de contrôle avancé

#### **4.5.2) Les capteurs :**

Dans notre projet, nous avons utilisé un accéléromètre trois axes, et trois gyroscopes un axe, pour couvrir les six degrés de liberté du quad-copter. Ce qui nous a amené à choisir une centrale à inertie MPU-6050 à 6 dII.

##### **4.5.2.1) Capteurs IMU-MPU6050 :**

Le IMU ( *Inertial Measurement Unit* se traduit en français par Centrale à Inertie) MPU-6050 est une puce couramment utilisée qui combine un gyroscope MEMS et un accéléromètre MEMS et utilise un bus I2C standard pour la transmission de données [34].

Le module MPU6050 possède un gyroscope à trois axes avec lequel nous pouvons mesurer la vitesse de rotation et un accéléromètre à 3 axes avec lequel nous mesurons les composantes d'accélération X, Y et Z.

La direction des axes est indiquée dans le module qui doit être prise en compte afin de ne pas commettre d'erreur dans le signe des accélérations.

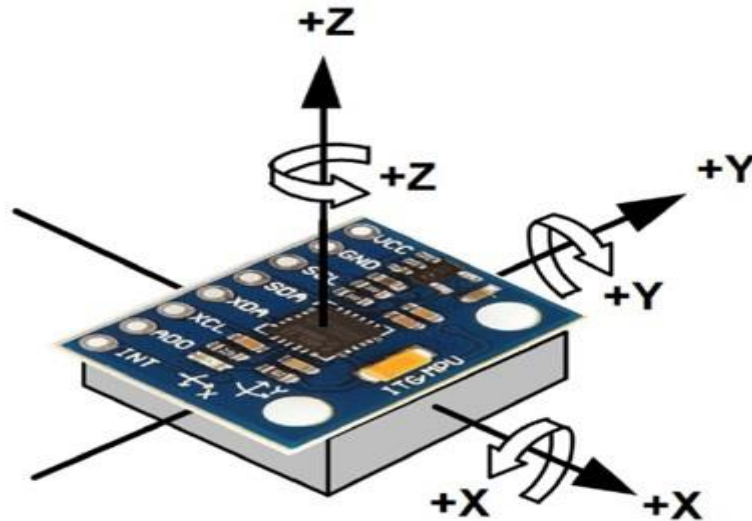


Figure III.15 : Le Capteurs IMU-MPU6050

La communication du module se fait par I2C, cela nous permet de travailler avec la plupart des microcontrôleurs. Les broches SCL et SDA ont une résistance pull-up sur la carte pour une connexion directe au notre microcontrôleur STM32.

- **Accélération et accéléromètres :**

L'accélération est la variation de la vitesse par unité de temps, c'est-à-dire le rapport de changement de vitesse par rapport au temps :

$$a = dV / dt \dots \dots \dots (III.1)$$

De même, la deuxième loi de Newton indique que dans un corps de masse constante, l'accélération du corps est proportionnelle à la force agissant sur lui-même :

$$a = F / m \dots \dots \dots (III.2)$$

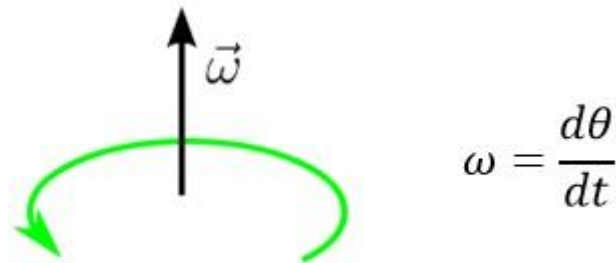
Ce deuxième concept est utilisé par les accéléromètres pour mesurer l'accélération. Les accéléromètres possèdent en interne un système MEMS (Micro Electro Mechanical Systems) qui, semblable à un système de masse à ressort, permet de mesurer l'accélération, en tenant

compte du fait que bien qu'il n'y ait pas de mouvement, l'accéléromètre détectera toujours l'accélération de la gravité.

Avec l'accéléromètre, nous pouvons effectuer des mesures indirectes, comme par exemple si nous intégrons l'accélération dans le temps, nous avons la vitesse et si nous l'intégrons à nouveau, nous avons le déplacement, nécessitant dans les deux cas la vitesse et la position initiale, respectivement.

- **Vitesse angulaire et gyroscope :**

La vitesse angulaire est la vitesse de changement du déplacement angulaire par unité de temps, c'est-à-dire la vitesse à laquelle un corps tourne autour de son axe :



**Figure III.16 :** Représentation de la vitesse angulaire.

Les gyroscopes utilisent un système MEMS (Micro Electro Mechanical Systems) pour mesurer la vitesse angulaire en utilisant l'effet Coriolis.

Avec un gyroscope, on peut mesurer la vitesse angulaire, et si la vitesse angulaire est intégrée par rapport au temps, on obtient le déplacement angulaire (position angulaire).

#### 4.5.2.2) Module GPS avec une Boussole intégrée : UBLOX NEO-M8N

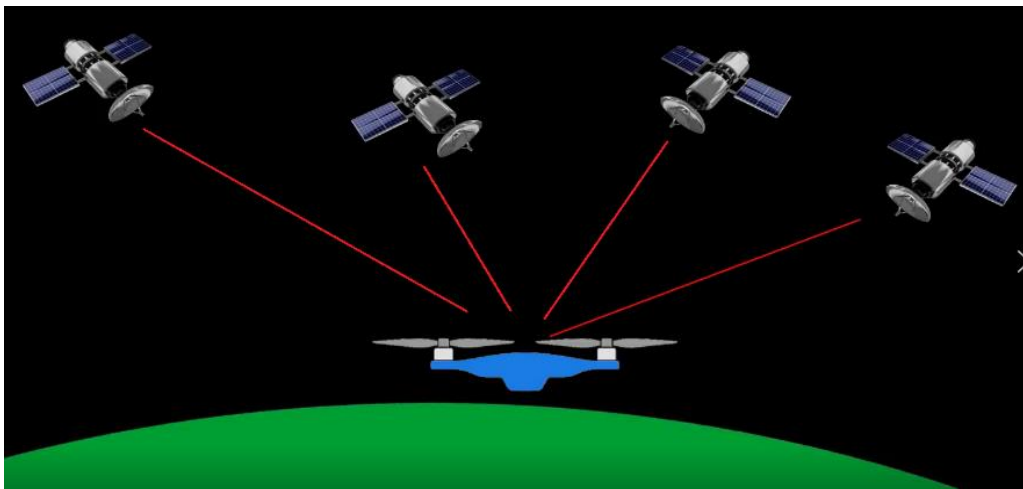
Le GPS « **G**lobal **P**ositioning **S**ystem » est un système de positionnement par satellites créé par les Américains pendant la Guerre Froide. Un système de positionnement par satellites permet de déterminer, grâce à des signaux émis par une constellation de satellites prévue à cet effet, la position absolue d'un objet sur Terre. Cette position est donnée en termes de latitude, de longitude et d'altitude, avec une précision d'une dizaine de mètres pour les systèmes standards, et peut donc être représentée physiquement sur une carte. C'est pourquoi ils sont principalement utilisés pour localiser des véhicules, des navires, des avions, des missiles et même des satellites évoluant en orbite basse.

- **Comment fonctionne le GPS ?**

Tout d'abord, le signal de l'heure est envoyé depuis un satellite GPS à un point donné. Par la suite, la différence de temps entre l'heure GPS et le point d'horloge auquel le signal GPS reçoit le signal horaire sera calculée pour générer la distance entre le récepteur et le satellite. La distance est mesurée simplement en mesurant le temps que prend l'onde radio pour atteindre le récepteur GPS

Le même processus sera effectué avec trois autres satellites disponibles. Il est possible de calculer la position du récepteur GPS à partir de la distance entre le récepteur GPS et trois satellites. Cependant, la position générée par cette méthode n'est pas précise, car il existe une erreur de distance calculée entre les satellites et un récepteur GPS, qui résulte d'une erreur de temps sur l'horloge incorporée dans un récepteur GPS. Pour un satellite, une horloge atomique est incorporée pour générer des informations temporelles sur place, mais le temps généré par les horloges incorporées dans les récepteurs GPS n'est pas aussi précis que le temps généré par les horloges atomiques sur les satellites. Ici, le quatrième satellite vient jouer son rôle: la distance entre le quatrième satellite et le récepteur peut être utilisée pour calculer la position par rapport aux données de position générées par la distance entre trois satellites et le récepteur, réduisant ainsi la marge d'erreur dans précision de la position. La précision des meilleures horloges atomiques se compte en milliardièmes de secondes, autrement dit il faudrait 160 millions d'années pour perdre une seconde de précision.

La figure ci-dessous représente le principe de fonctionnement du GPS :

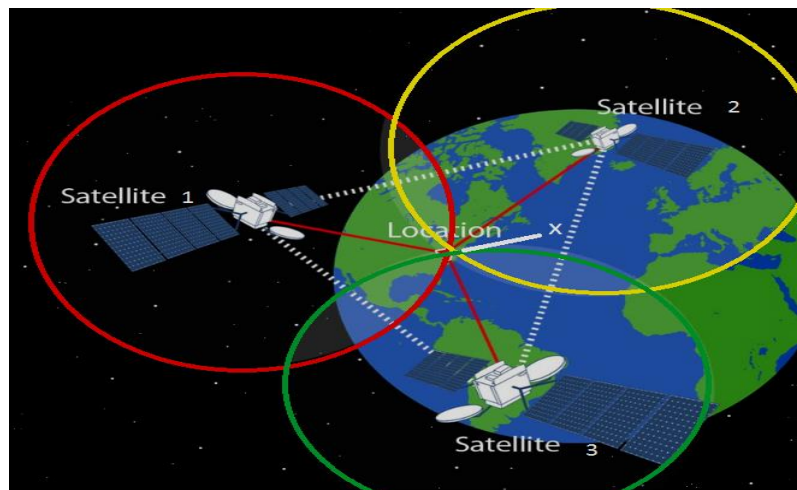


**Figure III.17 :** Principe de fonctionnement du GPS.

- **Principe de triangulation :**

Le principe du positionnement GPS repose sur le principe de triangulation. La détermination d'un lieu géographique est basée sur l'intersection de trois sphères dans l'espace. Chaque sphère est définie par son centre correspondant à la position d'un satellite et par son rayon qui est la distance entre le centre et le récepteur GPS.

Un satellite émet une onde électromagnétique de vitesse connue. Le récepteur détermine le temps mis par cette onde pour l'atteindre donc la distance qui le sépare du satellite. Le récepteur sait alors qu'il se trouve sur une sphère centrée sur le satellite. En recoupant les informations de 2 satellites, le lieu géométrique du récepteur devient un cercle. Avec 3 satellites, l'intersection se réduit à un point.



**Figure III.18 :** Principe de triangulation.

- **Communication avec le GPS :**

Le module GPS NEO-M8N permet en sortie les messages dans le format standard NMEA 0183. Afin que les récepteurs parlent le même langage, La National Marine Electronics Association a défini une norme pour les équipements marins et pour les GPS. Il s'agit de la norme NMEA 0183. Celle-ci utilise la transmission série asynchrone de caractères ASCII. Chaque séquence commence par un en-tête de longueur fixe (5 lettres) précédé par le préfixe \$. La longueur de la séquence suivante l'en tête est variable. La chaîne de caractères se termine par le caractère "Retour Chariot" parfois accompagné du caractère "Nouvelle ligne".

Dans le cas d'une trame GPS, l'entête commence par l'identifiant « GP » suivi d'un code de 3 lettres selon le type de trame transmise. Ces trames sont généralement émises à la vitesse de 2400 ou 4800 bauds et présente la structure suivante :

*\$GPRMC,hhmmss.ss,A,lll.ll,a,yyyyy.yy,a,x.x,x.x,ddmmyy,x.x,a\*hh*

- **Exemple de trame de type GGA :**

Une trame GGA fournit l'heure du système GPS, la latitude, la longitude et toutes les données relatives à la précision de la mesure et du repère.

*\$GPGGA,081954.000,4856.4290,N,00213.4983,E,1,05,1.9,43.0,M,47.3,M,,0000\*61*

Données	Valeur	Description
En-tête	<b>\$GPGGA</b>	
Heure du système	<b>081954.000</b>	08:19:54 UTC
Latitude	<b>4856.4290,N</b>	Latitude : 48°56'25,8" NORD
Longitude	<b>00213.4983,E</b>	Longitude : 2°13'29,9" EST
Type de positionnement (0 = Invalid, 1 = GPS Fix, 2 = DGPS Fix)	<b>1</b>	Positionnement par système GPS
Nombre de satellites	<b>05</b>	5 satellites visibles
Dilution de précision horizontale (HDOP)	<b>1.9</b>	
Altitude	<b>43.0</b>	43 m au dessus du niveau de la mer
Correction de la hauteur de la géoïde par rapport à l'ellipsoïde WGS84	<b>47.3M</b>	Correction de 47,3 m
Temps écoulé depuis la dernière mise à jour du DGPS	<b>blank</b>	
Identifiant de la station DGPS	<b>blank</b>	Identification de la station différentielle
Somme de contrôle (Checksum)	<b>*61</b>	

Le module GPS NEO-M8N est illustré dans la figure ci-dessous. Il est doté une antenne externe et une boussole intégrée HMC5883L, avec une faible consommation d'énergie et une grande précision, la précision ultime est de 0,6 mètres, en fait près de 0,9 mètres,



**Figure III.19 :** Module GPS avec une boussole intégrée

#### 4.5.2.3) Module capteur de pression barométrique MS5611-01BA :

Un altimètre barométrique est un instrument de mesure pouvant déterminer la hauteur à laquelle il se trouve par rapport à un niveau de référence, généralement le niveau de la mer. En réalité, il mesure la différence de pression atmosphérique entre son niveau actuel et celui de référence, se basant ainsi sur le fait que la pression atmosphérique diminue lorsque l'altitude augmente.



**Figure III.20 :** Module MS5611-01BA.

Le MS5611-01BA est la nouvelle génération de haute résolution capteurs altimétriques de MEAS Switzerland avec bus SPI et I2C interface. Ce capteur de pression barométrique est optimisé pour altimètres et variomètres avec une résolution d'altitude de 10 cm. Il fournit une pression numérique de 24 bits [32].

Le MS5611-01BA peut être interfacé avec pratiquement tous les microcontrôleurs. Le protocole de communication est simple, sans le besoin de programmer des registres internes dans l'appareil.

Pour le calcul de l'altitude du quad-copter Nous avons utilisé la formule suivante :

$$1\text{m} = 0.117 \text{ mbar} \dots \dots \dots \text{(III.3)}$$

(A chaque mètre d'altitude, la pression atmosphérique change de 0.117 mbar).

#### 4.6) Système de prise de vue :

##### 4.6.1) Raspberry Pi 3B :

Le Raspberry Pi (illustré dans la figure **III.21**) doté d'un processeur Broadcom BCM2837B0 64 bits à quatre cœurs **ARM Cortex-A53** cadencé à 1,4 GHz, un GPU, 1 GO de RAM, d'un Wifi 802.11n et Bluetooth 4.1 intégrée.

Le Raspberry Pi permet l'exécution de plusieurs variantes du système d'exploitation libre GNU/Linux, permettant un plus grand potentiel des tâches à accomplir. En raison de sa puissance, le Raspberry Pi peut facilement gérer des tâches de calcul intensives telles que le traitement d'images. De plus, il est capable de gérer des tâches supplémentaires telles que la communication sans fil, ce qui le rend une solution idéale pour les projets IoT (Internet of Things).



**Figure III.21:** Raspberry Pi 3B

##### 4.6.2) Raspberry Pi Camera:

Les caméras visuelles sont utilisées pour sensibiliser les utilisateurs autonomes à l'environnement systèmes. Une caméra peut permettre à un UAV de prendre conscience d'obstacles ou de suivre des objets. La caméra Raspberry Pi est un appareil photo peu coûteux de cinq mégapixels et avec un éclairage infrarouge compatibles avec le Raspberry Pi. Elle supporte 1080p30, 720p60 et 640x480p60/90 vidéo.



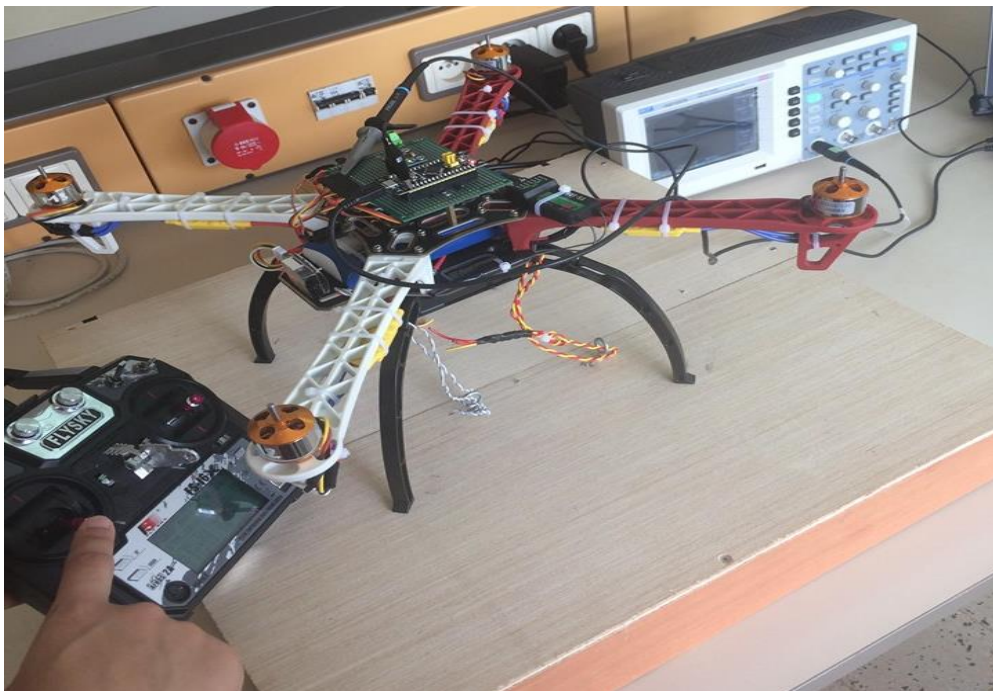
**Figure III.22 :** Raspberry Pi Caméra

### 5) Calibrage des ESCs :

Cette opération est nécessaire, car nous avons remarqué que les moteurs ne démarraient pas au même temps et qu'ils développent des forces de poussé différentes ce qui entraîne la déstabilisation du quad-copter.

Pour remédier à cette situation, il faut calibrer les ESCs. Pour arriver à cette fin on procédera de la manière suivante :

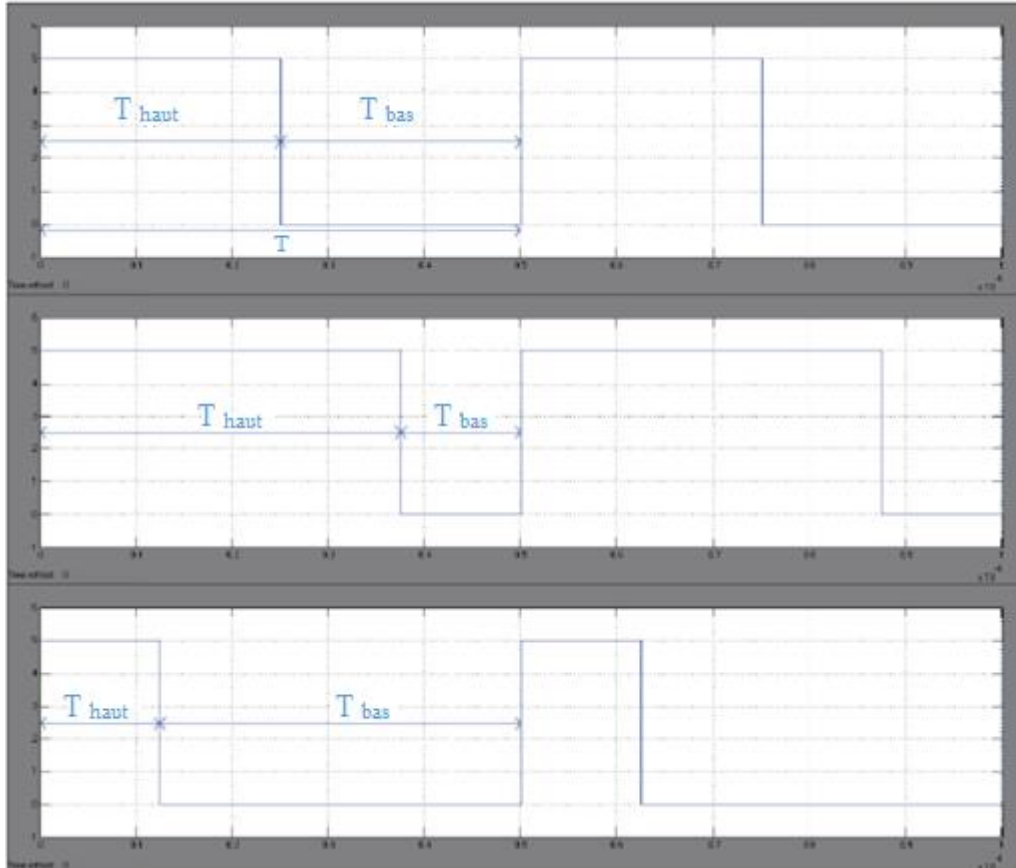
- Vérifier que la radiocommande est bien configurée, et mettre le manche des Gaz (Throttle) à fond vers le haut.
- Connecter les quatre ESCs directement sur la voie des Gaz du récepteur à l'aide d'une plaque d'essai.
- Brancher l'alimentation.
- Deux bips vont confirmer l'initialisation du mode programme.
- Baisser le manche des Gaz (Throttle) vers le bas.
- L'ESC répondra en émettant plusieurs bips (ce nombre dépend de la tension d'entrée de l'alimentation connectée à l'ESC). Ces bips seront suivis d'un bip long, indiquant que le point bas a été correctement défini.



**Figure III.23** : Calibrage des ESCs.

**6) La commande par MLI (PWM) :**

La Modulation de Largeur d'Impulsion (MLI), ou PWM en anglais (Pulse With Modulation), est une méthode qui – comme son nom l'indique – consiste à faire varier un signal électrique non pas en amplitude ni en fréquence, mais en largeur d'impulsion. Expliciteons ceci à l'aide d'un schéma (Figure III.24) :



**Figure III.24 :** Largeur d'impulsion.

Les trois signaux ci-dessus ont une fréquence de 20kHz soit une période de 50µs. Les temps  $T_{haut}$  et  $T_{bas}$  sont les temps que l'on fait varier pour réaliser cette modulation. Par convention, on n'utilise que le temps  $T_{haut}$  pour définir le rapport cyclique, ou Duty Cycle (D.C.) en anglais, qui est donné par la formule suivante :

$$Duty\ Cycle = \frac{T_{haut}}{T} \times 100 \text{ (Résultat en \%)} \dots\dots\dots (III.2)$$

Dans cet exemple, le premier signal a un D.C. égal à 50%, le second à 75%, et à 25% pour le troisième. L'intérêt de cette technique est évident pour la commande d'un moteur à travers un MOSFET intégré dans l'ESC.

Donc, avec le STM32, il suffit de générer le signal PWM avec une fréquence de 50Hz à 400 Hz, en fonction de la largeur des impulsions ou de la durée de l'état haut, qui devrait varier de 1 milliseconde à 2 millisecondes, le contrôleur fera tourner le moteur du régime minimum au maximum.

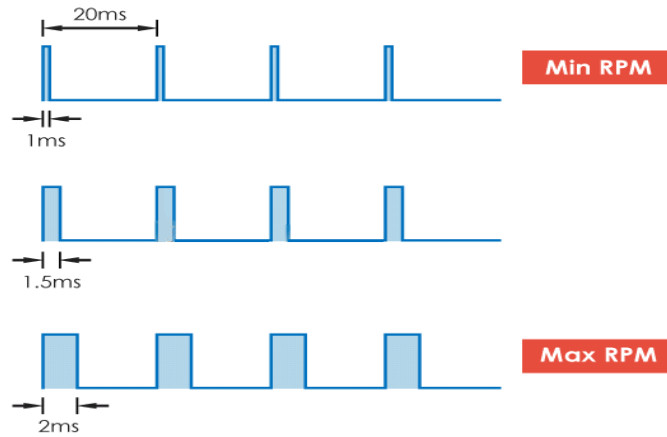


Figure III.25 : Commande par MLI.

Les figures suivantes (de III.26 à III.28) présentent les signaux MLI générés par le Timer04 de STM32.

Les consignes de vitesse des quatre moteurs dépendent des tensions d'alimentations de ces derniers, et par conséquent dépend des signaux MLI.

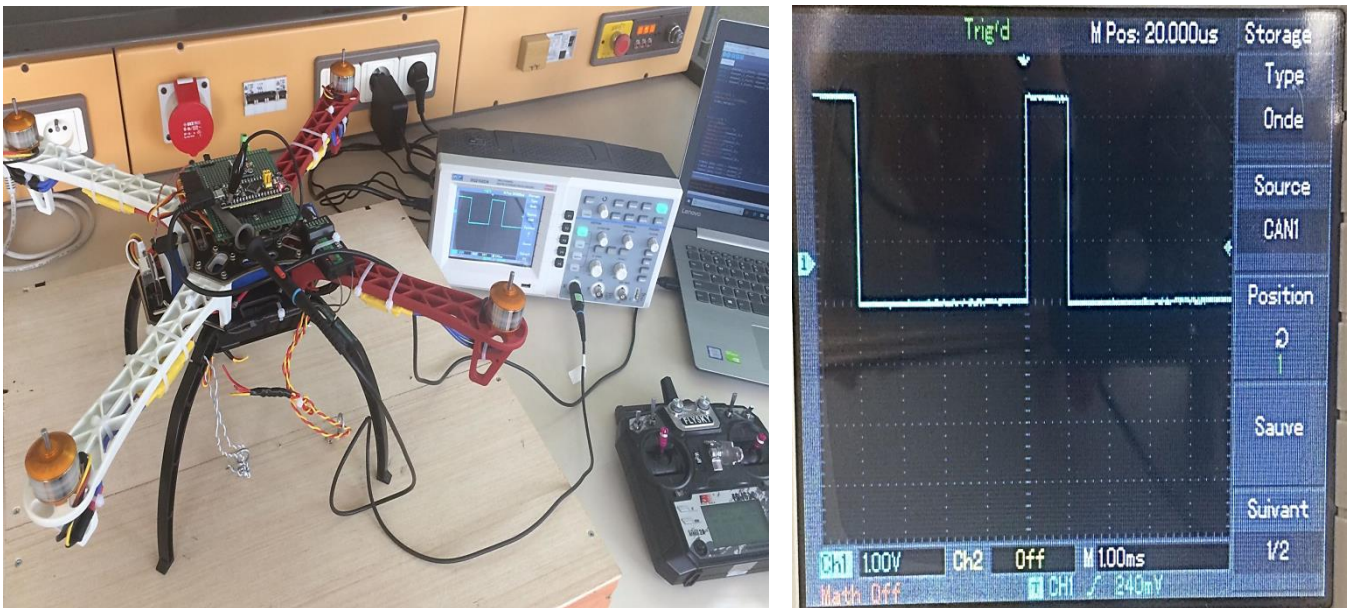
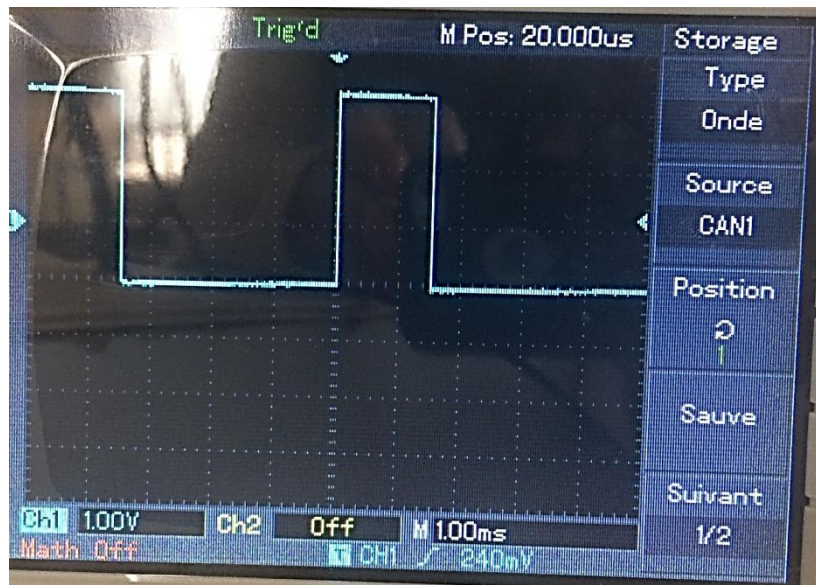
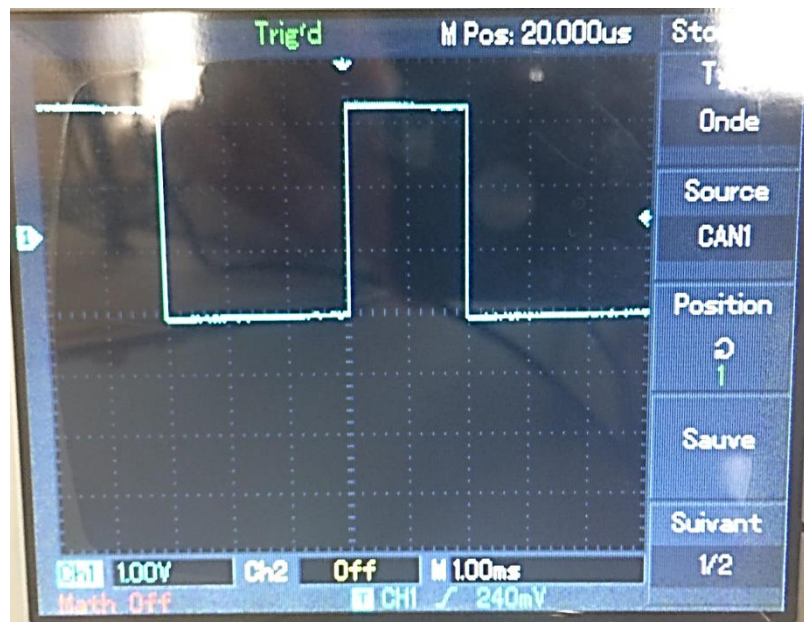


Figure III.26 : Signal MLI envoyé au moteur 1 avec une consigne de vitesse faible (1 ms).



**Figure III.27 :** Signal MLI envoyée au moteur 1 avec une consigne de vitesse moyenne (1.5 ms).



**Figure III.28 :** Signal MLI envoyée au moteur 1 avec une consigne de vitesse élevé (2ms).

## 7) Conclusion :

La réalisation de notre quad-copter a passé par plusieurs étapes, on se base sur des tests de démarrage des moteurs, et le décollage. La construction mécanique a été changée à chaque fois que le drone montre une anomalie telle que des fortes vibrations, ou une mauvaise synchronisation des moteurs.

Dans ce chapitre nous avons détaillé les différentes étapes de la construction mécanique de notre drone quad-copter.

Ensuite, nous avons présenté les caractéristiques et le principe de fonctionnement de chaque capteur embarqué dans le contrôleur de vol.

Enfin, nous avons présenté la manière dont on commande les quatre moteurs par un signal MLI, ainsi que le calibrage des ESCs.

# Chapitre IV

## Chapitre IV : Programmation du contrôleur de vol

### 1) Introduction :

Afin de pouvoir piloter et stabiliser un quad-copter, plusieurs algorithmes de contrôle peuvent être appliqués pour construire des lois de commande. Cependant, ces approches souffrent de dégradation des performances lorsque l'aéronef s'éloigne de ces points d'équilibres. De plus, la présence de perturbation peut déstabiliser ces véhicules. Pour cela, on peut employer des techniques adaptatives pour avoir un système stable, Dans notre cas, nous avons choisi un correcteur PID pour le contrôle du mouvement d'altitude, les angles de tangage, roulis, et lacet.

Dans ce chapitre, dans un premier temps nous avons entamé la programmation de la centrale inertielle du quad-copter.

Dans un deuxième temps, nous avons étudié le principe de correcteur PID à implémenter dans le contrôleur de vol et par suite nous avons présenté les différents algorithmes du PID pour une meilleure régulation.

### 2) Structure générale du programme :

#### 2.1) Software :

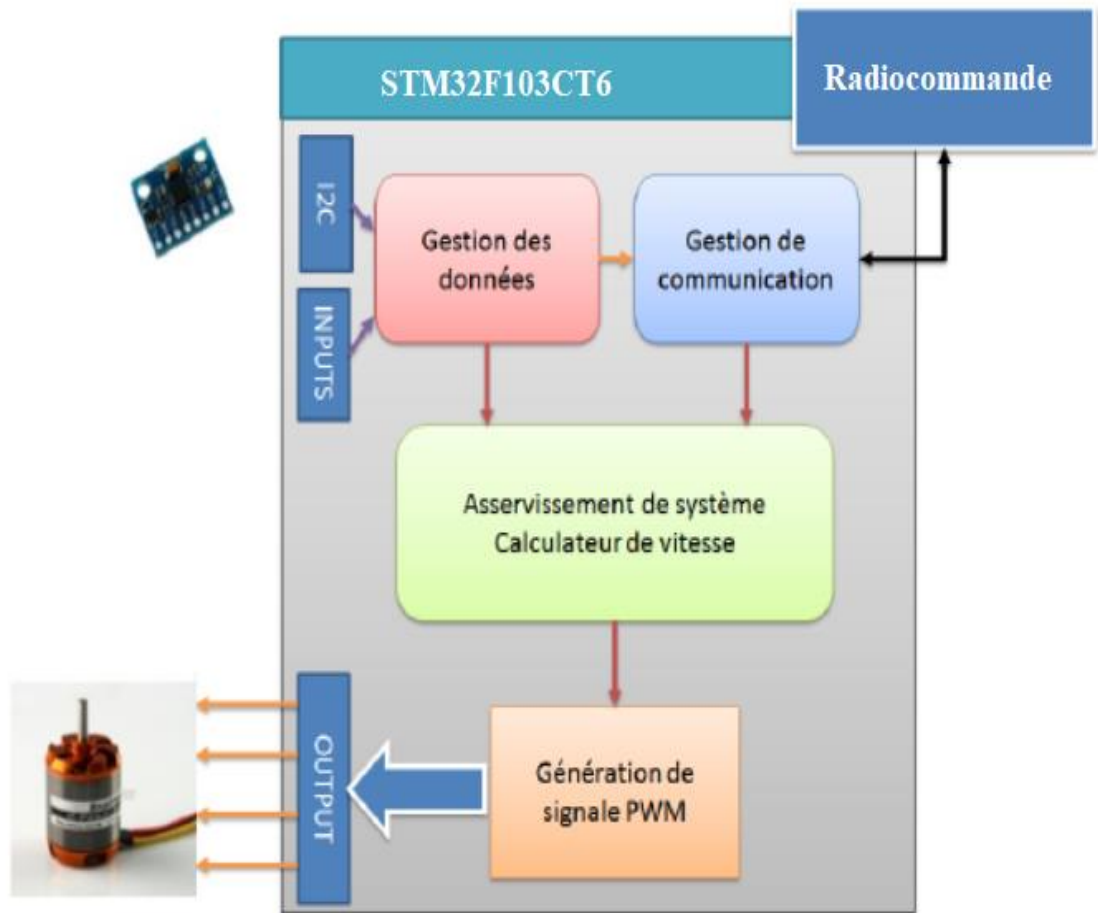
Le logiciel utilisé pour le développement :

- Arduino IDE (programmation)

**Taille de programme** : 34548 octets (52%).

**Mémoire dynamique** : 3616 octets (17%).

## 2.2) Schéma bloc du programme :



**Figure IV.1** : Schéma bloc du programme.

L'algorithme du programme permet en générale :

- L'acquisition des données.
- La stabilité du système.
- Communication permanent avec l'utilisateur.
- Commande des moteurs par signale PWM.

## 2.3) Organigramme du contrôleur du vol :

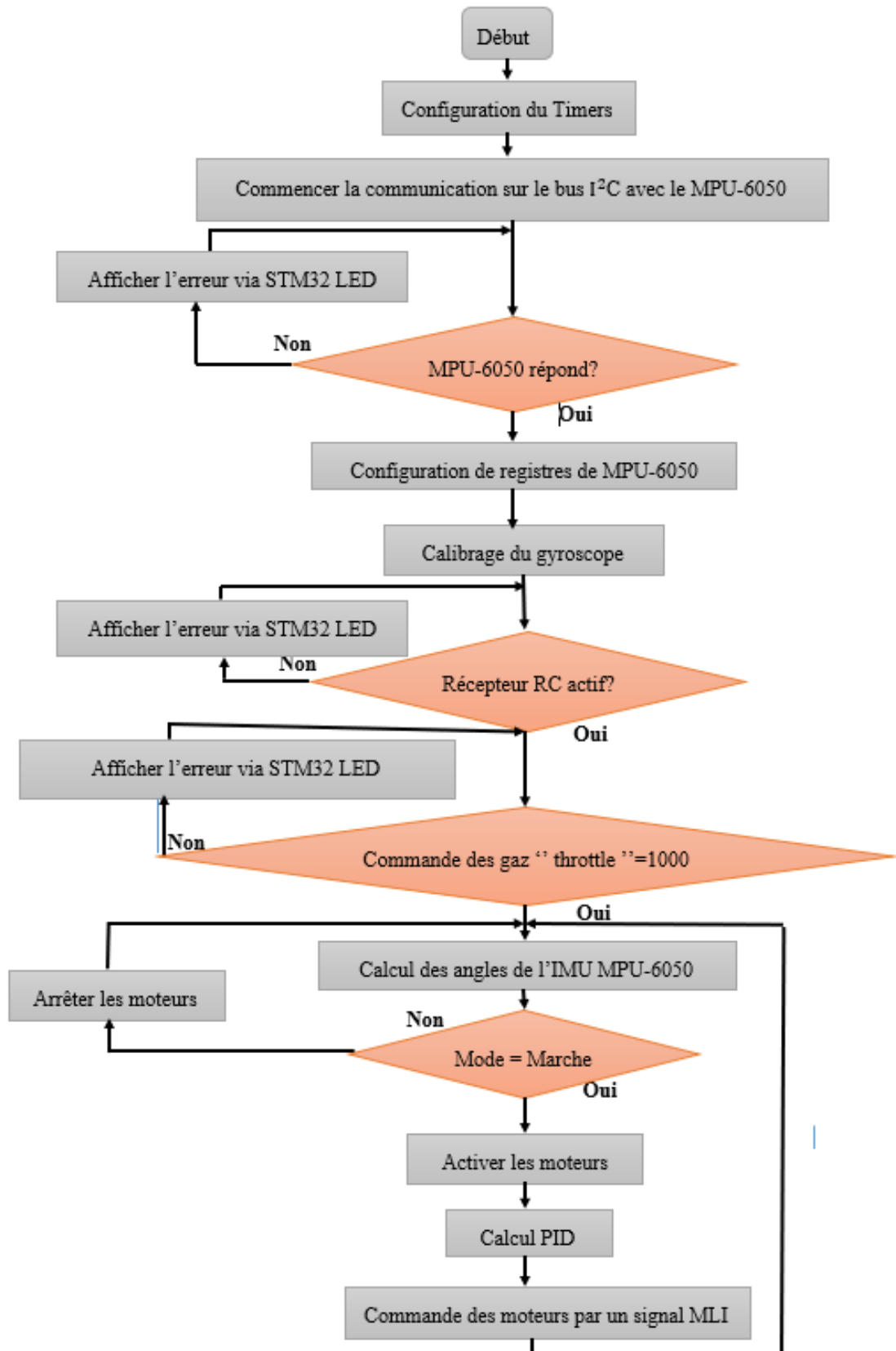
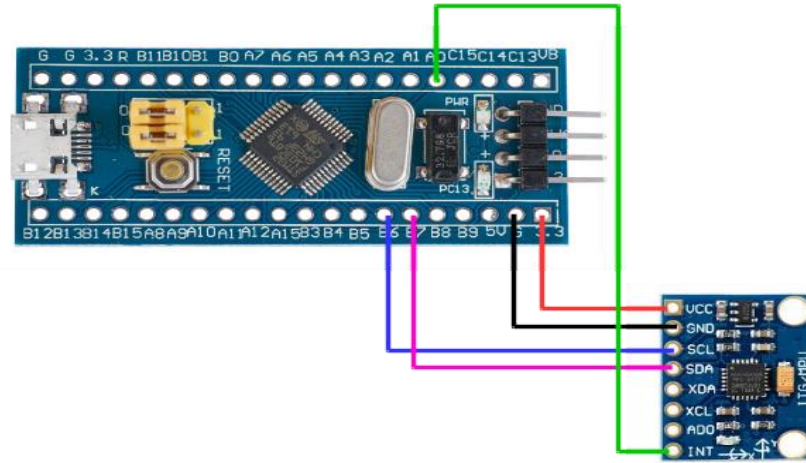


Figure IV.2 : L'organigramme du contrôleur du vol.

**3) Programmation de la centrale inertielle MPU-6050 :**

Voici ci-dessous le branchement de MPU-6050 avec la carte STM32



**Figure IV.3:** Branchement de MPU-6050 avec la carte STM32

**3.1) Calcul de l'angle de rotation à l'aide du gyroscope du MPU5060 :**

Comme expliqué dans le chapitre III, le gyroscope mesure la vitesse angulaire (le taux de changement d'angle d'orientation), et non l'orientation angulaire elle-même et pour calculer l'angle de courant.

Une étendue de  $\pm 500^\circ/s$  est bien suffisante pour notre application, vu le peu de mouvements de notre engin ; et même en cas de perturbations, il paraît peu probable d'atteindre les  $500^\circ/s$ . La sensibilité de  $65.5^\circ/s$  semble également suffisante puisqu'elle permettra de détecter les mouvements lents de  $1^\circ/s$  minimum, ainsi que les mouvements plus rapides.

Pour calculer l'orientation, il faut d'abord initialiser la position du capteur avec une valeur connue (éventuellement à partir de l'accéléromètre), puis nous devons intégrer la vitesse angulaire ( $\omega$ ) autour des axes X, Y et Z à des intervalles mesurés ( $\Delta t$ ). Nous faisons cela en utilisant la formule suivante :

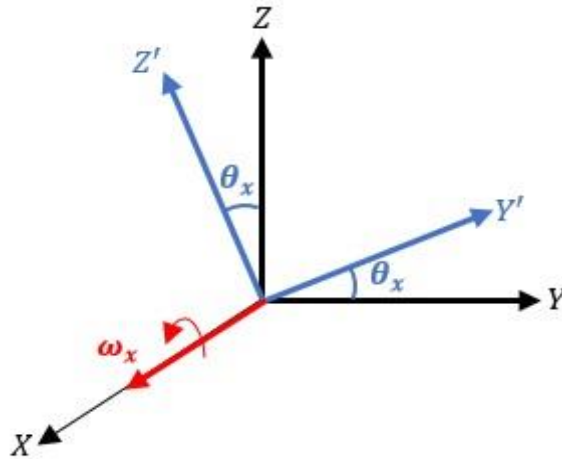
$$\theta_{x_{n+1}} = \theta_{x_n} + \omega_x \Delta t \dots \dots \dots (IV.1)$$

$$\theta_{y_{n+1}} = \theta_{y_n} + \omega_y \Delta t \dots \dots \dots (IV.2)$$

$$\theta_{z_{n+1}} = \theta_{z_n} + \omega_z \Delta t \dots \dots \dots (IV.3)$$

Avec :  $\theta_x$  ,  $\theta_y$ , et  $\theta_z$ , sont les angles de rotation autour les axes X, Y et Z respectivement, et  $\omega_x$  ,  $\omega_y$  et  $\omega_z$  sont les vitesses angulaire.

L'image suivante montre que la vitesse angulaire est perpendiculaire au plan de rotation.



**Figure IV.4 :** Représentation de la vitesse angulaire et l'angle de rotation autour (x)

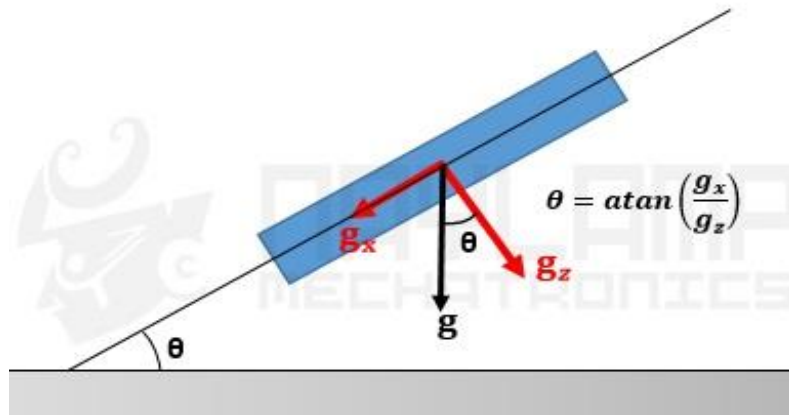
Le problème avec cette approche est que nous intégrons en additionnant de nombreux petits intervalles calculés pour trouver une orientation. L'addition répétée de  $(\omega \times \Delta t)$  entraîne l'agrandissement des petites erreurs systématiques au fil du temps. Ceci est la cause de la dérive gyroscopique (DRIFT), et sur de longues périodes les données du gyroscope deviendront de plus en plus inexactes.

Plusieurs méthodes permettent de réduire la dérive gyroscopique. La plupart appliquent des filtres pour éliminer le bruit provenant des lectures du capteur en fusionnant les angles calculés par accéléromètres et le gyroscope.

### 3.2) Calcul des angles d'Euler à partir des accélérations :

Si nous prenons en compte le fait que la seule force agissant sur le capteur est la force de gravité. Alors les valeurs que nous obtenons dans les composants de l'accéléromètre correspondent à la gravité et les angles de la résultante seront l'inclinaison du plan du capteur, puisque la gravité est toujours verticale. Donc la rotation du capteur peut être calculée à partir de la position apparente du vecteur d'accélération.

Supposons que nous sommes dans un plan XZ et inclinons le MPU6050 d'un angle  
Cet angle est calculé comme suit :



**Figure IV.5 :** Représentation des vecteurs d'accélération sur un plan 2D

Ce qui précède est utile pour calculer l'angle dans un plan 2D, mais pour calculer les angles d'inclinaison dans un espace 3D en X, Y et Z [15], [10], nous utilisons les angles d'Euler suivantes :

$$\theta_x = \tan^{-1} \left( \frac{A_x}{\sqrt{A_y^2 + A_z^2}} \right) \dots\dots\dots (IV.4)$$

$$\theta_y = \tan^{-1} \left( \frac{A_y}{\sqrt{A_x^2 + A_z^2}} \right) \dots\dots\dots (IV.5)$$

$$\theta_z = \tan^{-1} \left( \frac{\sqrt{A_x^2 + A_y^2}}{A_z} \right) \dots\dots\dots (IV.6)$$

Avec :  $A_x$ ,  $A_y$  et  $A_z$  sont les composantes d'accélération sur les axes X, Y et Z respectivement.

Nous avons sélectionné pour notre application une étendue de  $\pm 8g$  est avec une sensibilité de 4092 LSB/g.

Il est important de noter que les résultats de l'accéléromètre fournissent des angles d'orientation précis, tant que la gravité est la seule force qui agit sur le capteur. Cependant, lors du déplacement et de la rotation du capteur, nous lui appliquons des forces, ce qui entraîne une fluctuation des mesures. Les données de l'accéléromètre ont tendance à être très bruyantes, avec des perturbations brèves mais importantes.

### 3.3) Implémentation d'un filtre Complémentaire : accéléromètre + gyroscope :

Les données de l'accéléromètre et du gyroscope sont sujettes à des erreurs systématiques. L'accéléromètre fournit des données précises sur le long terme, mais bruyant à court terme. Le gyroscope fournit des données précises sur le changement d'orientation à court terme, mais l'intégration entraîne une dérive des résultats sur des échelles de temps plus longues.

La solution à ces problèmes consiste à fusionner les données de l'accéléromètre et du gyroscope de manière que les erreurs disparaissent. La méthode standard consiste à utiliser un filtre de Kalman, qui est une méthodologie assez complexe. Heureusement, il existe une approximation plus simple permettant de combiner ces deux entrées, appelée filtre complémentaire.

Le filtre complémentaire ou "complementary filter" en anglais est l'un des plus utilisés pour sa facilité de mise en œuvre, combinant l'angle calculé par le gyroscope et l'angle calculé par l'accéléromètre. L'équation pour calculer l'angle à l'aide du filtre complémentaire est la suivante :

$$\text{Angle} = \alpha \times \text{Gyro\_angle} + (\alpha+1) \times \text{Acc\_angle} \dots \dots \dots (IV.7)$$

Avec:  $\alpha = \tau / (\tau + \Delta t)$ .

$\Delta t$  : temps d'échantillonnage.

$\tau$  : constante de temps des filtre.

Nous avons appliqué le filtre complémentaire sur l'angle de tangage et de roulis comme suit :

```
pitch_gy = pitch_gy * 0.9615 + pitch_acc * 0.0384;
roll_gy = roll_gy * 0.9615 + roll_acc * 0.0384;
```

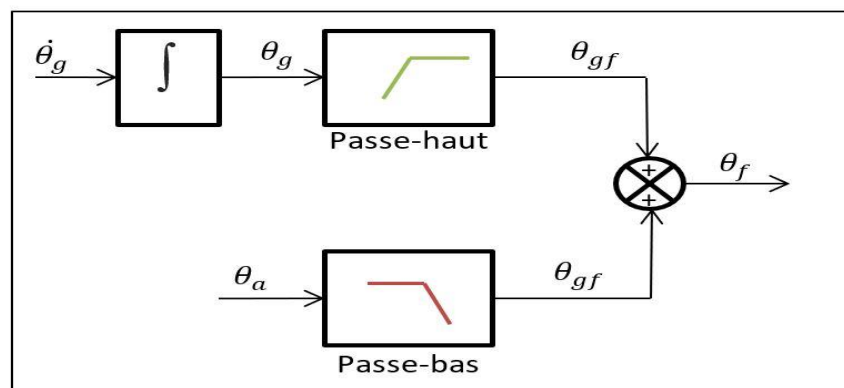


Figure IV.6 : Filtre complémentaire

De cette façon, l'angle de l'accéléromètre traverse un filtre passe-bas, atténuant les variations brusques de l'accélération, et l'angle calculé par le gyroscope a un filtre passe-haut ayant une grande influence lorsqu'il y a des rotations rapides.

### 3.4) L'acquisition des données :

Une connexion série entre La carte STM32 et le PC assurera le transfert des données. La lecture de données de capteurs à partir de la carte MPU-6050 est simple, car les sorties des capteurs sont des valeurs analogiques, Nous avons choisi un temps d'échantillonnage  $\Delta t = 4\text{ms}$ , (ce qui donne une fréquence de 250 Hz).

Au départ on va afficher les données brutes, lus par le convertisseur analogique-numérique du microcontrôleur. Ensuite, on va afficher les trois angles (roulis, tangage et lacet) sur le moniteur série de l'IDE Arduino (voir figure IV.5 et IV.6), pour voir comment se comporte le capteur à différent mouvement du quad-copter.

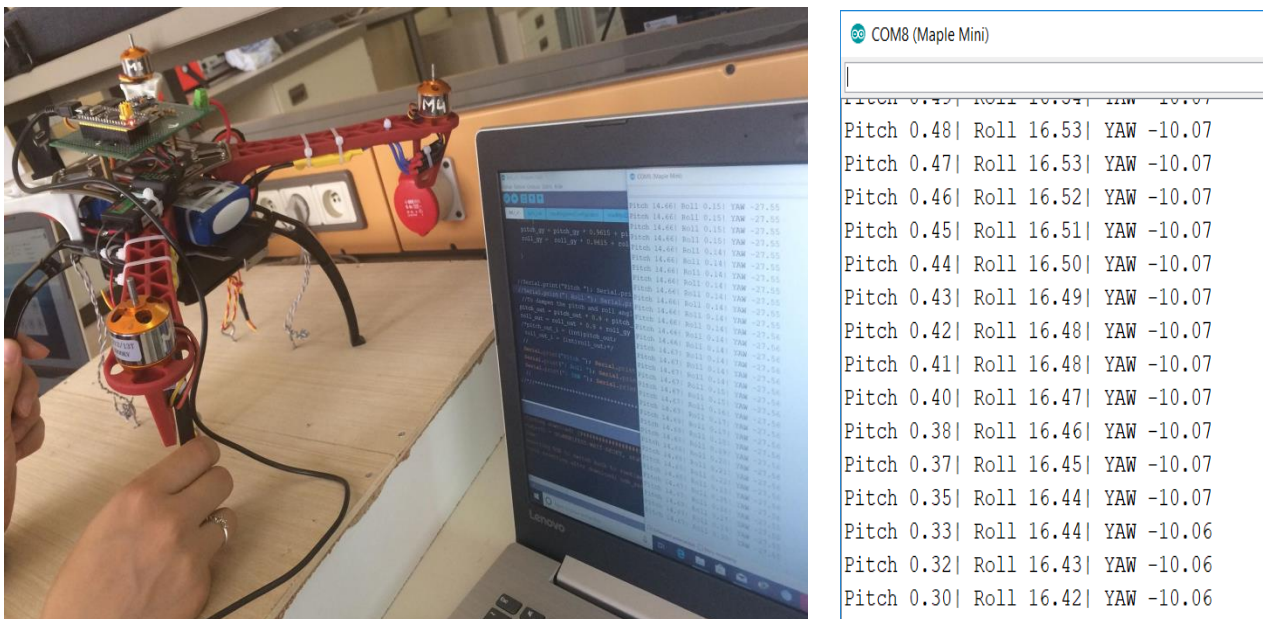
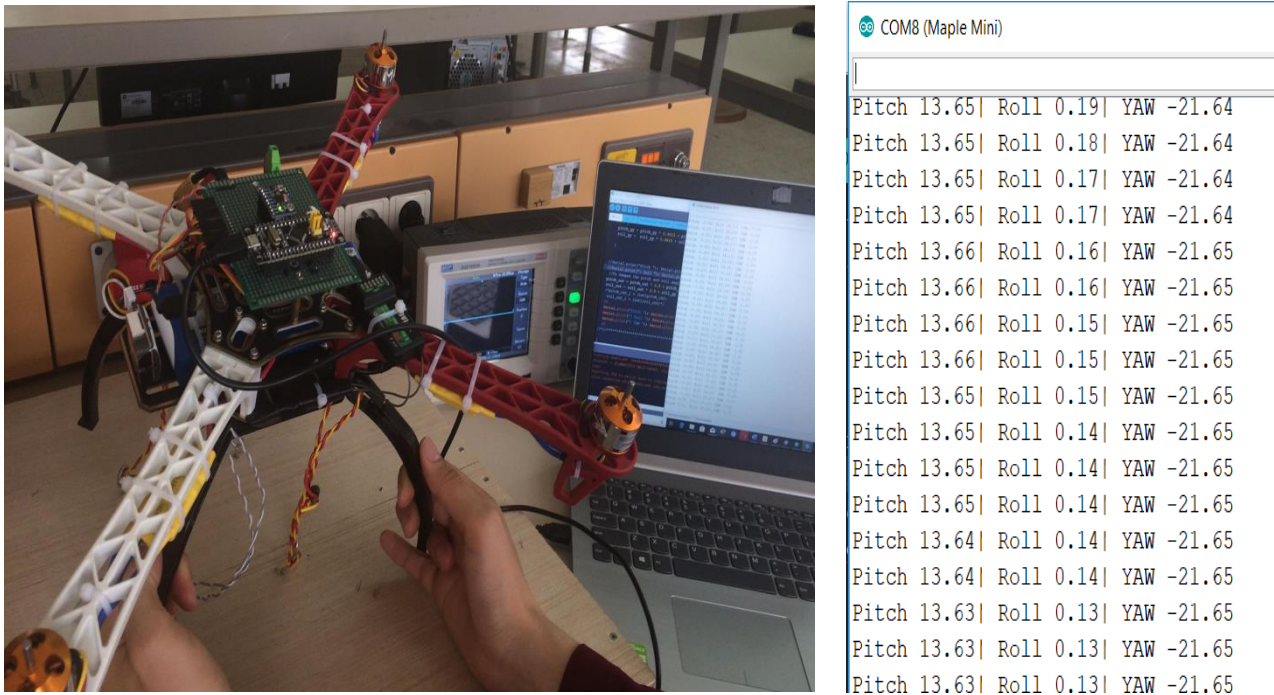


Figure IV.7 : Mouvement de roulis.



**Figure IV.8 :** Mouvement de tangage.

#### 4) Commande du quad-copter par régulation PID :

##### 4.1) Pourquoi avoir choisi la méthode du PID ?

La régulation PID est ce que l'on appelle un « organe de contrôle » dans un système. Celui-ci s'utilise en boucle fermée et convient tout à fait à nos besoins.

Dans le domaine de l'industrie, la plupart des régulateurs utilisés sont des régulateurs PID, les raisons de ce succès sont :

- Structure simple.
- Hautes performances dans plusieurs processus.

Mais la principale raison qui fait que nous avons choisi d'utiliser ce type de régulation se base sur le fait qu'elle s'applique de manière empirique : c'est-à-dire que l'on peut, une fois que l'algorithme a été intégré au code, l'améliorer de façon expérimentale.

Ainsi aucune connaissance poussée et précise n'est nécessaire pour pouvoir réguler son système et parvenir à l'objectif principal.

## 4.2) Asservissement et régulation :

Un asservissement est un algorithme dont l'objet principal est d'atteindre le plus rapidement possible et de limiter l'écart par rapport à sa valeur de consigne quelles que soient les perturbations externes. Le principe général est de comparer la consigne et l'état du système de manière à le corriger efficacement. La régulation (ou asservissement) consiste à agir de façon à ce qu'une mesure soit égale à une consigne. Si l'on cherche à atteindre une consigne, on parlera de poursuite ou asservissement ; si l'on cherche à éliminer des perturbations pour qu'une valeur reste constante, on parlera de régulation. Il existe plusieurs types de régulateur :

### 4.2.1) Régulateur proportionnel P :

Dans le cas d'un contrôle proportionnel, l'erreur est virtuellement amplifiée d'un certain gain constant qu'il conviendra de déterminer en fonction du système.

$$\text{Consigne}(t) = Kp \times e(t) \dots \dots \dots (IV.8)$$

L'idée étant d'augmenter l'effet de l'erreur sur le système afin que celui-ci réagisse plus rapidement aux changements de consignes. Plus la valeur de  $Kp$  est grande, plus la réponse l'est aussi.

En revanche, la stabilité du système s'en trouve détériorée et dans le cas d'un  $Kp$  démesuré le système peut même diverger. L'action proportionnelle applique une correction instantanée pour tout écart entre la mesure et la consigne, plus la perturbation est grande, plus la correction apportée est grande. Cette composante seule ne permet pas une grande précision surtout dans les systèmes à faible inertie.

### 4.2.2) Régulateur proportionnel-intégrale PI :

Au contrôle proportionnel, nous pouvons ajouter l'intégration de l'erreur. Dans ce cas nous obtenons une régulation PI (proportionnelle et intégrée). L'erreur entre la consigne et la mesure est ici intégrée par rapport au temps et multipliée par une constante qu'il faudra aussi déterminer en fonction du système.

$$\text{Consigne}(t) = Kp \times e(t) + Ki \int_0^t e(\tau) \times d\tau \dots \dots \dots (IV.9)$$

Pourquoi avons-nous besoin de rajouter cette fonctionnalité à notre organe de contrôle ? Eh bien, lors d'un simple contrôle proportionnel, il subsiste une erreur statique. Lorsque le système s'approche de sa consigne, l'erreur n'est plus assez grande pour faire avancer le moteur. Le terme intégral permet ainsi de compenser l'erreur statique et fournit, par conséquent, un système plus stable en régime permanent. Plus  $K_i$  est élevé l'erreur statique est élevée. Cette composante apporte une notion de temps d'intégration à la correction, cette notion de temps s'exprime généralement en seconde. Cette action est complémentaire à l'action proportionnelle, elle permet de stabiliser dans le temps l'action proportionnelle, plus l'erreur mesurée est constante plus la correction est constante.

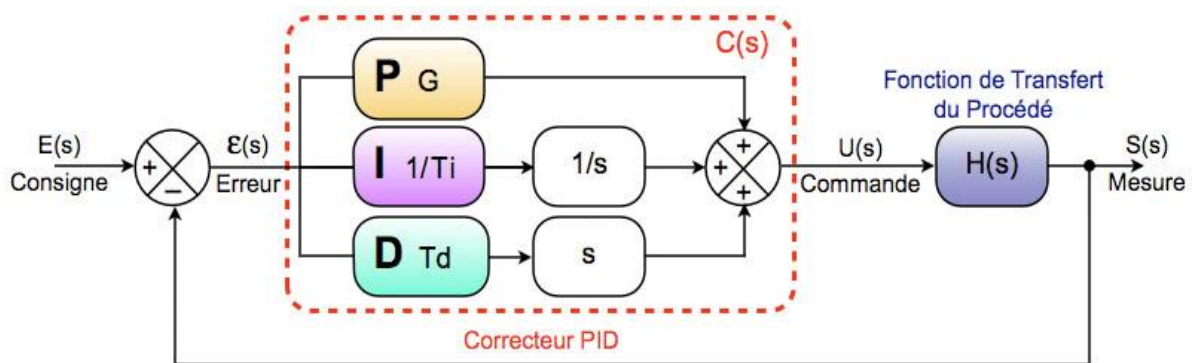
**4.2.3) Régulateur proportionnel-intégrale-dérivé PID :**

Pour obtenir un contrôle en PID, il nous faut encore rajouter un terme. Celui-ci consiste à dériver l'erreur entre la consigne et la mesure par rapport au temps et à le multiplier lui aussi par une constante ( $K_d$ ).

$$Consigne(t) = K_p \times e(t) + K \times \int_0^t e(\tau) \times d\tau + K_d \times \frac{de(t)}{dt} \dots\dots\dots (IV.10)$$

**4.3) Régulation PID :**

Dans la robotique, les techniques PID représentent les bases du contrôle. On présente ici la structure traditionnelle :



**Figure IV.9 :** Le schéma bloc traditionnelle du régulateur PID

En automatique, l'action du correcteur PID est plus généralement écrite 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 représentation, le comportement du système peut

être étudié sans passer par une fonction temporelle souvent plus compliquée. La fonction de transfert classique d'un correcteur PID se met alors sous la forme :

$$H_{PID}(s) = K_p + \frac{K_I}{s} + K_D \times s \dots\dots\dots (IV.11)$$

$K_P$  : Coefficient proportionnel.

$K_I$  : Coefficient intégrale.

$K_D$  : Coefficient dérivé.

Toutefois, la fonction de transfert décrite par (3.3.2) n'est pas réalisable car le degré de son numérateur est supérieur à celui de son dénominateur. Par conséquent, l'action dérivée de (3.4) est toujours filtrée de la façon suivante :

$$K_D \times s \rightarrow \frac{K_D \times s}{1 + \frac{K_D}{N} \times s} \dots\dots\dots (IV.12)$$

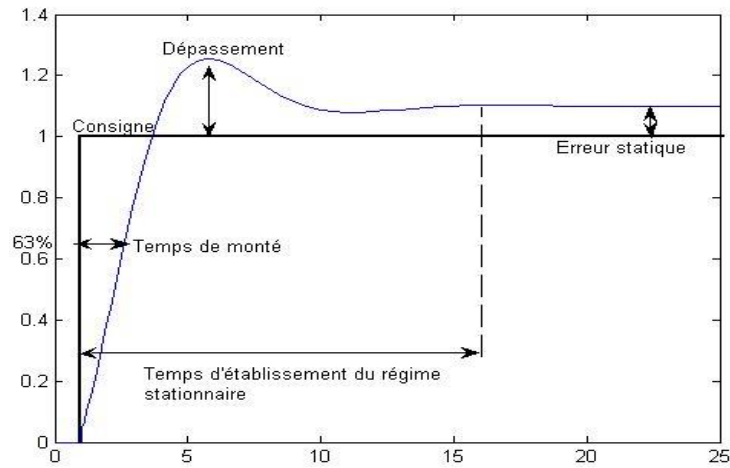
Avec  $N > 1$  On obtient alors une nouvelle fonction de transfert réalisable pour notre régulateur. Le choix de  $N$  résulte d'un compromis : pour  $N$  très grand, l'action dérivée n'est pratiquement plus filtrée, ce qui se traduit par une grande sensibilité du signal de commande par rapport au bruit de mesure. Si l'on prend  $N$  trop petit, l'effet de l'action dérivée devient quasiment inexistant. Une étude théorique permet de préciser que  $3 < N < 10$ .

**4.4) Réglage d'un PID :**

Le réglage d'un PID consiste à déterminer les coefficients  $K_p$ ,  $K_i$  et  $K_d$  afin d'obtenir une réponse adéquate du procédé et de la régulation. L'objectif est d'être robuste, rapide et précis. Il faut pour cela limiter le ou les éventuels dépassements.

- La robustesse est sans doute le paramètre le plus important et délicat. On dit qu'un système est robuste si la régulation fonctionne toujours même si le modèle change un peu.
- La rapidité du régulateur dépend du temps de montée et du temps d'établissement du régime stationnaire.
- Le critère de précision est basé sur l'erreur statique (ou de statisme).

La réponse type d'un procédé stable est la suivante :

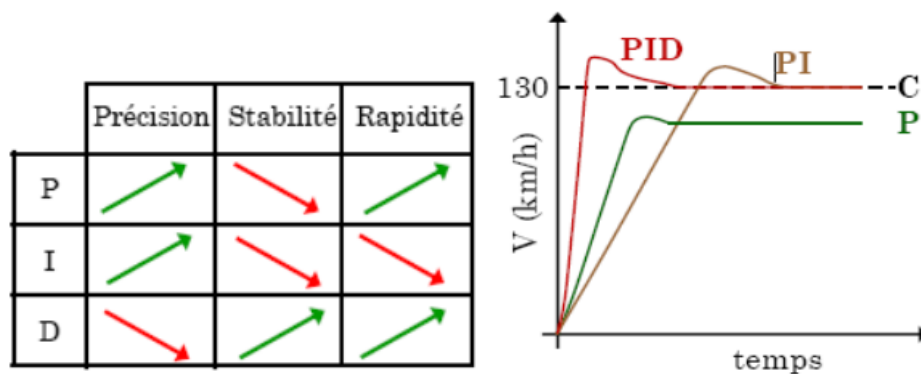


**Figure IV.10 :** Graphique d'explication du PID

A l'aide de la figure ci-dessus nous allons pouvoir définir visuellement les notions suivantes :

- Le Dépassement : plus grosse amplitude entre la consigne et la valeur mesurée en régime transitoire.
- L'Erreur Statique : écart entre la consigne et la valeur réelle mesurée en régime permanent ou stationnaire ;
- Le Temps de montée : durée que met le signal pour passer de 10% à 90% de sa valeur
- Le temps d'établissement du régime stationnaire : correspond au temps que met le système pour atteindre le régime permanent.

Les paramètres du PID influencent la réponse du système de la manière suivante :



**Figure IV.11 :** récapitulant l'influence d'un PID

L'analyse du système avec un PID est très simple mais sa conception peut être délicate, voire difficile, car il n'existe pas de méthode unique pour résoudre ce problème. En

général on se fixe un cahier des charges à respecter sur la robustesse, le dépassement et le temps d'établissement du régime stationnaire. Les méthodes de réglage les plus utilisées en théorie sont les méthodes de Ziegler-Nichols (en boucle ouverte et boucle fermée), la méthode de P. Naslin (polynômes normaux à amortissement réglable), la méthode du lieu de Nyquist inverse (utilise le diagramme de Nyquist). Le diagramme de Black permet d'en constater très visuellement les effets.

#### 4.5) Programmation d'une régulation PID :

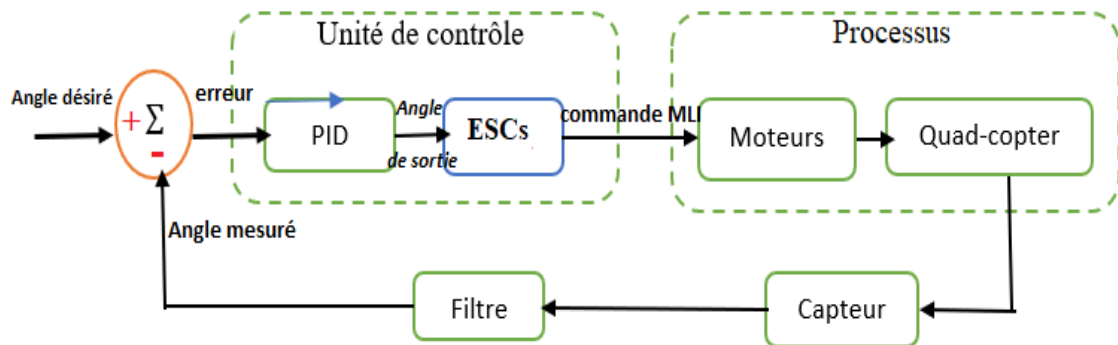


Figure IV.12 : Schéma bloc de notre contrôleur PID

On doit faire une mesure pour pouvoir calculer l'erreur et ainsi appliquer le PID. Cette mesure est à faire régulièrement à une certaine fréquence d'échantillonnage. Nous avons réglé notre contrôleur de vol avec fréquence de 250 Hz c'est à dire la mesure se fait toutes les 4 ms.

##### 3.5.1) Implémentation du PID :

Pour chaque mouvement on calcule la commande PID :

```
erreur = consigne - mesure ;
```

```
somme_erreurs += erreur ;
```

```
variation_erreur = erreur - erreur_précédente;
```

```
commande = Kp * erreur + Ki * somme_erreurs * temp_écoulé + Kd *  
variation_erreur/temp_écoulé;
```

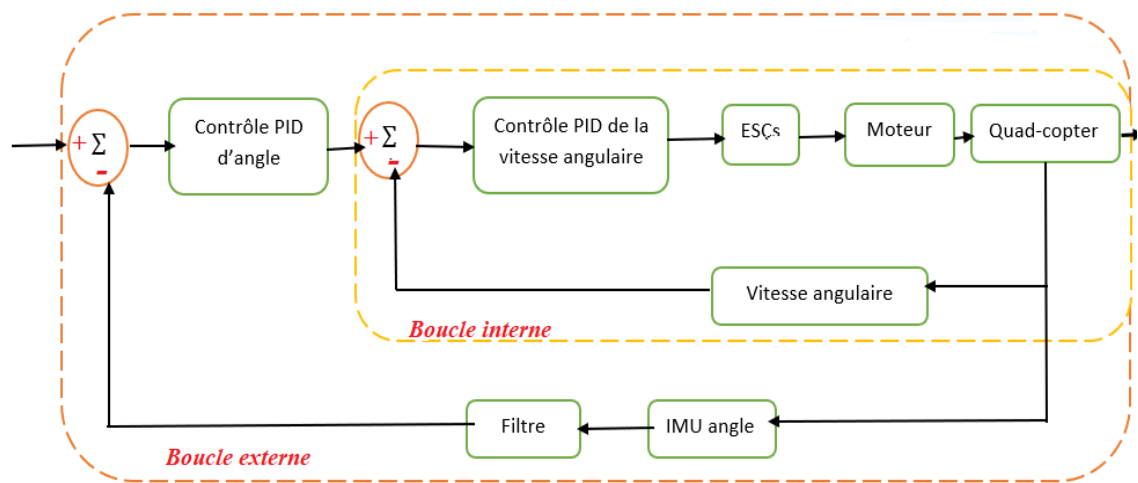
```
erreur_précédente = erreur ;
```

Avec : *consigne* est l'angle désiré par la radiocommande et *la mesure* est l'angle filtré fourni par le IMU-MPU6050.

Dans un premier temps nous avons utilisé une seule boucle de PID pour régler la position du quad-copter en utilisant comme entrée du PID seulement l'angle obtenu en fusionnant l'angle calculé à partir de l'intégrale du gyroscope (degrés / s \* temps = degrés)

avec l'angle calculé à partir des sorties d'accéléromètre à 3 axes. Mais nous n'avons pas pu arriver à régler les coefficients du contrôleur PID.

Alors nous avons changé l'architecture du contrôleur PID afin qu'il soit plus robuste, On a utilisé le contrôleur PID en cascade avec 2 boucles, une boucle interne et boucle externe. La boucle interne (angle Loop) sert à la correction de la vitesse angulaire fournie par le gyroscope et la boucle externe (rate Loop) à la correction des erreurs d'angle fourni par IMU. Ainsi, le quadricoptère se rapprochera de l'angle souhaité en ajustant chaque cadence de chaque axe. La figure ci-dessous représente notre contrôleur PID amélioré :



**Figure IV.13** : Schéma bloc de notre contrôleur PID amélioré

### 3.5.2) Comment régler les coefficients d'un PID ?

L'application de l'algorithme PID peut être facile, mais le principal défi du contrôle PID consiste à ajuster ses constantes ( $K_p$ ,  $K_i$ ,  $K_d$ ). En ajustant les constantes, nous nous assurerons que le système se comporte de la manière souhaitée en réduisant les erreurs autant que possible. Le réglage des coefficients  $K_p$ ,  $K_i$  et  $K_d$  d'un PID peut se faire "à la main" par essais/erreurs. Tout d'abord, sachez qu'il ne sert à rien de vouloir régler les trois coefficients en même temps ! Il y a trop combinaisons possibles et trouver un triplé performant relèverait de l'exploit. Il vaut mieux y aller par étape.

- Tout d'abord, il faut mettre en place un simple régulateur proportionnel (les coefficients  $K_i$  et  $K_d$  sont donc égaux à zéro). Par essais/erreurs, il faut régler le coefficient  $K_p$  afin d'améliorer le temps de réponse du système. C'est-à-dire qu'il faut trouver un  $K_p$  qui permette au système de se rapprocher très vite de la consigne tout en faisant attention de garder la stabilité du système : il ne faut pas que le système réponde très vite tout en oscillant beaucoup !

- Une fois ce coefficient réglé, on peut passer au coefficient  $K_i$ . Celui-là va permettre d'annuler l'erreur finale du système afin que celui-ci respecte exactement la consigne. Il faut donc régler  $K_i$  pour avoir une réponse exacte en peu de temps tout en essayant de minimiser les oscillations apportées par l'intégrateur !
- Enfin, on peut passer au dernier coefficient  $K_d$  qui permet de rendre le système plus stable. Son réglage permet donc de diminuer les oscillations.

### 5) Conclusion :

Au cours de ce chapitre, nous avons évoqué les algorithmes de contrôle qui gèrent les quad-copters. Nous avons présenté une description de la réalisation de la centrale inertielle, et l'utilisation de capteur MPU-6050 (accéléromètre plus gyroscopes).

Nous avons également présenté les différents types de régulateur PID. Ensuite, nous avons généré des lois de commande pour la stabilisation et le contrôle d'attitude du quad-copter en présentant le programme implémenté en langage C.

Enfin, nous avons remarqué qu'avec la structure traditionnelle du régulateur PID, c'est difficile de stabiliser le quad-copter ce que nous a amené à améliorer notre système de contrôle en choisissant un régulateur PID en cascade.

En raison du manque de temps, nous n'avons pas pu terminer notre test et régler les coefficients du PID, et puisque le quad-copter n'a pas arrivé à se stabiliser, on ne peut pas intégrer le GPS et le capteur de pression barométrique.

# Chapitre V

---

## Chapitre V : Conclusion Générale et Perspectives.

### 1) Conclusion générale :

Au terme de ce projet, nous pouvons dire que nous avons touché à un nouveau domaine de l'électronique et de l'automatique, c'est le domaine de la robotique aérienne (drones).

Dans un premier temps, une description des différentes configurations et classifications des drones est donnée,

Ensuite nous avons présenté l'aérodynamique du vol d'un quad-copter en citant les efforts physiques agissants sur lui.

La réalisation pratique de notre quad-copter est présentée en deux parties. La première partie donne la description de la structure mécanique, et la présentation du principe de fonctionnement de chaque capteur embarqué dans le contrôleur de vol. Dans la deuxième partie, nous avons présenté la programmation de la centrale inertielle de notre quad-copter. Puis, pour le stabiliser, nous avons implémenté un régulateur PID traditionnel mais, il n'était pas bien fonctionné, c'est pourquoi nous avons opté pour un autre régulateur PID afin d'obtenir une meilleure stabilisation du quad-copter.

La stabilisation de notre prototype (quad-copter) n'est pas encore achevée en raison du manque de temps principalement. Le quad-copter n'est pas encore contrôlable sur ces axes.

La réalisation électronique est aboutie, mais puisque le quad-copter n'a pas arrivé à se stabiliser, on n'a pas pu intégrer le GPS et le capteur de pression barométrique afin de réaliser d'autres fonctionnalités.

### 2) Perspectives :

Nous proposons dans cette partie diverses possibilités de poursuite du projet. La première tâche qui s'impose est l'amélioration de la stabilité du système de commande de tel sorte que la correction soit plus robuste et plus rigoureuse en tangage, roulis et lacet.

Ensuite, il est intéressant d'intégrer dans le programme développé la gestion du GPS et du capteur de pression barométrique qui vont donner au drone la possibilité d'une navigation autonome, avec deux autres modes de vol :

- mode de maintien d'altitude (*altitude hold*) : dans ce mode, l'altitude du quad-copter sera maintenue quelques soit les manœuvres en roulis, tangage ou lacet.

- mode de retour automatique (*Auto Return*) : En utilisant la fonctionnalité de géolocalisation du GPS, le quad-copter reviendra à l'endroit où il était lancé en cas de perte de la communication avec station de base.

Nous voulons également remplacer la communication radiocommandée par une communication 4G/LTE. Cette communication entre le quad-copter et le contrôleur de vol sera basée sur une connexion 4G/LTE via le Raspberry pi, en utilisant une application mobile Android pour la commande du quad-copter.

# **Références**

# **Bibliographiques**

**Références bibliographiques :**

[1] : Mokhtari Mohamed Reda ; Observation et Commande de Drones Miniatures à voilures tournantes ; thèse de doctorat de Université Aboubekr Belkaid Tlemcen ; Laboratoire d'Automatique de Tlemcen ; soutenue le 22 Octobre 2015, 163 pages

[2] : N.Guenard, T. Hamel, V. Moreau Modélisation et élaboration de commande de stabilisation de vitesse et de correction d'assiette pour un drone de type X4-flyer,CEA/Liste,F92265 Fontenay-Aux-Roses, France, Vincent .moreau@cea.fr, guenardn@zoe.cea.fr, I3S, UNSA 2000 route des Lucioles, 06903 Sophia Antipolis France, thamel@i3s.unice.fr, 6 pages

[3]: authors : First Author – Saw Kyaw Wai Hin Ko, Master student, Mandalay Technological University ,Second Author – Kyaw Soe Lwin, Lecturer, Mandalay Technological University : "Sensors Basic Multicopter Control with Inertial Sensors", Saw Kyaw Wai Hin Ko, Dr.Kyaw Soe Lwin, Department of Electronic Engineering, Mandalay Technological University (MTU), Myanmar, International Journal of Scientific and Research Publications, Volume 4, Issue 9, September 2014 ISSN 2250-3153.

[4] : Mr. AYAD Redouane, "Conception et réalisation d'un drone quadrirotor", Université des Sciences et de la Technologie d'Oran : MOHAMED BOUDIAF ; Faculté de génie électrique, école doctorale de génie électrique ; option : automatique, Année Universitaire : 2009-2010,72 pages

[5] : Adrien DROUOT ; Stratégies de Commande pour la Navigation Autonome d'un Drone Projectile Miniature, Doctorat de l'Université de Lorraine, le 2 décembre 2013,225 pages

[6] : MOHAMEDI Fatima & SACI Nassim, Simulation d'un drone sous MATLAB, Cas d'étude : Quad-copter, Mémoire de fin de cycle de Université Abderrahmane Mira de Bejaïa, Promotion 2015 – 2016,90 pages

[7] : CAILLAT Florian, BOURGUET Marie, MAGRO Julien:Rapport du projet drone Arduino(en lign),polytech nice-sophia,9pages.

[8] : Chloé DARDARD,Tanguy MOREAU,Nicolas THÉRON,Quadricopter : asservissement d'une branche ,Projet de Physique P6 ,STPI/P6/2014,institut national des sciences appliquées de rouen ,département science et techniques pour l'ingénieur ,685 avenue de l'université BP 08- 76801saint-etienne-du-rouvray, 16/06/14, 30 pages.

[9] : BENAÏSSA Mohammed Rida, BELKHIRI Youcef : Étude & implémentation d'une loi de commande pour le pilotage d'un drone quadri-rotor, Mémoire de fin d'études de Université Abou Bakr Belkaid-Tlemcen, Faculté des Sciences, Département d'Informatique, Algérie, Option : Génie Logiciel (G.L), Présenté le 4 Juillet 2017,69 pages.

[10]: Analog Devices, AN-1057, Inc.by Christopher J. Fisher: «Application Note, Using an Accelerometer for Inclination Sensing", One Technology Way • P.O. Box 9106 • Norwood, MA 02062-9106, U.S.A. • www.analog.com, 2010, 8 pages.

[11] : Yassine JMILI : « commande non linéaire hiérarchique d'un drone de type quadrotor sans mesure de la vitesse linéaire », mémoire présenté à école de technologie supérieure-université du Québec, le 16 février 2016, 160 pages.

[12] : Manon BONDOUY : « Construction de modèles réduits pour le calcul des performances des avions », doctorat de l'université de Toulouse, l'Université Toulouse 3 Paul Sabatier (UT3 Paul Sabatier), le 08/02/2016, 161 pages.

[13]: Alexander Mazur, «Autonomous operation and control of a Multirotor Unmanned Aerial Vehicle through 4G LTE using onboard GPS and image processing», Mechatronics Engineering Final Year Project Report, Faculty of Engineering, Computing and Mathematics, The University of Western Australia, October, 2014, 23 pages.

[14]: Solid State Electronics Center Honeywell Inc. 12001 State Highway 55, Plymouth, MN 55441 2-98 900212, « Applications of Magneto resistive Sensors in Navigation Systems», Michael J. Caruso, Honeywell Inc, format PDF, 8pages

[15]: «Tilt measurement using a low-g 3-axis accelerometer», AN4509 Application note, DocID026445 Rev 1, STMicroelectronics group of companies, <http://www.st.com/>, June 2014, 10pages.

[16]: Michael J. Caruso, Honeywell, SSEC, «Applications of Magnetic Sensors for Low Cost Compass Systems », format PDF, 8 pages.

[17] : [En ligne] : <http://www.ferdinandpiette.com/blog/2011/08/implementer-un-pid-sans-faire-de-calculs/>

[18] : [En ligne] : [https://fr.wikipedia.org/wiki/Régulateur\\_PID](https://fr.wikipedia.org/wiki/Régulateur_PID)

[19] :[En ligne] : <https://www.robotshop.com/community/blog/show/comment-fabriquer-drone-lecon-2-chassis>

- [20] : [En ligne] : <http://www.magdiblog.fr/boa-pi-drone/1-raspberry-pi-boa-drone/>
- [21] : [En ligne] : <http://www.alertes-meteo.com/astuce/gps.htm>
- [22] : [En ligne] : <https://dronebylukas.fr/differents-domaines-dapplications-possibles-drone-civil/>
- [23] : [En ligne] : <http://www.robots-et-compagnie.com/choisir-moteur-drone/>
- [24] : [En ligne] : [http://www.brokking.net/ymfc-32\\_auto\\_main.html](http://www.brokking.net/ymfc-32_auto_main.html)
- [25] : [En ligne] : <https://tpedronecivil.wordpress.com/2015/12/06/fonctionnement-des-drones/>
- [26] : [En ligne] : <https://get-couffignal.pagesperso-orange.fr/courselectro/regulationcours.pdf>
- [27] : [En ligne] : <https://www.abcclim.net/regulation-p-pi-pid.html>
- [28] : [En ligne] : <https://www.firediy.fr/article/utiliser-sa-radiocommande-avec-un-arduino-drone-ch-6>
- [29] : [En ligne] : <https://www.docs.uwarg.com/picpilot/pid-loops/>
- [30] : [En ligne] : <https://tpesc14.wixsite.com/tpe1ere4/composition-de-la-radiocommande>
- [31] : [En ligne] : <https://klervithuault.wixsite.com/les-drones-tpe/forces-exerces-sur-le-drone>
- [32] : TE Connectivity company ,MS5611-01BA03 ,«Barometric Pressure Sensor, with stainless steel cap» , 06/2017 , 22 pages.
- [33] : STMicroelectronics ,RM0008 Reference manual«STM32F101xx, STM32F102xx, STM32F103xx, STM32F105xx and STM32F107xx advanced Arm®-based 32-bit MCUs» , December 2018 , 1134 pages ,disponible sur le site [www.st.com](http://www.st.com).
- [34] : InvenSense Inc ,Document Number: PS-MPU-6000A-00 , «MPU-6000 and MPU-6050 Product Specification» , 1197 Borregas Ave, Sunnyvale, CA 94089 U.S.A ,08/19/2013 ,Revision: 3.4 ,52 pages

# **Annexe**

## Annexe I :

## Estimation de l'autonomie de quad-copter :

Ce site web Ecalc nous a aider pour estimer le temps de vol de notre quad-copter, ainsi autre paramètre. Il suffit juste saisir en ligne les différentes caractéristiques du drone, puis il nous donne des résultats avec une exactitude de  $\pm 15$ .



Version de démonstration restreinte

Souscrivez pour devenir membre à part entière pour seulement \$0.99



Souscrivez pour devenir membre à part entière pour seulement \$0.99

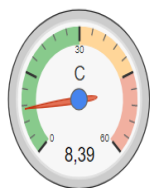
Login:    Se souvenir - Mot de passe oublié?

toutes les données sans garantie - Exactitude: +/-15%

xcopterCalc - calculateur pour multicopter

News | Toolbox | Easy View | Help | Tutorial | Language: français

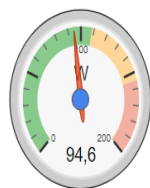
<b>Général</b>	Masse du modèle: <input type="text" value="1300"/> g avec propulsion <input type="text" value="45.9"/> oz	N° de rotor(s): <input type="text" value="4"/> à pas	Taille du châssis: <input type="text" value="450"/> mm <input type="text" value="17.72"/> inch	FCU Limite de l'inclinaison: <input type="text" value="pas de limite"/>	Altitude du Terrain <input type="text" value="500"/> m ASL <input type="text" value="1640"/> ft ASL	Temp Air <input type="text" value="25"/> °C <input type="text" value="77"/> °F	Pression atm.(QNH): <input type="text" value="1013"/> hPa <input type="text" value="29.91"/> inHg	
<b>Accu élément</b>	Type (continu / max. C) - état de charge: <input type="text" value="LiPo 4000mAh - 30/45C"/> - <input type="text" value="plein"/>	Configuration: <input type="text" value="3"/> S <input type="text" value="1"/> P	Capacité par élément: <input type="text" value="4000"/> mAh <input type="text" value="4000"/> mAh total	Décharge max.: <input type="text" value="85%"/>	Résistance: <input type="text" value="0.0043"/> Ohm	Tension: <input type="text" value="3.7"/> V	C-Rate: <input type="text" value="30"/> C cont. <input type="text" value="45"/> C max	Masse: <input type="text" value="101"/> g <input type="text" value="3.6"/> oz
<b>Contrôleur</b>	Type: <input type="text" value="max 30A"/>	Courant: <input type="text" value="30"/> A cont. <input type="text" value="30"/> A max.	Résistance: <input type="text" value="0.008"/> Ohm	Masse: <input type="text" value="40"/> g <input type="text" value="1.4"/> oz	<b>Accessoires</b>	Courant parasite: <input type="text" value="0"/> A	Masse: <input type="text" value="0"/> g <input type="text" value="0"/> oz	
<b>Moteur</b>	Fabricant - Type (Kv) - refroidissement: <input type="text" value="Suppo"/> - <input type="text" value="2212/13 (1000)"/> - <input type="text" value="moyen"/>	Kv (sans couple): <input type="text" value="1000"/> rpm/V <input type="button" value="chercher..."/> <input type="text" value="Logiciel Prop-KV"/>	Courant à vide: <input type="text" value="0.5"/> A @ <input type="text" value="10"/> V	Limite (jusqu'à 15s): <input type="text" value="155"/> W	Résistance: <input type="text" value="0.09"/> Ohm	Longueur boîtier: <input type="text" value="30"/> mm <input type="text" value="1.18"/> inch	# mag. pôle: <input type="text" value="14"/>	Masse: <input type="text" value="47"/> g <input type="text" value="1.7"/> oz
<b>Hélice</b>	Type - pas du porte-pales: <input type="text" value="Aeronaut CamCarbon"/> - <input type="text" value="0°"/>	Diamètre: <input type="text" value="8"/> inch <input type="text" value="203.2"/> mm	Pas: <input type="text" value="4.5"/> inch <input type="text" value="114.3"/> mm	# Pales: <input type="text" value="2"/>	PConst / TConst: <input type="text" value="1.07"/> / <input type="text" value="0.99"/>	Réducteur: <input type="text" value="1"/> : <input type="text" value="1"/>	<input type="button" value="calculer"/>	



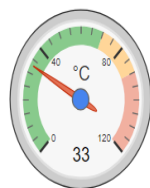
Charge:



Temps de Vol floter:



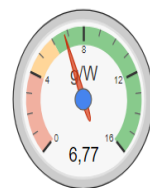
énergie élec.:



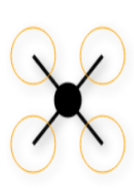
température estimée:



rapport traction/masse:



poussée spécifique:



Configuration

## Remarque:

Accus	Moteur @ Rendement maximum	Moteur @ Maximum	Moteur @ Flotter	Propulsion total	Multicopter
Charge: 8.39 C	Courant: 7.78 A	Courant : 8.39 A	Courant: 4.17 A	masse de l'ensemble propulsion: 716 g	masse totale: 1300 g
Tension: 11.33 V	Tension: 11.30 V	Tension: 11.27 V	Tension: 11.52 V	25.3 oz	45.9 oz
Tension nominale: 11.10 V	Révolutions*: 10542 rpm	Révolutions*: 10445 rpm	Révolutions*: 7402 rpm	rapport traction/masse: 1.5 : 1	add. Payload: 437 g
Énergie: 44.4 Wh	énergie élec.: 87.9 W	énergie élec.: 94.6 W	Gaz (log): 60 %	Courant @ flotter: 16.68 A	inclinaison max.: 42 °
Capacité totale: 4000 mAh	énergie mec.: 76.5 W	énergie mec.: 82.3 W	Gaz (linear): 69 %	P(m) @ flotter: 196.2 W	vitesse max.: 52 km/h
Capacité utilisée: 3400 mAh	Rendement: 87.0 %	rapport puissance/masse: 291.0 W/kg	énergie élec.: 48.0 W	P(out) @ flotter: 165.6 W	taux de montée est.: 4.9 m/s
Temps de vol min.: 6.1 min		Rendement: 87.0 %	énergie mec.: 41.4 W	Rendement @ flotter: 84.4 %	32.3 mph
Temps de Vol mixte: 9.8 min		température estimée: 33 °C	rapport puissance/masse: 150.9 W/kg	Courant @ max: 33.58 A	Taux de montée est.: 4.9 m/s
Temps de Vol floter: 12.2 min		91 °F	68.4 W/lb	P(m) @ max: 395.1 W	965 ft/min
Masse: 303 g			Rendement: 86.2 %	P(out) @ max: 329.0 W	Surface totale des disques: 12.97 dm <sup>2</sup>
10.7 oz			température estimée: 29 °C	Rendement @ max: 83.3 %	201.04 in <sup>2</sup>
			84 °F		Panne de moteur:
			poussée spécifique: 6.77 g/W		
			0.24 oz/W		

