

## TABLE DES MATIERES

REMERCIEMENTS.....	i
TABLE DES MATIERES .....	ii
NOTATIONS ET ABREVIATIONS.....	vi
INTRODUCTION GENERALE .....	1
CHAPITRE 1 ETAT DE L'ART, APPAREILS A VOILURES TOURNANTES.....	2
1.1    Introduction .....	2
1.2    Définitions.....	2
1.2.1 <i>Aéronefs</i> .....	2
1.2.2 <i>Aérostats</i> .....	2
1.2.3 <i>Aérodynes</i> .....	3
1.3 Les voilures tournantes .....	3
1.4 Classification des appareils à voilures tournante .....	3
1.4.1 <i>Les mono-rotors et rotor anti couple</i> .....	3
1.4.2 <i>Les rotors coaxiaux</i> .....	4
1.4.3 <i>Les rotors coaxiaux carénés</i> .....	4
1.4.4 <i>Les rotors en tandem</i> .....	4
1.4.5 <i>Les rotors en tandem multiples</i> .....	5
1.4.6 <i>Les rotors engrenants</i> .....	6
1.5 Modélisation .....	7
1.5.1 <i>But de la modélisation</i> .....	7
1.5.2 <i>Dynamique des appareils</i> .....	7
1.5.2.1 La cinétique .....	8
1.5.2.2 La cinématique .....	9
1.5.2.3 L'effort .....	9
1.5.2.4 Dynamique de translation.....	9
1.5.2.5 Dynamique de rotation .....	10

<b>1.5.3 Aérodynamiques .....</b>	11
1.5.3.1 Définition .....	11
1.5.3.2 L'air .....	12
1.5.3.3 Résistance de l'air .....	12
1.5.3.4 Les types d'écoulement .....	13
1.5.3.5 Bilan des Forces .....	13
1.5.3.6 Calcul de la portance et de la trainée.....	15
1.5.3.7 Principes de Bernoulli .....	15
1.5.3.8 Profilage de formes aérodynamique .....	18
<b>1.6 Notion d'asservissement.....</b>	19
<b>1.7 Commande par PID.....</b>	20
<b>1.8 Conclusion .....</b>	22
<b>CHAPITRE 2 CONCEPTION D'UN DRONE .....</b>	<b>23</b>
<b>2.1 Introduction .....</b>	23
<b>2.2 Les Drones .....</b>	23
<b>2.3 Eléments constitutifs d'un drone.....</b>	24
<b>2.3.1 Le châssis.....</b>	24
<b>2.3.2 Les Moteurs .....</b>	27
2.3.2.1 Présentation .....	27
2.3.2.2 Modèle du moteur BLDC .....	28
<b>2.3.3 Des Variateurs de vitesses .....</b>	31
<b>2.3.4 Les hélices .....</b>	33
<b>2.3.5 Le contrôleur de vol .....</b>	35
2.3.5.1 Présentation .....	35
2.3.5.2 Caractéristiques .....	36
<b>2.3.6 Une source d'alimentation.....</b>	37
2.3.6.1 Types d'accumulateur .....	37

2.3.6.2 Les batteries au lithium .....	38
<b>2.4 Technologie de capteur .....</b>	<b>39</b>
<b>2.4.1 Capteurs proprioceptifs .....</b>	<b>40</b>
2.4.1.1 Les accéléromètres .....	40
2.4.1.2 Les gyroscopes .....	40
<b>2.4.2 Capteurs Extéroceptifs .....</b>	<b>40</b>
2.4.2.1 Les systèmes de positionnement par satellite.....	40
2.4.2.2 Les télémètres.....	42
2.4.2.3 Les altimètres barométriques.....	42
2.4.2.5 Les boussoles ou « compas » .....	42
2.4.2.6 Les caméras .....	43
<b>2.5 Calcul d'un drone .....</b>	<b>43</b>
<b>2.5.1 Choix moteur-hélice .....</b>	<b>43</b>
<b>2.5.2 Calcul alimentation .....</b>	<b>45</b>
<b>2.6 Conclusion .....</b>	<b>47</b>
<b>CHAPITRE 3 REALISATION DU VEHICULE SANS PILOTE QUADROTOR.....</b>	<b>48</b>
<b>3.1 Introduction .....</b>	<b>48</b>
<b>3.2 Histoire des Quadrotors .....</b>	<b>48</b>
<b>3.3 Domaine d'application .....</b>	<b>50</b>
<b>3.4 Théorie de vol .....</b>	<b>50</b>
<b>3.4.1 Principe de vol d'un quadrotor.....</b>	<b>50</b>
<b>3.4.2 Le gaz.....</b>	<b>51</b>
<b>3.4.3 Le tangage .....</b>	<b>52</b>
<b>3.4.4 Le roulis .....</b>	<b>53</b>
<b>3.4.5 Le lacet.....</b>	<b>54</b>
<b>3.5 Cahier des charges du projet .....</b>	<b>54</b>
<b>3.6 Modèle dynamique du quadrotor .....</b>	<b>55</b>

<b>3.6.1 Les forces et les moments agissants sur le quadrotor .....</b>	<b>56</b>
3.6.1.1 Les forces .....	56
3.6.1.2 Les moments.....	57
<b>3.6.2 Développement de l'équation Newton-Euler .....</b>	<b>58</b>
<b>3.6.3 Modélisation sous Simulink.....</b>	<b>58</b>
<b>3.6.4 Résultat de la simulation.....</b>	<b>61</b>
<b>3.7 Plan et mesure .....</b>	<b>63</b>
<b>3.8 Mise en œuvre du côté matérielle à bord.....</b>	<b>66</b>
<b>3.9 Etude de la portance de l'appareil .....</b>	<b>69</b>
<b>3.10 La partie radio .....</b>	<b>70</b>
<b>3.11 La réalisation du projet.....</b>	<b>72</b>
<b>3.12 Coût du projet.....</b>	<b>74</b>
<b>3.13 Conclusion .....</b>	<b>76</b>
<b>CONCLUSION.....</b>	<b>77</b>
<b>ANNEXES.....</b>	<b>78</b>
<b>ANNEXE 1 : Mise en œuvre au sein du CC3D .....</b>	<b>78</b>
<b>ANNEXE 2 : Règlementation des drones à Madagascar .....</b>	<b>81</b>
<b>ANNEXE 3 : Les 10 règles de sécurité .....</b>	<b>83</b>
<b>BIBLIOGRAPHIE .....</b>	<b>84</b>

## NOTATIONS ET ABREVIATIONS

### 1. Minuscules latines

$a_{CG}$  Accélération centre de gravité

$c$  Célérité

$g$  L'accélération de la pesanteur

$I_r$  Moment d'inertie moteur

$m$  Masse d'un corps

### 2. Majuscules latines

$C_f(t)$  Couple de frottement

$C_m$  Consommation à pleine charge

$C_m(t)$  Couple moteur

$C_{Vs}$  Consommation en vol stationnaire

$E(t)$  Force contre électromotrice

$H(p)$  Fonction de transfert

$I$  Matrice d'inertie

$I(t)$  Intensité courant

$k$  Coefficient de poussé

$K_c$  Constante de couple

$K_D$  Coefficient dérivée

$K_E$  Constante de force électromotrice

$K_I$  Coefficient intégrale

$K_P$  Coefficient proportionnel

$L$  Inductance

$Ma$  Nombre de Mach

$P$	Poids d'un corps
$R$	Résistance
$S$	Surface
$U(t)$	Tension d'alimentation
$V$	Vitesse

### 3. Minuscules grecques

$\varepsilon$	Erreur
$\eta$	Pression
$\ddot{\theta}$	Composante suivant y de l'accélération angulaire
$\ddot{\phi}$	Composante suivant x de l'accélération angulaire
$\ddot{\psi}$	Composante suivant z de l'accélération angulaire
$\omega$	Vitesse angulaire
$\tau_v$	Temps de vol

### 4. Majuscules grecques

$\Gamma$	Poussé
$\Omega$	Vitesse de rotation moteur

### 5. Abréviations

AC	Alternating Current
ADAV	Aéronef à décollage et atterrissage verticaux
BLDC	Brushless DC electric motor
CCW	Counter Clock Wise
CW	Clock Wise
DC	Direct current
DDL	Degré De Liberté
ESC	Electronic Speed Control
FC	Flight controller

FPV	First Person View
GPS	Global Positioning System
HALE	High Altitude Long Endurance aircraft
IOC	Intelligent Orientation Control
KV	KiloVolt
LIDAR	LIght Detection and Ranging
Li-po	Lithium-polymere
mAh	milliAmpère-heure
MALE	Medium Altitude Long Endurance
MAV	Micro Air Vehicles
MOSFET	Metal Oxide Semiconductor Field Effect Transistor
PIC	Programmable Integrated Circuit
PPM	Pulse-Position Modulation
PWM	Pulse Width Modulation
RADAR	RAdio Detection And Ranging
RC	Remote Control
RF	Radio Frequency
RPM	Revolution Per Minute
RX	Réception
SODAR	SOnic Detection And Ranging
SONAR	SOund Navigation and Ranging
TUAV	Tactical Unmanned Air Vehicle
TX	Transmission
VAA	Véhicules Aériens Autonomes
VTOL	Vertical Take-off and Landing aircraft ou VTOL
WTL	Weight to Lift Ratio

## INTRODUCTION GENERALE

Malgré des formes qui ne sont pas très souvent conventionnelles et des noms qui paraissent futuristes, le principe des drones ou véhicule sans pilote n'est pas quelque chose de nouveau, il remonte dans les années 40 pendant la seconde guerre mondiale. Au fil des années cependant, il a subi des changements monumentaux surtout au niveau de leurs tailles devenues de plus en plus petit grâce à la miniaturisation des composants électroniques. De plus, ces derniers deviennent d'un jour à un autre plus performant et de plus en plus autonome dans leur mode de fonctionnement.

Même avec un principe général relativement simple à appréhender, la conception d'un tel système est plutôt complexe et requiert une attention particulière car elle nécessite toujours une certaine expertise dans de nombreux domaines tels que l'aérodynamique, l'électronique, l'informatique et la transmission sans fils. Pas seulement cela mais notons que pour le drone, le défi scientifique réside dans la complexité de leur comportement dynamique et leur navigation, de plus ce type d'appareil est généralement utile pour faire des tâches spécifiques et est conçu par conséquence en fonction de ce besoin. La question qui se pose est alors, comment réaliser un drone capable de s'adapter au type de mission que l'on pourrait attendre ? Dans ce sens, l'objectif principal de ce travail est d'arriver à une conception et une réalisation d'un quadrotor avec cette capacité. D'où le titre de notre mémoire « *Modélisation, conception et réalisation d'un véhicule aérien sans pilote quadrotor* »

Pour pouvoir atteindre notre objectif et fournir une réponse à la problématique que l'on a posé cet ouvrage va s'articuler sur trois chapitres. En effet, après une présentation de l'état de l'art des appareils à voitures tournantes dans le premier chapitre, le deuxième chapitre fera l'exposé de la conception d'un drone pour enfin parler de la partie mise en œuvre pratique c'est à dire la réalisation et des simulations dans le dernier et troisième chapitre.

# CHAPITRE 1

## ETAT DE L'ART, APPAREILS A VOILURES TOURNANTES

### 1.1 Introduction

Dans ce premier chapitre on va faire une présentation de long en large des différents véhicules aériens que l'on peut rencontrer pour faire ensuite l'approfondissement sur les voilures tournantes tout en essayant de présenter ce qui les caractérisent.

### 1.2 Définitions

#### 1.2.1 Aéronefs

Tous appareils capables de s'élever ou de circuler dans les airs et de se mouvoir en altitude, au sein de l'atmosphère terrestre sont appelés aéronefs. Selon la manière dont ils arrivent à réaliser cette élévation dans les airs, on peut distinguer d'un côté les aéronefs qui utilisent une force statique que l'on appelle les aérostats, et de l'autre ceux qui génèrent une force dynamique pour équilibrer leur poids que l'on désigne par aérodynes.

#### 1.2.2 Aérostats

Les aérostats regroupent les aéronefs dont la sustentation c'est-à-dire son élévation dans l'atmosphère se fait grâce à la poussée d'Archimède car ils sont plus légers que l'air. Ici on emplit l'appareil de gaz plus léger que l'air tel que l'hydrogène ou de l'air chaud pour la faire voler.

L'exemple typique de ce type d'appareils est la montgolfière.



*Figure 1.01 : Un montgolfier*

### **1.2.3 Aérodynes**

Les aérodynes sont les aéronefs qui sont désignés comme étant plus lourd que l'air car elles n'utilisent pas le principe des gaz comme pour l'aérostats mais vole grâce à des principes et des forces aérodynamiques. En effet les aérodynes sont maintenus dans les airs grâce à la portance d'une voile. En fonction de leurs voilures alors, on peut distinguer les aérodynes :

- à voilures fixes ;
- à voilures Tournantes ;
- convertibles.

### **1.3 Les voilures tournantes**

Par définition, les appareils à voilures tournantes sont des aérodynes dont la sustentation est assurée par un ou plusieurs moteurs et rotors qui fournissent des efforts mécaniques, transmis aux voilures pour permettre à l'appareil de voler.

La plupart des aéronefs dans cette catégorie d'appareil possèdent la particularité d'avoir la capacité de décoller, voler et atterrir verticalement ; d'où leur appellation ADAV pour Aéronef à Décollage et Atterrissage Verticaux et donc n'ont pas besoin de piste de décollage ou d'atterrissement. Ils utilisent des voilures tournantes ou rotors multiples pour voler en état stationnaire au-dessus d'une zone précise ou encore des vols à basse vitesse et à basse altitude. [1][2]

### **1.4 Classification des appareils à voilures tournante**

Dans ce qui suit on va donner à partir de leurs configurations aéromécaniques une classification des engins à voilures tournantes en plusieurs familles pour en donner leurs particularités et leurs natures.

#### ***1.4.1 Les mono-rotors et rotor anti couple***

C'est la configuration de l'hélicoptère classique qui est constituée d'un rotor principal à l'axe vertical. Ce rotor est une pièce mécanique complexe, qui assure la sustentation et la propulsion de l'hélicoptère. En plus du rotor principal on distingue aussi un système auxiliaire situé à l'arrière permettant de compenser le couple généré par le rotor principal sur le fuselage en générant une force de poussée dans la direction opposée à ce premier couple. [3]



**Figure 1.02 :** Un hélicoptère

#### **1.4.2 Les rotors coaxiaux**

Cette configuration est constituée de deux rotors principaux, de tailles identiques, mais tournants en sens contraires et disposants du même axe de rotation, ceci permet de neutraliser mutuellement le couple global généré par chacun des rotors sur le fuselage de l'appareil. Ici la masse de l'appareil est soulevée par la portance générée par les deux rotors



**Figure 1.03 :** Birotor coaxiaux Kamov

#### **1.4.3 Les rotors coaxiaux carénés**

Les rotors coaxiaux carénés représentent une alternative aux rotors coaxiaux libres. En effet, la carène est un composant passif qui isole en partie le birotor de l'environnement extérieur et accroître le rendement propulsif du système appelé aussi poussée. Cependant, la carène augmente la masse de la structure et diminue d'autant la charge utile.

#### **1.4.4 Les rotors en tandem**

Les appareils à rotors en tandem possèdent deux rotors alignés de manière longitudinale, sans rotor anti-couple. Les rotors tournent en sens opposés, ce qui permet de compenser le couple de réaction

du à leurs rotations. L'avantage de cette conception, c'est que toute la puissance du moteur est alors utilisée pour la portance. Dans le cas des engins de grandeurs nature, les rotors en tandem sont utilisés pour le transport de très lourdes charges. [1]



**Figure 1.04 :** Birotor tandem chinook

#### **1.4.5 Les rotors en tandem multiples**

Les rotors en tandem constituent une configuration aéromécanique très répandue parmi les micros drones, qui comportent souvent plus de deux rotors. Ici, la poussée totale étant la somme des poussées de chaque rotor. Pour augmenter la charge utile, on peut augmenter la taille des rotors, mais pas infiniment. Pour cela, le véhicule devient plus dangereux, car les gros rotors provoquent plus de dégâts en cas de collision puisqu'il possède plus d'inertie. Une solution plus simple consiste à augmenter le nombre de rotors, plus on ajoute des rotors, plus la portance est augmentée. [2]

Les drones, trirotors et quadrotors font partie de cette catégorie de véhicules aériens à voilure tournante



**Figure 1.05 :** Drone quadrotor

#### **1.4.6 Les rotors engrenants**

Ce type de configuration est un compromis intéressant entre le double rotor coaxial et le double rotor en tandem. Ces appareils possèdent deux rotors contrarotatifs côté à côté alignés de manière latérale montés sur des axes en forme de V. Les rotors sont naturellement inclinés et synchronisés avec précision par une boîte de transmission. Ainsi, à aucun moment les pales ne risquent de s'entrechoquer. L'efficacité de survol est supérieure à celle du coaxial parce qu'il n'y a pas d'interférence entre les rotors.



**Figure 1.06 :** Birotors engrenant Kaman

## 1.5 Modélisation

### 1.5.1 But de la modélisation

La modélisation occupe une part importante pour l'analyse de tous systèmes quel qu'ils soient, car il est indispensable de bien connaître le comportement du système physique et de son environnement. La modélisation des véhicules aériens à voilures tournantes est relativement complexe et requiert la connaissance de l'aérodynamique du véhicule étudié, de ses caractéristiques mécaniques ainsi que de 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. [3]

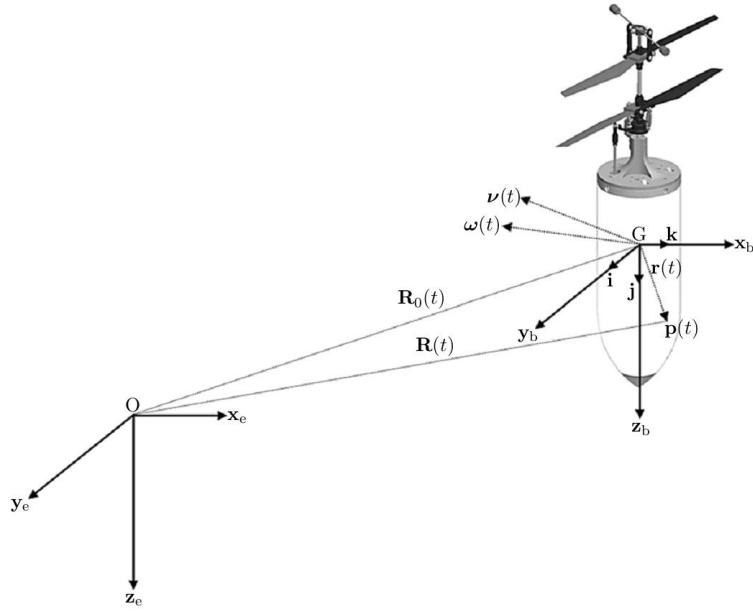
Ici nous présenterons le modèle dynamique générique d'un véhicule à voilure tournante en utilisant le formalisme de la seconde loi de Newton. Un véhicule à voilure tournante peut être considéré comme un corps rigide à six degrés de liberté pour lequel on ajoute les forces aérodynamiques générées par ses actionneurs.

### 1.5.2 Dynamique des appareils

La dynamique de vol des Véhicules Aériens Autonomes (VAA) à voilures tournantes est non linéaire et complexe. Ainsi, il est quasiment impossible de construire un modèle mathématique complet de ce système, capturant tous les effets aérodynamiques.

Cependant, on va essayer de donner un aperçu en donnant une description de la cinématique et la cinétique de ces engins dans les repères donnés :

- le repère inertiel  $\{I\}$  : lié à la Terre, ayant un point de référence  $O$  et défini par la base  $\{x_e, y_e, z_e\}$ , où  $\{x_e\}$  pointe vers le Nord,  $\{y_e\}$  pointe vers l'Est et  $\{z_e\}$  pointe vers le centre de la terre. Ce repère est supposé galiléen ;
- le repère de navigation  $\{B\}$  : dont l'origine  $G$  est confondue avec le centre de gravité de l'engin et défini par la base  $\{x_b, y_b, z_b\}$  ou par convention  $\{x_b\}$  et l'axe de roulis,  $\{y_b\}$  définit l'axe de tangage et  $\{z_b\}$  définit l'axe de lacet comme le montre la figure suivante.



**Figure 1.07 :** Repère inertiel et Repère de navigation

#### 1.5.2.1 La cinétique

Dans l'étude de la cinétique des appareils à voitures tournantes trois paramètres la caractérisent, qui sont : sa masse ; la position de son centre de gravité encore appelé centrage et enfin sa matrice d'inertie. Ces paramètres restent toujours constants dans notre cas. Ainsi nous définissons :

- la masse du véhicule  $m$
- le centre de gravité de l'engin noté  $G$  qui est le point d'application des résultantes des forces et des moments
- la matrice d'inertie exprimée au point  $G$  dans  $B$  quantifie la résistance du véhicule à sa mise en rotation et a pour expression :

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (1.01)$$

Précisons que les éléments diagonaux de  $I$  sont les moments d'inertie et les autres éléments sont les produits d'inertie, qui quantifient une asymétrie géométrique ou massique de l'engin. Si l'appareil en question possède donc une symétrie des plans  $(x_B, z_B)$  et  $(y_B, z_B)$ , alors la matrice d'inertie (1.01) devient comme suit ; [3]

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (1.02)$$

De plus, pour la même raison d'axisymétrie il vient que :  $I_{xx} = I_{yy}$

### 1.5.2.2 La cinématique

Les paramètres cinématiques constituent l'état du système. L'état comprend quatre vecteurs de 3 éléments chacun définissant la position et la vitesse du centre de gravité (CG) ainsi que l'orientation et la vitesse angulaire de l'engin. Remarquons qu'ici le centre de gravité est le centre instantané de rotation sont confondues. Les paramètres sont donc définis comme suit :

- $\mathbf{p}(t) = [x \ y \ z]^T$  est la position du centre de gravité par rapport à  $I$  et exprimé dans  $I$  ;
- $\boldsymbol{\eta}(t) = [\emptyset \ \theta \ \psi]^T$  est le vecteur des angles d'Euler représentant la position angulaire du repère mobile  $B$  par rapport à  $I$  et exprimé dans  $I$  ;
- $\mathbf{v}(t) = [u \ v \ w]^T$  est le vecteur de la vitesse linéaire du centre de gravité par rapport à  $I$  et exprimé dans  $B$  ;
- $\boldsymbol{\omega}(t) = [p \ q \ r]^T$  est le vecteur de rotation instantané entre  $I$  et  $B$  et exprimé dans  $B$ .

### 1.5.2.3 L'effort

Les paramètres d'efforts sont simplement les trois forces et les trois moments qui interviennent dans les dynamiques de translation et de rotation du véhicule. Ainsi donc, on va noter :

- $\mathbf{F}_f = [X \ Y \ Z]^T$  les trois composantes du vecteur de force exprimées dans  $B$  ;
- $\mathbf{F}_m = [L \ M \ N]^T$  les trois composantes du vecteur de moment exprimées dans  $B$ .

### 1.5.2.4 Dynamique de translation

La dynamique de la translation a pour principes de relier les forces  $X, Y, Z$  à l'accélération du centre de gravité. Pour cela, on exprime d'abord le vecteur vitesse de translation du centre de gravité dans le repère du corps, dérivé dans  $I$  et exprimé dans  $B$ .

En notant  $R_0(t)$  le vecteur entre les points  $O$  et  $G$ , on peut écrire :

$$\frac{dR_0(t)}{dt} \Big|_I = u.i + v.j + w.k \quad (1.03)$$

Si on prend maintenant un point  $P$  qui est rigidement fixé à notre véhicule à voilure tournante, alors sa vitesse  $v_p(t) = [u_p \ v_p \ w_p]^T$  va s'exprimer comme suit :

$$\frac{dR(t)}{dt} \Big|_I = \frac{dR_0(t)}{dt} \Big|_I + \frac{dr(t)}{dt} \Big|_I \quad (1.04)$$

$$\frac{dr(t)}{dt} \Big|_I = \frac{dr(t)}{dt} \Big|_B + w(t) \wedge r(t) \quad (1.05)$$

Puisque  $r(t)$  ne varie pas au cours du temps dans le repère de navigation, alors  $\frac{dr(t)}{dt} \Big|_B = 0$

D'où dans le repère  $B$  on obtient :

$$v_p(t) = v(t) + \tilde{w}(t)r(t) \quad (1.06)$$

Avec  $\tilde{w}(t)$  représente la matrice antisymétrique associée à  $w(t)$  :

$$\tilde{w}(t) = \begin{pmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{pmatrix} \quad (1.07)$$

En prenant l'équation (1.06), on peut en déduire l'accélération angulaire du centre de gravité par rapport à  $I$  et exprimé dans  $B$  :

$$a_{CG}(t) = \dot{v}(t) + \tilde{w}(t)r(t) \quad (1.08)$$

Finalement en utilisant la seconde loi de Newton  $\sum \vec{F} = m\vec{a}$

On a alors :

$$m \begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} - m \begin{pmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} \quad (1.09)$$

C'est la relation liant les forces à l'accélération du centre de gravité.

### 1.5.2.5 Dynamique de rotation

L'égalité du moment dynamique avec le moment des forces exprimée dans  $B$  s'écrit [4] :

$$\frac{d(I\omega)}{dt} \Big|_I = \frac{d(I\omega)}{dt} \Big|_B + \omega \wedge I\omega = I \frac{d(\omega)}{dt} \Big|_B + \tilde{\omega} I\omega \quad (1.10)$$

La dynamique de rotation de l'engin s'écrit alors :

$$I \begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} L \\ M \\ N \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{pmatrix} I \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad (1.11)$$

### 1.5.3 Aérodynamiques

L'étude du comportement des véhicules aériens à voilures tournantes en vol montre l'apparition des phénomènes aérodynamiques complexes et potentiellement dangereux, l'objectif de cette partie s'attache donc seulement à présenter les principaux concepts qui interviennent dans l'étude du comportement des structures soumises aux actions du vent.

#### 1.5.3.1 Définition

L'aérodynamique est une branche de la physique qui se porte principalement sur l'étude, la compréhension et l'analyse des écoulements de l'air, ainsi qu'éventuellement sur leurs effets sur des éléments solides qu'ils environnent. L'aérodynamique est donc une science qui fait partie de la mécanique des fluides, qui est appliquée au cas particulier de l'air.

Il ne faut pas confondre aérodynamique et aérodynamisme qui désigne elle l'apparence d'un corps en mouvement dans l'air et sa résistance à l'avancement. [5]

Il existe deux branches de l'aérodynamique : l'aérodynamique incompressible et compressible, que l'on sépare selon le nombre de Mach, c'est-à-dire en fonction du rapport entre la vitesse de l'écoulement et celle du son dans le fluide environnant :

$$Ma = \frac{V}{c} \quad (1.12)$$

Où

$Ma$  : désigne le nombre de Mach,

$V$  : vitesse du véhicule en question exprimée en  $m/s$ ,

$c$  : la célérité du son qui est d'environ  $340,29\ m/s$

L'aérodynamique incompressible se focalise donc sur les phénomènes d'écoulement où le nombre de Mach est inférieur à 0,3 soit des vitesses inférieures à  $68,058\ m/s$  ou environ  $245\ km/h$  ce qui autorise certaines hypothèses simplificatrices.

L'aérodynamique compressible quant à lui peut encore se diviser en trois catégories qui sont :

- le subsonique lorsque Mach compris entre 0,3 et 1 ;
- le transsonique Proche du Mach critique ( $Ma \approx 1$ ) ;
- le supersonique pour Mach compris entre 1 et 5 ;
- l'hypersonique est le domaine où le nombre de Mach est Supérieure à 5.

### 1.5.3.2 L'air

L'air est le mélange gazeux qui constitue l'atmosphère terrestre. Comme tous les gaz, il est composé de molécules extrêmement mobiles les unes par rapport aux autres. Il est invisible, ce qui rend la compréhension des phénomènes relatifs au vol ou de l'avion d'autant plus difficile.

Bien qu'incolore, inodore et d'une densité relativement faible qui est d'environ 800 fois inférieure à celle de l'eau, l'atmosphère terrestre se comporte comme un milieu visqueux qui freine le mouvement des véhicules en circulation. Elle possède d'autant plusieurs propriétés physiques qui permettent de la caractériser :

- compressibilité : il est possible de réduire son volume en le comprimant ;
- expansibilité : il tend à occuper un volume toujours plus grand ;
- élasticité : résultante des deux premières propriétés. C'est à dire que l'air reprend exactement son volume initial lorsqu'on le replace dans les conditions ayant précédé une compression ou une détente ;
- L'air est pesant : l'air possède un poids même si par rapport aux autres corps elle est très faible.

### 1.5.3.3 Résistance de l'air

Le mouvement d'un corps dans l'air fait naître des forces résistantes, c'est-à-dire toujours opposées au mouvement. A cause de ces résistances, le déplacement du corps qui est pour nous ici les appareils à voitures tournantes peuvent être très différent d'une translation rectiligne et sa trajectoire peut s'écartez de celle prévue.

Dans le domaine subsonique où intervient surtout la résistance de forme, on peut donner une expression simple de cette résistance :

$$R = C.S.\rho.V^2 \quad (1.13)$$

Avec

$C$  : Coefficient caractéristique de la forme du mobile

$S$  : est l'aire de la surface ( $m^2$ )

$\rho$  : Masse volumique de l'air ( $kg/m^3$ )

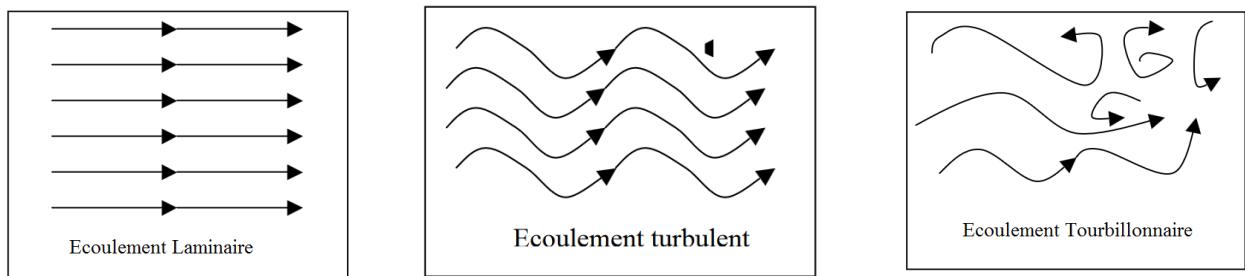
$V$  : vitesse relative ( $m/s$ )

#### 1.5.3.4 Les types d'écoulement

On appelle écoulement le déplacement de l'air par rapport à un objet. On distingue trois grands types d'écoulement :

- écoulement laminaire : les filets d'air suivent des trajectoires rectilignes et parallèles entre elles ;
- écoulement turbulent : les filets d'air suivent des trajectoires quasiment parallèles entre elles, mais qui ne sont plus rectilignes, tout en se déplaçant globalement dans la même direction avec une même vitesse d'ensemble ;
- écoulement tourbillonnaire : l'ensemble de l'écoulement est très désordonné. Bien que globalement tout l'écoulement d'air se déplace dans la même direction, certaines particules peuvent remonter le courant et former ainsi des tourbillons. [1] [5]

Les figures suivantes montrent les illustrations de ces écoulements



**Figure 1.08 :** Types d'écoulements

#### 1.5.3.5 Bilan des Forces

Pendant le vol, un appareil subit quatre grandes forces, il en subit en réalité bien plus en raison des facteurs météorologiques, mais nous nous intéresserons ici à ces quatre forces principales. Il faut d'ores et déjà préciser que ces forces s'exercent sur le centre de gravité de l'avion.

Il y a dans un premier temps, les forces qui s'exercent verticalement :

- le poids ou force de la pesanteur, qui tend à faire tomber l'avion exprimé dans le repère inertiel comme  $P = mgz_e$  ;
- la portance, qui tend au contraire du poids à faire monter le véhicule, c'est donc elle qui permet à l'appareil de planer ;

Dans un second temps, il y a les forces s'exerçant sur le plan horizontal :

- la force de traction, c'est la force qui permet à l'appareil de se mouvoir, on l'appelle aussi la force de la poussée qui a pour expression :

$$T_r = S_{prop}(\eta_2 - \eta_1) \quad (1.14)$$

Où,

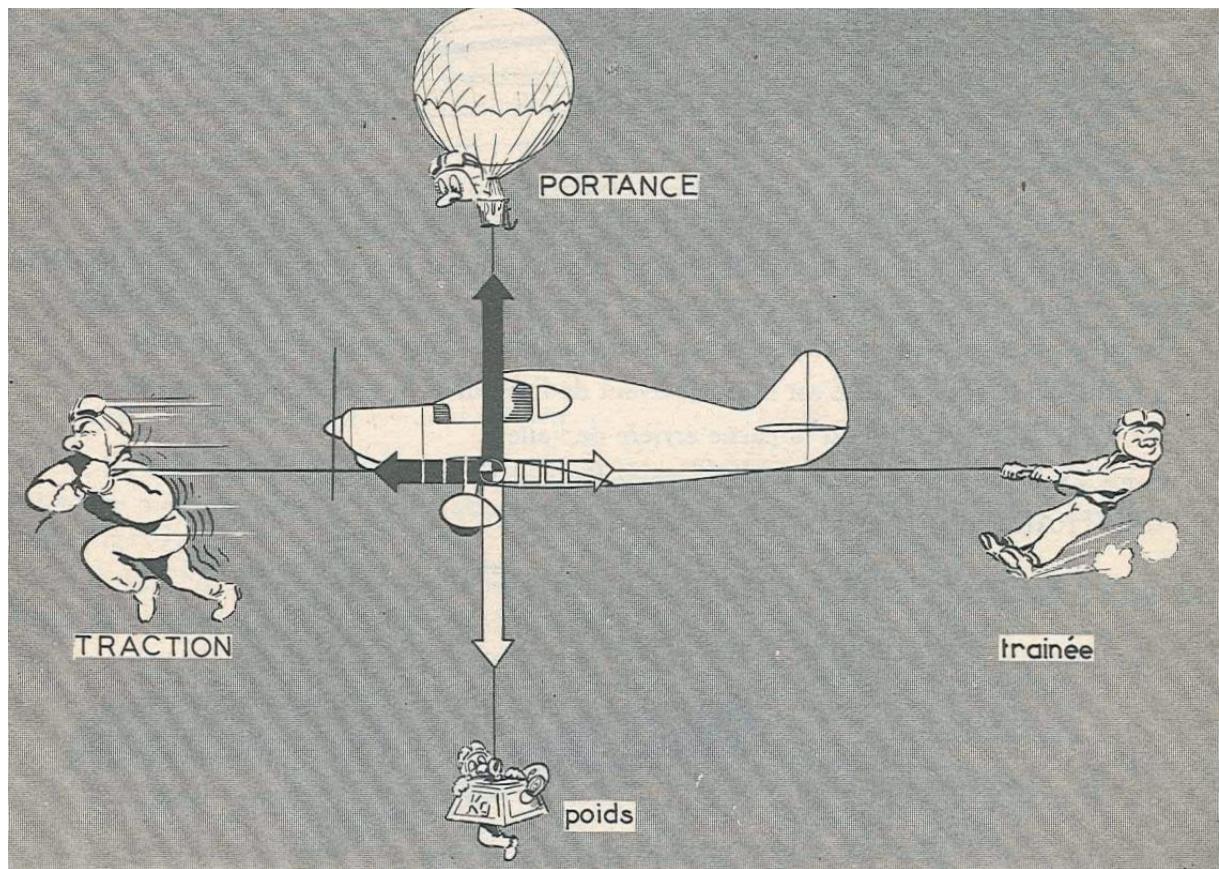
$S_{prop}$  : la surface du disque rotor

$\eta_2$ : pression en aval du disque rotor

$\eta_1$ : pression en amont du disque rotor

- la force de trainée, qui est la manifestation de la résistance de l'air et qui tend à s'opposer au déplacement.

La figure suivante montre l'effet de ces différentes forces citées ci-dessus sur le véhicule :



**Figure 1.09** : Les forces appliquées aux aéronefs

Lors d'un vol horizontal à une vitesse constante donc la portance équilibre la pesanteur tandis que la traction équilibre à son tour la trainée.

### 1.5.3.6 Calcul de la portance et de la traînée

Pour mesurer les forces exercées par l'air sur un solide, il faut disposer d'une chambre d'expérience, dans le cas de l'aérodynamique, cette chambre d'expérience est une soufflerie. Une soufflerie peut être à aspiration, c'est à dire que le ventilateur géant qui sert à produire le courant d'air est à l'arrière du solide, mais elle peut également fournir le courant d'air directement sur le solide.

Des formules ont donc été établies afin de mesurer les forces s'exerçant sur un objet en vol :

La traînée, notée par convention  $F_x$  peut se calculer de cette façon :

$$F_x = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_x \quad (1.15)$$

Où  $\rho$  est la masse volumique de l'air en kilogrammes par mètre cube,  $V$  est la vitesse du véhicule en mètres par seconde,  $S$  est la superficie de la voilure exprimée en mètres carré, enfin,  $C_x$  est un coefficient appelé coefficient de traînée, il n'a pas d'unité.

La portance, notée par convention  $F_z$  peut se calculer de la façon suivante :

$$F_z = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_z \quad (1.16)$$

Tous les éléments du calcul, sauf  $C_z$  sont les mêmes que pour la traînée,  $C_z$  est un coefficient sans unité que l'on appelle le coefficient de portance.

### 1.5.3.7 Principes de Bernoulli

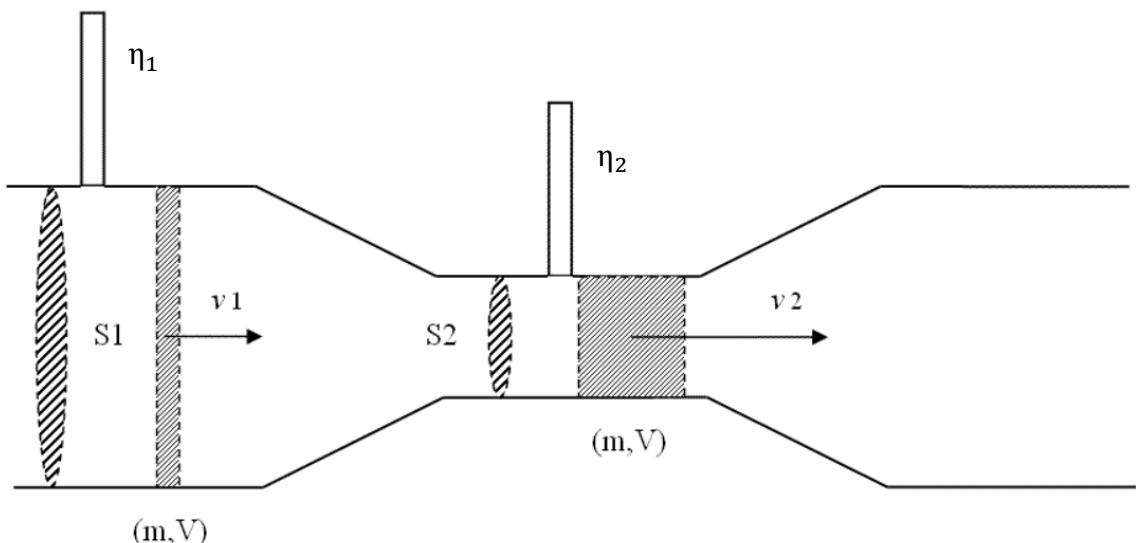
Contrairement à une idée reçue, ce n'est pas le moteur qui fait voler un aéronef tel les avions mais son aile, qui génère de la portance, dans les cas des voitures tournantes donc c'est les hélices ou les pales qui vont se charger de générer cette portance.

L'équation de Bernoulli est très utile en aérodynamique, car à lui tout seul il explique pourquoi un aéronef vole. Il exprime le principe de conservation de l'énergie adapté aux fluides en mouvement en supposant que :

- l'air est un fluide incompressible ;
- l'écoulement est laminaire ;

- les pertes de charges régulières du conduit sont négligeables ;
- la vitesse considérée est la vitesse moyenne.

Il s'énonce comme suit, lorsque la vitesse d'un fluide augmente, sa pression diminue ; elle exprime donc un principe de conservation d'énergie adapté aux fluides en mouvement. Cette diminution de pression dans un rétrécissement de conduit peut sembler contradictoire, à moins de considérer la pression comme une densité d'énergie. Au passage dans le rétrécissement, la vitesse du fluide augmente ; donc son énergie cinétique doit augmenter aussi aux dépens de l'énergie de pression. [4]

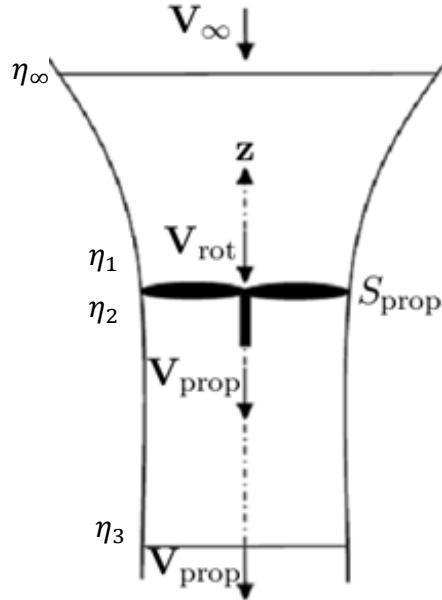


**Figure 1.10 :** Tube de venturi

L'équation de Bernoulli affirme alors que :

$$\frac{1}{2} \rho V_1^2 + \eta_1 = \frac{1}{2} \rho V_2^2 + \eta_2 \quad (1.17)$$

Appliquée aux dynamiques des voilures tournantes cette équation permet de calculer la vitesse moyenne du vent induit  $V_{prop}$  générée par les rotors. En effet si on isole un rotor avec une de ses pales on obtient le système décrit par la figure suivante. [6][7]



**Figure 1.11 :** Vent induit par un rotor

D'après le théorème de Bernoulli alors, on peut écrire :

$$\frac{1}{2}\rho V_{rot}^2 + \eta_2 = \frac{1}{2}\rho V_{prop}^2 + \eta_3 \quad (1.18)$$

$$\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 + \eta_\infty = \frac{1}{2}\rho V_{rot}^2 + \eta_1 \quad (1.19)$$

Étant donné que la vitesse linéaire du flux d'air selon l'axe du rotor est suffisamment faible.

Sachant que  $V_\infty = 0$  et  $\eta_\infty = \eta_3 = \eta_{atm}$  avec  $\eta_{atm}$  correspondant à la pression atmosphérique, les systèmes d'équations (1.18) et (1.19) peuvent alors être réécrits de la manière suivante :

$$\frac{1}{2}\rho(V_{rot}^2 - V_{prop}^2) = \eta_{atm} - \eta_2 \quad (1.20)$$

$$\frac{1}{2}\rho V_{rot}^2 = \eta_{atm} - \eta_1 \quad (1.21)$$

En faisant l'addition membre à membre de l'équation (1.20) et l'équation (1.21) on obtient :

$$V_{rot} = \sqrt{\frac{2(\eta_2 - \eta_1)}{\rho}} \quad (1.22)$$

Faisons intervenir l'expression générique de la poussée d'une voilure tournante de la formule (1.14).

On a finalement :

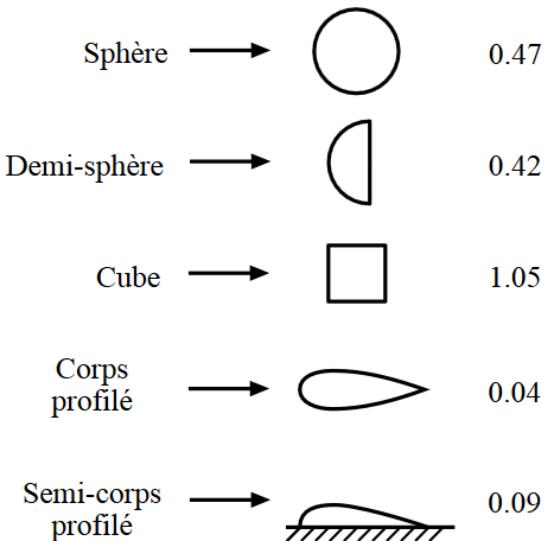
$$V_{rot} = \sqrt{\frac{2T_r}{\rho S_{prop}}} \quad (1.23)$$

C'est donc la vitesse du flux d'air générée par un rotor unique [7]

#### 1.5.3.8 Profilage de formes aérodynamique

On connaît déjà maintenant que la sustentation des appareils volants est assurée par le moyen de surfaces profilées appelées voilures. Dans cette partie on va essayer d'entreprendre de trouver les profils adéquats à utiliser dans les appareils à voilures tournantes pour une meilleure portance mais aussi pour une résistance de l'air la plus faible possible.

Dans le domaine de l'aérodynamique, on continue d'apprendre beaucoup des performances de la nature. En effet, après plusieurs expériences effectuées dans des souffleries, on s'est rendu compte que la forme que prenait la goutte de pluie c'est-à-dire une forme biseauté est la plus aérodynamique qui soit comme montre la figure suivante recensant les formes et leur coefficient de trainée  $C_x$ . [5]

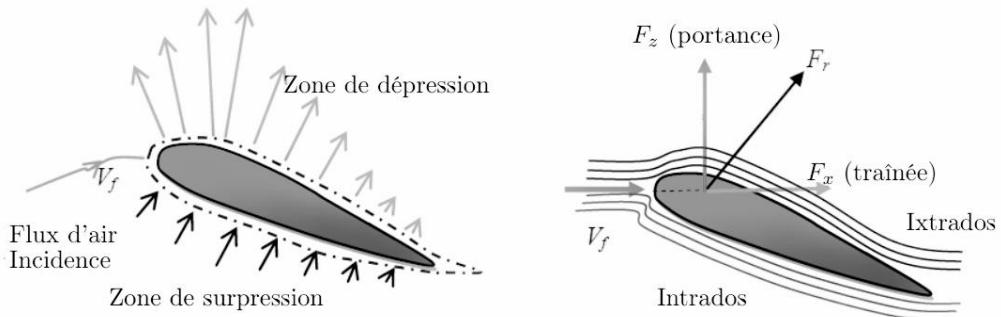


**Figure 1.12 :** Coefficient de forme

La pale est l'élément le plus influent sur la dynamique des voilures tournantes, le résultat de ces expériences est très donc utilisé dans leur conception afin de leur doter encore plus de portance.

Grace à ces conceptions spéciales, un fluide circulant autour d'un profil de pale de forme quelconque avec une vitesse de vent incidente  $V_f$  provoquera une zone de surpression à l'intrados du profil qu'il contourne et une zone de dépression à l'extrados du profil comme la montre la figure ci-dessous. La

différence de pression entre l'amont et l'aval du profil induit une force aérodynamique résultante  $F_r$  sur le profil.



**Figure 1.13 :** Résultante aérodynamique

On remarque alors que  $F_r$  désigne ici la résultante des forces  $F_x$  et  $F_z$  des formules (1.15) et (1.16)

## 1.6 Notion d'asservissement

Un grand nombre de travaux de recherche ont été effectués sur le développement des techniques de commande sur les voitures tournantes. Nous présentons ici quelques techniques utilisées dans la littérature :

- commande utilisant le théorème de Lyapunov : cette technique de commande a permis de démontrer que les voitures tournantes sont asymptotiquement stables sous certaines conditions ;
- le contrôleur PID : cette commande classique qui n'a aucune exigence sur les paramètres du modèle commandé et elle est très simple à mettre en œuvre ;
- le contrôleur PD<sup>2</sup> : la puissance de ce contrôleur réside dans sa propriété de la convergence exponentielle, essentiellement due à la compensation des moments de Coriolis et des moments gyroscopiques ;
- la commande adaptative : les techniques de commande adaptative offrent de bonne performances, notamment avec les dynamiques non modélisables et l'incertitude des paramètres ;
- l'approche « Backstepping » : de meilleurs résultats ont été obtenus avec cette technique de commande non linéaire, la convergence des états internes de l'appareil a été garantie quel que soit les états initiaux ;

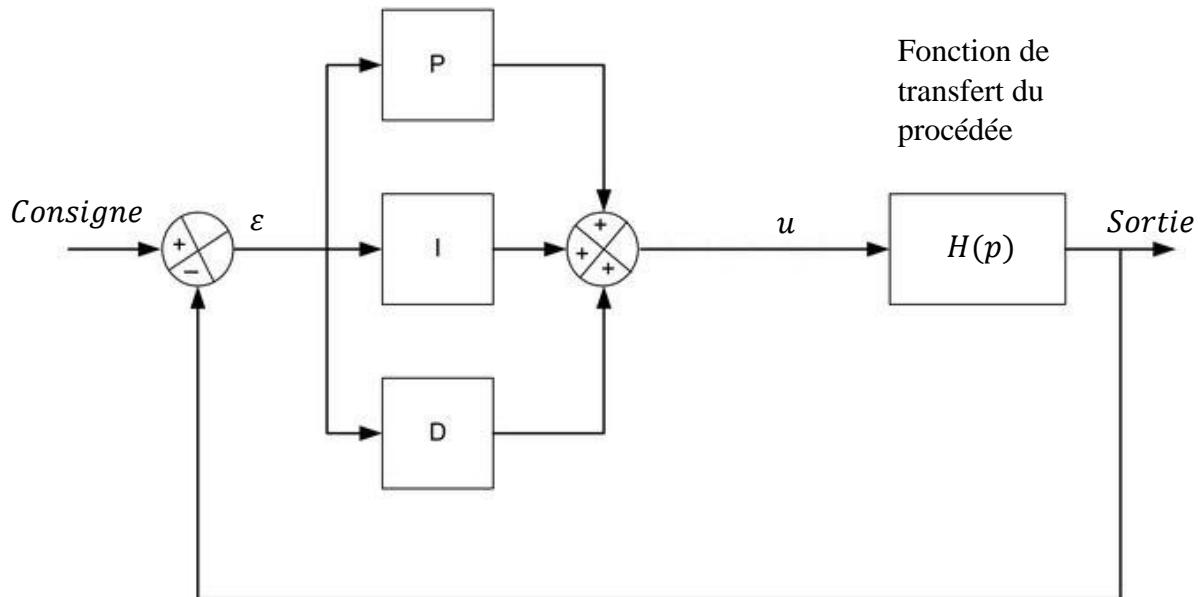
- la commande « Dynamic Feedback » : cette technique a été appliquée dans quelques projets sur les voitures tournantes, l'objectif est de transformer le système en boucle fermée en sous-systèmes linéaires, contrôlables et découplés ;
- la commande par vision : cette technique est basée sur la commande visuelle utilisant soit une caméra miniature embarquée à bord du dispositif, ou une caméra externe.

D'autres techniques de commande ont été implémentées pour la commande des voitures tournantes parmi lesquelles on peut citer : Feedback Linéarisation, la logique floue, les réseaux de neurones, et l'apprentissage par renforcement dans la stabilisation et la navigation.

### 1.7 Commande par PID

Parmi les stratégies de commandes que l'on a cité dans la partie précédente, le régulateur PID appelé aussi correcteur proportionnel, intégrateur et déivateur est la technique de régulation le plus populaire, et il est largement utilisé, notamment en commande analogique et permettant d'effectuer un asservissement en boucle fermée d'un système industriel ou procédé. Il est caractérisé par ses trois coefficients qui sont proportionnel  $K_p$ , intégral  $K_i$  et dérivé  $K_d$  qui figure dans l'expression temporelle reliant la sortie du régulateur à son entrée  $\varepsilon(t)$ . [8][9]

Voici représenté par la figure suivante la structure générale du système PID :



**Figure 1.14 :** Structure du régulateur PID

$$u(t) = K_P \varepsilon(t) + K_I \int_0^t \varepsilon(t) dt + K_D \frac{d\varepsilon(t)}{dt} \quad (1.24)$$

Avec,

$u(t)$  : la sortie du contrôleur PID

$K_P$  : coefficient proportionnel

$K_I$  : coefficient intégrale

$K_D$  : coefficient dérivée

$\varepsilon(t)$  : entrée du contrôleur PID

En faisant la transformation dans le domaine Laplace l'équation (1.24) on obtient la fonction de transfert suivant :

$$\frac{u(p)}{\varepsilon(p)} = K_P + K_I \frac{1}{p} + K_D p = \frac{K_D p^2 + K_P p + K_I}{p} \quad (1.25)$$

Les coefficients  $K_P$  et  $K_I$  améliorent le temps de réponse mais par contre rendent le système moins stable.  $K_I$  permet en plus, d'éliminer l'erreur statique, mais en revanche, il peut générer beaucoup d'oscillations nuisibles à la stabilité.  $K_D$  ralentit la réponse, mais permet d'atténuer les oscillations et donc rend le système plus stable.

Pour déterminer les coefficients du PID, on peut mener une étude en boucle ouverte sur le système corrigé par un PID et imposer au numérateur du PID d'éliminer les constantes de temps les plus grandes de la fonction de transfert en boucle ouverte du processus. A part, cette première méthode, on peut aussi, à partir d'une étude en boucle fermée du système corrigé où l'on impose des performances sur la stabilité ou sur la précision, mais dans tous les cas il faut chercher un compromis entre la rapidité, la stabilité et l'erreur statique. [10]

Par ailleurs, l'étude des systèmes asservis analogique régulés par un PID exploite utilement la réponse indicielle du système pour mettre en exergue :

- le dépassement ou « overshoot » de la réponse par rapport à la consigne en régime transitoire qui ne doit pas généralement excéder 20% ;
- le temps de montée ou « rise time » qui représente le temps nécessaire au système pour passer de 10% à 90% de la consigne, et qui caractérise la dynamique du système ;

- le temps de réponse « settling time » qui est le temps nécessaire à un système pour atteindre en régime établi 5% de sa consigne. [11]

## 1.8 Conclusion

Dans ce chapitre, nous nous sommes attelé à dégager les éléments essentiels du comportement aérodynamique des voitures tournantes. Nous avons ensuite développé le modèle mathématique et écrit les équations des mouvements qui caractérisent la mécanique de leurs vols, nous avons aussi pu parler des stratégies des commandes disponibles pour les appareils à voitures tournantes et tout particulièrement le PID. Dans le prochain chapitre, intéressons-nous donc à la conception des drones.

## CHAPITRE 2

### CONCEPTION D'UN DRONE

#### **2.1 Introduction**

Dans le précédent chapitre, on a donné une modélisation et une description des dynamiques qui entourent les appareils à voilures tournantes. Maintenant, on prend pour cas particuliers les drones multirotors et on va passer en revue les briques élémentaires nécessaires pour pouvoir concevoir ce type d'appareil. Pour cela, on va donner et définir tout éléments qui vont et pourront faire parties d'un drone, les rôles qu'ils vont jouer dans la dynamique de ces systèmes d'appareil, leurs caractéristiques respectifs et les choix de combinaison possibles entre eux.

#### **2.2 Les Drones**

Avant toute tentative d'entrer dans les détails définissons tout d'abord l'origine des apparitions et des conceptions de ces appareils. Comme de nombreuses autres avancées technologiques, c'est dans des contextes militaires que cette façon de faire a pris racines. Ainsi donc, c'est après la deuxième guerre mondiale, au vue des nombreuses pertes conséquentes dans l'aviation que la première idée de construire des appareils volants sans pilote est née. Suite à cette idée sont apparus les UAV ou Unmanned Aerial Vehicle qui signifie aéronef sans présence humaine à bord. Les UAV ont donc était initialement conçu pour des fins militaires de renseignement et de surveillance et ce n'est que très récemment qu'elle a fait son grand bond dans le domaine civil.

Le mot « drone » qui signifie Faux Bourdon en anglais est devenue populaire pour désigner les UAV, essentiellement pour faire référence au bruit caractéristique émit par beaucoup de ces appareils.

En règle générale, on classifie les drones en plusieurs catégories selon leur poids, leurs endurances, et leurs portées :

- les micro-drones et mini-drones, généralement peu autonomes ;
- les drones tactiques, lents ou rapides, à endurance moyenne ou haute, appelés TUAV (Tactical Unmanned Air Vehicle) ;
- les drones volant à moyenne altitude et de grande autonomie appelés MALE (Medium Altitude Long Endurance) ;
- les drones volant à haute altitude et de grande autonomie appelés HALE (High Altitude Long Endurance). [12][13]

## **2.3 Eléments constitutifs d'un drone**

Dans cette partie, on va essayer de dresser une liste non exhaustive des éléments constitutifs d'un drone pour qu'ils puissent faire ce quoi on attend de lui.

Il est à remarquer que dans la suite, dans les explications et les exemples on ne traitera que des drones civils et à voitures tournantes. Prenons alors ces composants un à un et donnons leurs places aux seins du système d'appareils qu'est le drone.

### **2.3.1 *Le châssis***

Le châssis que l'on appelle souvent aussi « frame » est ce qu'on peut appeler le corps ou carcasse du drone, à vrai dire, c'est la charpente sur laquelle vas se fixer chaque élément par la suite, ce qui en fais un des éléments le plus important de l'UAV.

Selon sa forme et le nombre de moteur qui peut y être fixé, le châssis a plusieurs configurations possibles dont certains sont plus avantageux que d'autres. Le tableau suivant montre quelques-uns des plus courants de ces configurations :

Configuration	Description	Illustration
<b>Tricoptère</b>	Doté de trois bras, chacun d'eux connecté à un moteur. La face avant du drone est généralement placée entre deux des bras (Y3)	
<b>Quadricoptère</b>	Doté de quatre bras. La face avant du drone est généralement placée entre deux bras (configuration en x), mais peut aussi se trouver le long d'un bras (configuration en +)	
<b>Hexacoptère</b>	Composé de six bras, la face avant du drone est généralement placée entre deux bras, mais peut aussi se trouver le long d'un bras.	
<b>Hexacoptère Y6</b>	Au lieu de six bras ce hexacoptère dispose de trois bras de support sur laquelle est fixée respectivement deux moteur	
<b>Octocoptère</b>	Composée de huit bras et un même nombre de moteur	
<b>Octocoptère X8</b>	Comme son nom l'indique cette configuration permet d'accueillir huit moteurs fixés sur quatre bras	

**Tableau 2.01 :** Classification des drones par châssis

Tout aussi important que sa configuration, les matériaux utilisés pour construire le châssis peuvent influencer sur le comportement de l'appareil. En effet, même si l'électronique est primordiale, les multirotors ont tout autant besoin de structures légères et solides pour le montage des composants ; de plus, chaque matériel possède sa propre rigidité, un châssis plus rigide procure de meilleures caractéristiques de vol étant donné que les phénomènes de déformation et flexion sont atténués. Cependant, un châssis trop fragile entraînera des réparations plus fréquentes en cas de crash, lesquels sont parfois inévitables. Les châssis doivent donc être résistants et rigides tout en étant suffisamment légers et souples pour permettre un décollage facile. [14]

Le tableau suivant liste les matériaux couramment utilisés pour construire les carcasses des multirotors :

Matériaux	Avantages	Inconvénients
<b>Plastique</b>	Leger, très utilisée en impression 3D, assez souple.	Fréquemment fissuré, tendance à flétrir, nécessite beaucoup de moyen.
<b>Bois</b>	Peu couteux, facile à construire, suffisamment rigide, matériaux isolant.	Peu esthétique, moindre durabilité, réparation fréquent.
<b>Aluminium</b>	Disponible en plusieurs formes et tailles, Pas très chère, durable et facile à construire.	Trop rigide, transmet les vibrations au niveau des moteurs, conducteur d'électricité.
<b>Fibre de carbone</b>	Extrêmement léger, souple, Résistant, absorbe les vibrations et durable.	Conducteur d'électricité, bloque les signaux radio fréquence, très chère.
<b>Fibre de verre</b>	Aussi léger et moins chère que la fibre de carbone, rigide, laisse passer les signaux radio fréquence.	Fragile, nécessite beaucoup de remplacement lors des crashes.

**Tableau 2.02 : Matériaux pour chassis**

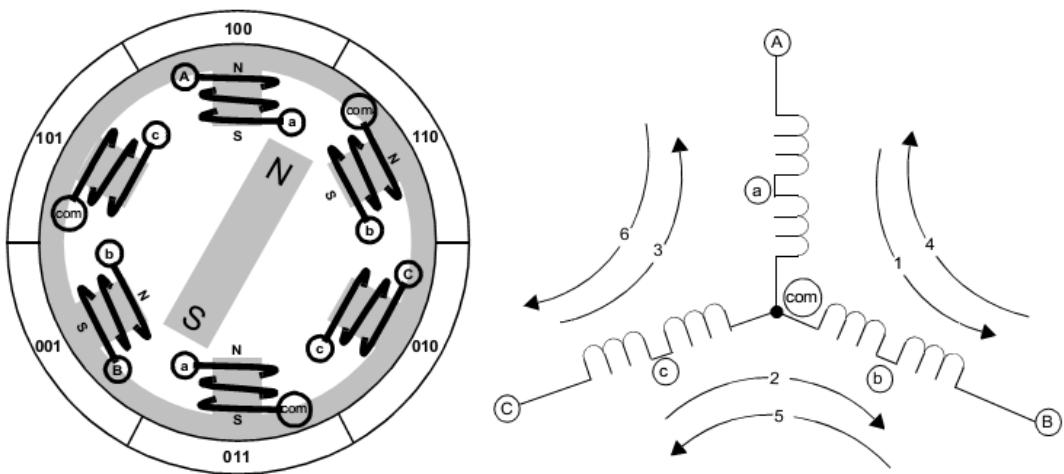
## 2.3.2 Les Moteurs

### 2.3.2.1 Présentation

Le moteur occupe une place très importante dans la conception des UAV car c'est elle qui fournira la principale source de propulsion, elle sera choisie en fonction de la tâche que l'on prévoit faire avec le drone. Dans le domaine d'aéromodélisme comme celui-ci, on utilise en générale des moteurs spéciaux que l'on appelle moteur sans balais ou en anglais « Brushless ».

Un moteur sans ballais ou BLDC pour « BrushLess DC motor », 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 que l'on appelle capteur à effet Hall.

Vue de l'extérieur ces dispositifs ressemblent en tout point à des moteurs à courant continu. Il comporte d'ailleurs les mêmes composantes qu'un moteur à courant continu, à l'exception du collecteur. La grande différence ici c'est que le principe de rotation est inversé. En effet, contrairement au moteur à courant continu classique, ici c'est le stator qui est constitué d'un bobinage généralement triphasé alors que le rotor comporte plusieurs aimants permanents, de ce fait dans ce cas de figure et la plupart du temps, c'est la cage du moteur, sur laquelle est fixé l'arbre qui vas effectuer les mouvements de rotation sous l'effet du champ magnétique exercé par le stator. D'où l'appellation de ces moteurs aussi quelques fois, moteurs à cages tournantes.[15]



**Figure 2.01 :** Moteur Brushless

Le principe du moteur est simple mais la commande électronique est plus élaborée. En effet, puisque que le système de commutation qui permet d'alimenter successivement les bobines est ici réalisé

électroniquement et non pas de façon mécanique, il faut connaître à chaque instant la position du rotor et envoyer le courant dans les bons groupes de bobines. Celle-ci transforme aussi le courant continu en courant triphasé à fréquence variable et va alimenter un à un les bobines pour créer un champ tournant et donc la rotation.

Ce module électronique est également capable de régler en permanence le courant pour que le moteur fonctionne dans sa zone de rendement maximum.

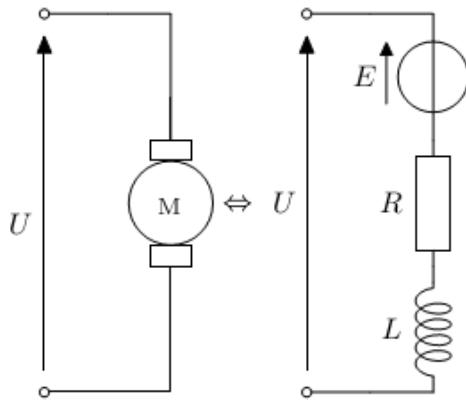


**Figure 2.02 :** Comparaison entre BLDC et Moteur CC

Sur cette figure on voit à droite le BLDC et à gauche le moteur courant continu classique, on peut voir et affirmer que le principal avantage du moteur sans balais est l'élimination des balais responsables de la friction sur le rotor. Cette friction crée de la chaleur, donc une importante perte d'efficacité et d'énergie, en plus de générer des étincelles. Un moteur sans balais est donc beaucoup plus durable puisqu'il ne possède pas de balais qui s'usent et qui doivent être remplacés. De plus, puisque la friction est réduite au minimum, le moteur est capable de faire un usage beaucoup plus efficace et performant de l'électricité qu'il reçoit d'une batterie ou d'une source électrique conventionnelle. [16]

### 2.3.2.2 Modèle du moteur BLDC

Ici, on cherche à établir un modèle dynamique c'est-à-dire la fonction de transfert du moteur Brushless.



**Figure 2.03 :** Modèle électrique du BLDC

Comme la montre la figure ci-dessus, le modèle du BLDC le montre comme étant constituée d'une résistance  $R$  créée par les spires bobinées du rotor, en série avec une inductance  $L$  issue du bobinage induit. [17]

Pour déterminer la fonction de transfert du moteur, il faut le considérer sur le plan mécanique et électrique :

#### ➤ sur le plan mécanique

Le principe fondamental de la dynamique ou seconde loi de Newton appliqué à un solide en rotation permet d'écrire l'expression suivante :

$$C_m(t) - C_f(t) = I_r \frac{d\omega(t)}{dt} \quad (2.01)$$

Avec

$C_m(t)$  : Couple moteur

$C_f(t)$  : Couple de frottement

$I_r$  : Moment d'inertie de l'axe du rotor exprimée en  $\text{Kg.m}^2$

$\omega(t)$  : Vitesse de rotation du moteur en rad/s

Or  $C_m(t) = K_c I(t)$  où  $K_c$  est la constante de couple et  $C_f(t) = f \omega(t)$  où  $f$  est le coefficient de frottement visqueux. L'équation (2.01) devient alors :

$$K_c I(t) - f \omega(t) = I_r \frac{d\omega(t)}{dt} \quad (2.02)$$

#### ➤ sur le plan électrique

Grace à la loi d'ohm on peut écrire :

$$U(t) = E(t) + RI(t) + L \frac{dI(t)}{dt} \quad (2.03)$$

Avec

$U(t)$  : la tension d'alimentation du moteur en volt (V)

$E(t)$  : la force contre électromotrice

$R$  : résistance interne du moteur en Ohm ( $\Omega$ )

$I(t)$  : le courant traversant le rotor en ampère(A)

$L$  : inductance de l'enroulement en milli Henri (mH)

Or, on a  $E(t) = K_E \omega(t)$ . D'où, l'équation (2.03) devient :

$$U(t) = K_E \omega(t) + RI(t) + L \frac{dI(t)}{dt} \quad (2.04)$$

On sait que  $U(t)$  est l'entrée du système et  $\omega(t)$  est la sortie et en considérant que les conditions initiales sont nulles, on trouve la fonction de transfert que l'on note  $H(p) = \frac{\Omega(p)}{U(p)}$  du moteur en effectuant la transformation dans le domaine de Laplace des équations (2.02) et (2.04) qui deviennent alors :

$$K_c I(p) - f \Omega(p) = I_r p \Omega(p) \quad (2.05)$$

$$U(p) = K_E \Omega(p) + RI(p) + L p I(p) \quad (2.06)$$

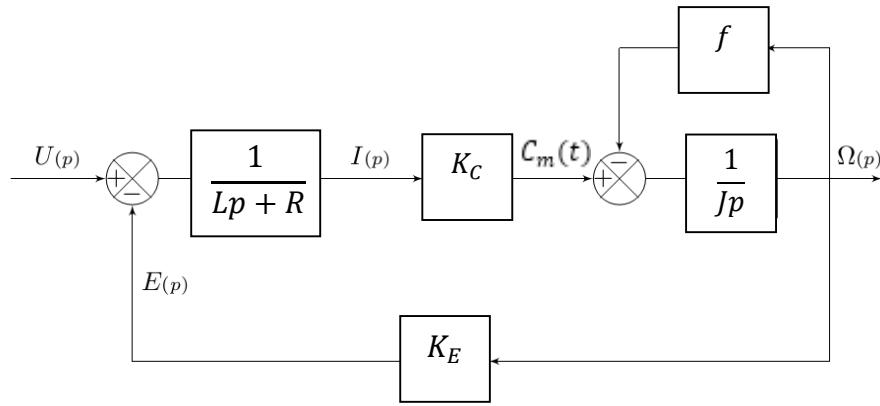
A partir de (2.06) on a :

$$I(p) = \frac{U(p) - K_E \Omega(p)}{L p + R} \quad (2.07)$$

En ramenant (2.07) dans (2.05) on obtient la fonction de transfert du moteur :

$$H(p) = \frac{K_c}{K_c K_E + (L p + R)(I_r p + f)} \quad (2.08)$$

Il s'agit d'un système de second ordre dont le schéma bloc est la suivante :

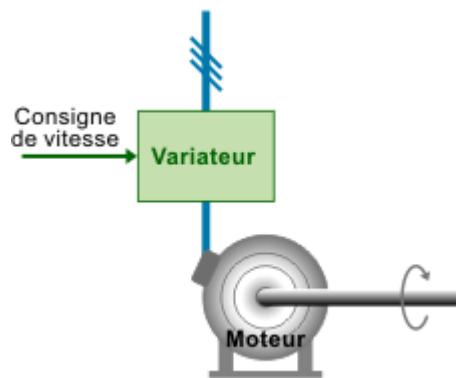


**Figure 2.04 :** Schéma bloc du moteur

### 2.3.3 Des Variateurs de vitesses

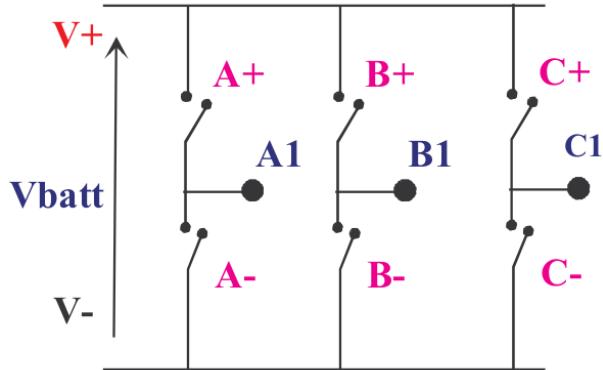
Alors que les anciens moteurs à balais peuvent être raccordés directement sur une source d'alimentation, les moteurs brushless décrit précédemment comme étant l'équipement de prédilection pour construire les multirotors ont par contre absolument besoin d'être pilotés par un contrôleur appelés les variateurs de vitesse. Les variateurs de vitesse appelée communément ESC pour Electronic Speed Control est comme son nom l'indique un dispositif muni de circuit électronique, microcontrôleur et d'un microprogramme ou firmware qui permettra au contrôleur de vol de gérer la vitesse et la direction d'un moteur.

Quel que soit le type d'ESC son rôle principal est d'interpréter les signaux de commande venant du contrôleur ou du radio commande pour commander les vitesses des moteurs comme le montre la figure suivante.



**Figure 2.05 :** Consigne de vitesse

Ici, l'essentiel est qu'à partir d'une source de courant continu à son entrée l'ESC arrive à fournir un courant alternatif est triphasé à son sortie. Pour pouvoir alimenter tour à tour les trois groupes de bobine que possède le BLDC, le variateur de vitesses possède six interrupteurs, qui en combinant leurs états, connectent indépendamment chaque borne à la batterie, ou la laisse en l'air.



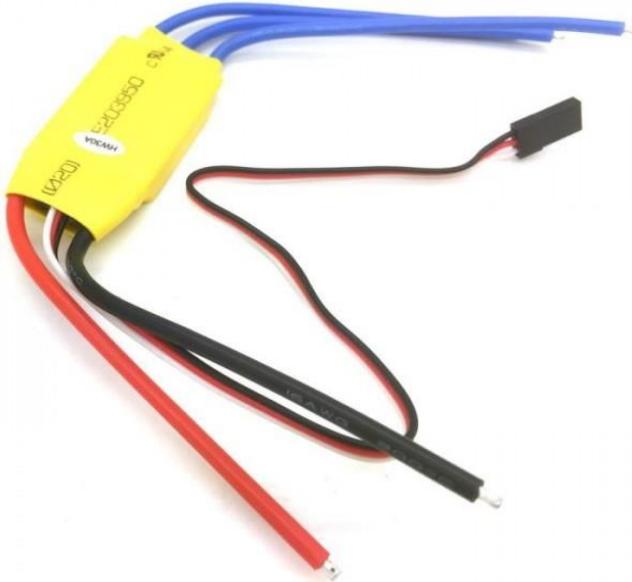
**Figure 2.06 :** Principe de l'ESC

Ici A1, B1 et C1 sont les bornes des bobines du moteur, et pour A1 donc :

- **A+ fermé et A- ouvert** : A1 connecté à V+ ;
- **A+ ouvert et A- Fermé** : A1 connecté à V- ;
- **A+ ouvert et A- ouvert** : A1 en l'air ;
- **A+ fermé et A- fermé** : interdit, court-circuit.

Les interrupteurs sont en faites des transistors MOSFET piloté par le microcontrôleur. Le courant d'utilisation maximum de ces transistors qui est de l'ordre de 10A détermine le courant d'utilisation maximum de l'ESC. Pour augmenter cette valeur, un interrupteur est formé de plusieurs MOS en parallèle.

Ainsi pour varier la vitesse de rotation du moteur, il faut aussi faire varier la tension perçue par celle-ci. Cette séquence de commutation qui commande la tension d'alimentation du moteur est appelé PWM ou Pulse Width Modulation qui consiste à fractionner le courant continu de la batterie en impulsions de différentes largeurs, interrompues par des pauses durant lesquelles aucun courant n'est fourni. Chaque variateur produit une quantité déterminée d'impulsions par secondes appelé fréquence du variateur dont le nombre oscille entre quelques centaines et plusieurs milliers.



**Figure 2.07 :** Variateur de vitesse

Comme la montre la figure ci-dessus, le variateur de vitesse est un dispositif avec plusieurs fils qui surgissent de part et d'autres. Ces différents fils représentent les entrées et sorties de l'ESC dont :

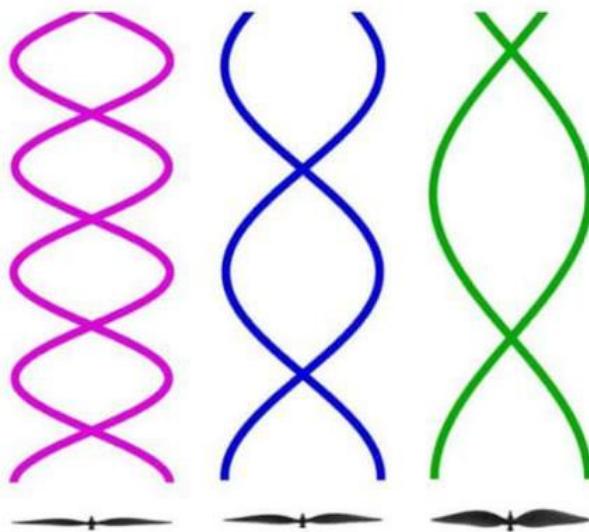
- **alimentation en entrée** : les deux fils épais normalement noir et rouge servent à obtenir l'alimentation depuis le système de répartition de l'alimentation, lui-même directement alimenté par la batterie principale ;
- **connecteur de servomoteur RC à 3 broches** : généralement noire rouges et blanc qui est formé avec des fils plus minces : ce connecteur accepte des signaux venant du Radiocommande pour faire varier la vitesse. Elle est raccordée au contrôleur de vol dans le cas d'un multirotor ;
- **sortie** : représenté par 3 fils qui vont fournir le courant triphasé aux moteurs.

Remarquons que l'ESC peut comprendre un circuit éliminateur de batterie ou BEC interne qui fournit du 5V pour alimenter les composants électroniques à travers les fils rouge et noir du connecteur de servomoteur. [14]

### 2.3.4 Les hélices

Comme on l'a vu en préambule dans le premier chapitre, ce sont les hélices actionnées par le moteur qui assure la portance d'un multirotor et lui permet de prendre son envol. En effet, l'air compressé sous les surfaces des hélices permet la sustentation des drones.

On classe les hélices grâce à deux nombres notés « AxB », où A désigne la longueur totale de l'hélice exprimée en pouces, et B représente le pas ou « pitch » en anglais. Le pas est la distance en pouces que parcourt l'hélice vers l'avant, en réalisant un tour complet. Comme le montre la figure suivante, le pas qui est caractéristique important de l'hélice dépend de l'inclinaison de la surface des pales. Plus cette inclinaison est forte, plus le pas est élevé.



**Figure 2.08 :** Pas de l'hélice

On aperçoit donc que, plus le pas est important, plus l'hélice est supposée gagner en altitude rapidement. Le pas d'une hélice varie en fonction du nombre de pale de celle-ci, du poids de la machine et de la pression atmosphérique. C'est pourquoi il est important de faire la distinction entre le pas géométrique, qui est la valeur théorique et inflexible, et le pas effectif, qui est le pas réel c'est-à-dire dans la pratique. Sur cet exemple, on a pris le cas d'une hélice bipales c'est-à-dire avec deux pales, mais il existe aussi des hélices triplexes et voire même quadripales qui fonctionnent sur les mêmes principes. Néanmoins, l'augmentation du nombre de pales permet de maximiser la portance mais engendre aussi plus de turbulence. [16]

Il existe une large panoplie de matière pour construire les hélices, en passant par le bois, le nylon, le plastique mais aussi les fibres de carbone en polymère renforcé. Le choix minutieux de la matière permettra aux hélices de supporter les chocs ou encore d'assurer le pilotage en douceur du multirotor.

### **2.3.5 Le contrôleur de vol**

#### **2.3.5.1 Présentation**

Dans la catégorie des appareils radiocommandés et essentiellement dans l'aéromodélisme, les multirotors sont particuliers et voire même unique. En effet, habituellement lorsqu'il s'agit de contrôler des modèles classiques tel un bateau ou un avion, le pilote dispose d'un contrôle absolu et précis sur le moteur. Un coup de pouce sur la manette de gaz se traduit par une augmentation proportionnelle de la vitesse de rotation du moteur. Il en va de même pour l'entrée des gouvernes, des ailerons, des volets et d'autres parties impliquées dans les changements de vitesse ou de direction.

La distinction avec les multirotors et que l'on peut qualifier d'atout ou de faiblesse est qu'aucun humain ne seraient jamais capable de contrôler les vitesses de trois moteurs ou plus simultanément avec assez de précision pour équilibrer l'engin dans l'air, d'où la nécessité d'utiliser un dispositif tiers pour faire certaines tâches à la place du pilote, c'est ce dispositif que l'on appelle contrôleur de vol ou « Flight Controller ». [18]



**Figure 2.09 :** Contrôleur de vol

Un contrôleur de vol est une carte de circuit imprimé dédié de petite complexité généralement composé de microcontrôleur ou de microprocesseur, de capteurs et de broches d'entrée/sortie. Elle sera le centre névralgique de notre système car sa fonction est de diriger le régime de chaque moteur

en réponse à l'entrée. Un ordre du pilote pour le multirotor pour avancer est introduit dans le contrôleur de vol, qui déterminer comment manipuler les moteurs en conséquence.

Pour arriver à ses fins, les contrôleurs de vol emploient également des capteurs pour compléter leurs calculs. Ceux-ci vont de simples gyroscopes pour l'orientation en passant par des baromètres pour tenir automatiquement des altitudes jusqu'au GPS pour faire des vols programmables et de l'autopilote.



**Figure 2.10 :** Exemple de capteur

Ainsi donc le régulateur de vol est capable de faire correspondre exactement les commandes du télépilote au comportement de l'engin, elles sont complètement configurables et programmable permettant d'adapter le mutirotor au mode et qualités de vol que l'on souhaite obtenir. [14]

### 2.3.5.2 Caractéristiques

Plusieurs caractéristiques définissent un contrôleur de vol et nous permet de faire un choix lors de la conception :

- **famille de microcontrôleur** : AVR, PIC ou ARM ;
- **microprocesseur** : Ici on s'intéresse à la taille des registres primaires ;
- **fréquence opérationnelle** : la fréquence à laquelle travaille le processeur principal. La fréquence est mesurée en « Hertz » (cycles par seconde). On l'appelle plus généralement la « fréquence d'horloge ». Plus la fréquence opérationnelle est élevée, plus la gestion des données est rapide ;
- **taille mémoire flash, SRAM, EEPROM** : respectivement, la mémoire où le code principal est stocké, l'espace sur la puce qui est utilisé lors des calculs et la mémoire morte effaçable électriquement et programmable ;

- **broches entrée/sorties** : Ces interfaces peuvent être connectées à des servomoteurs RC, des alarmes sonores et d'autres capteurs non embarqués ;
- **convertisseurs analogique/numérique** : Comme pour le microprocesseur ici on s'intéresse au nombre de bits pouvant être traité par le convertisseur A/N, ceci détermine la précision maximale.

### **2.3.6 Une source d'alimentation**

Pour que tous les éléments qui composent l'appareil fonctionne comme prévus, il faut de l'électricité, d'où la nécessité d'un accumulateur ou d'une batterie pour assurer l'alimentation. Un accumulateur électrique est basé sur une technique de conversion réversible d'énergie, destinée à stocker l'énergie électrique dans une énergie différente afin de pouvoir la réutiliser ultérieurement.

#### **2.3.6.1 Types d'accumulateur**

Tous les processus de conversion d'énergie sont complexes. Le rapport entre l'énergie initiale et l'énergie restituée donne le rendement de conversion-accumulation ; ces rendements sont parfois faibles, c'est-à-dire qu'il faut souvent beaucoup d'énergie initiale pour récupérer moins d'énergie finale, et selon leur manière d'emmagasiner l'énergie, on distingue :

- **accumulateurs à énergie mécanique** : convertissant l'énergie électrique en énergie potentielle et la restituant ultérieurement ;
- **accumulateurs électrostatiques** : utilisant des condensateurs ou super condensateur ;
- **accumulateurs électrochimiques** : réactions électrochimiques via leurs électrodes qui assurent la conversion de l'énergie électrique en un processus chimique réversible ;
- **accumulateurs électrodynamiques** : avec des circuits bobinés.

Dans le domaine qui nous concerne, qui est l'aéromodélisme ou la taille des accumulateurs sont importants, c'est les accumulateurs électrochimiques qui représentent les caractéristiques les plus attrayantes. Différents types de couples chimiques sont utilisés pour la réalisation de ce type d'accumulateurs électriques (NiCd, NiMH, NiZn, Lithium, etc...). [19]

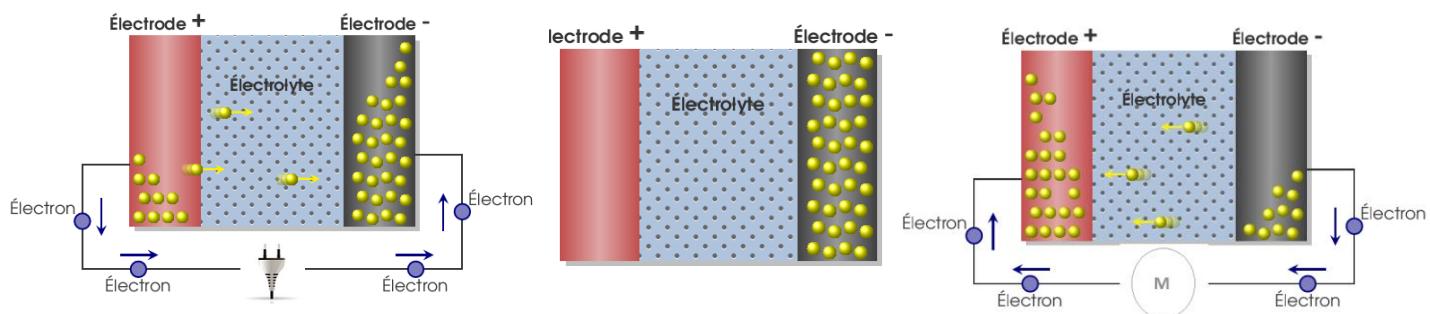
### 2.3.6.2 Les batteries au lithium

Dans la catégorie des batteries électrochimique, celle au lithium sont celle qui ont une capacité poids/puissance beaucoup plus intéressante comparée aux batteries de type Cadmium Nickel(NiCd) ou Nickel et métaux hybrides(NiMH). En effet, pour la même capacité, elles pèsent le tiers du poids de ces accumulateurs traditionnels.

#### a. Principes

La batterie lithium est basée sur l'échange réversible de l'ion lithium entre une électrode positive, le plus souvent un oxyde de métal de transition lithié telle les dioxydes de cobalt ou manganèse et une électrode négative en graphite. [20]

On peut voir sur les figures suivantes le principe générale d'un accumulateur lithium :



**Figure 2.11 :** Principe d'un accumulateur

Sur cette figure (2.11), on peut distinguer de gauche à droite, trois phases de l'accumulateur. La première lorsqu'elle se charge, avec déplacement des ions lithium  $\text{Li}^+$  de la cathode vers l'anode en traversant l'électrolyte, ensuite lorsqu'elle est complètement chargée, puis enfin quand l'accumulateur se décharge en alimentant un moteur ou un autre appareil, on constate que les ions lithium se déplacent cette fois ci, de l'anode vers la cathode.

La tension nominale aux bornes d'un élément primaire c'est-à-dire entre deux plaques d'électrode positive et électrode négative dépend des couples de matériaux utilisés dans la batterie. Pour le lithium, la tension nominale est de 3,7V(Volts) et la tension maximale par cellule est de 4,1 V. On peut ensuite relier plusieurs cellules en série ou en parallèle en fonction de la capacité et du voltage que l'on souhaite obtenir. Dans cette logique, si on veut obtenir une batterie de 12 V il faut empiler ou relier en série à peu près trois cellules élémentaires.

### *b. Le lithium-polymère*

Les batteries lithium-polymère ou Li-po sont une évolution des batteries lithiums-ion. En effet, ici on utilise les mêmes principes dans les réactions électrochimiques. La différence est qu'au lieu d'utiliser une solution liquide composée de sel de lithium et de solvant comme électrolyte, le Li-po utilise un polymère gélifié. Ceci lui procure certains avantages dont :

- des accumulateurs pouvant prendre des formes fines et variées ;
- une densité énergétique plus élevée que les li-ion ;
- un faible poids car on peut éliminer la lourde enveloppe de métal.

Ce sont ces avantages qui lui valent d'être le choix par excellence pour alimenter les modèles réduits de véhicule électrique au point que dans la conception de certains drones de types multirotors, il serait inenvisageable d'utiliser des batteries autres que les batteries Li-po.

## **2.4 Technologie de capteur**

Pour voler, les véhicules aériens tels les drones ont besoin d'une large panoplie de technologie de capteur. En effet, les contrôleurs de vol et le télépilote utilisent les informations fournis par ces derniers pour effectuer des ajustements au niveau des commandes des moteurs. On peut utiliser plusieurs capteurs, mais tous fournissent des informations appartenant à l'une des deux grandes catégories d'informations : les informations proprioceptives et les informations extéroceptives.

Les informations proprioceptives renseignent sur le déplacement d'un véhicule dans l'espace. Elles sont obtenues par la mesure d'informations relatives aux mouvements de l'appareil par rapport à son état de référence. Elles constituent une source d'informations simples de manipulation ne dépendant pas des conditions environnementales dans lesquelles évolue l'engin. Elles sont donc d'une importance capitale pour la navigation autonome des drones. Cependant, la précision de ces informations se dégrade continuellement au cours du temps, les rendant inutilisables comme seules références à long terme. Il est alors indispensable de leur associer un système permettant de recaler périodiquement la position absolue du véhicule.

Les informations extéroceptives, quant à elles, renseignent sur la position absolue d'un véhicule dans l'environnement. Elles sont obtenues par l'observation de points de repère naturels ou artificiels dont la situation est connue dans un référentiel attaché à l'environnement. Ces informations sont indépendantes des déplacements de l'appareil et pourront donc être acquises quelle que soit l'erreur accumulée par les données proprioceptives. On peut donc dire que les données que l'on acquiert ici

ne sont pas soumises à une erreur cumulative, ce qui rend les informations extéroceptives utilisables comme références à long terme. [9]

Dans cette partie on va donc présenter les capteurs appartenant à ces deux catégories

### ***2.4.1 Capteurs proprioceptifs***

#### **2.4.1.1 Les accéléromètres**

Par définition, un accéléromètre est un capteur qui, fixé à un mobile ou à tout autre objet, permet de mesurer l'accélération linéaire de ce dernier selon un axe. Par conséquent, trois accéléromètres sont nécessaires pour déterminer les trois accélérations linéaires du drone selon les trois axes orthogonaux de l'espace que l'on a défini dans la partie. (1.5.2)

#### **2.4.1.2 Les gyroscopes**

Un gyroscope est un appareil qui, fixé à un mobile ou à tout autre objet, permet d'effectuer une mesure de la rotation absolue de ce dernier autour d'un axe. Par conséquent, trois gyroscopes sont nécessaires pour déterminer les trois rotations selon les trois axes orthogonaux de l'espace que l'on a défini précédemment.

### ***2.4.2 Capteurs Extéroceptifs***

#### **2.4.2.1 Les systèmes de positionnement par satellite**

Un système de positionnement par satellite permet de déterminer, grâce à des signaux émis par une constellation de satellite 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. Le système de positionnement par satellite le plus connu et le plus répandu est certainement le système GPS de l'anglais Global Positioning System, développé et contrôlé par les Etats-Unis d'Amérique. Il est composé de trois parties distinctes, appelées segments : le segment spatial, le segment de commande et le segment utilisateur. Le segment spatial est constitué d'un ensemble de 24 satellites tournant autour de la Terre à une altitude de 20 000 kilomètres et répartis sur six plans orbitaux.

La figure suivante montre les six plans orbitaux sur lesquelles les satellites du segment spatial effectuent leur mouvement de révolution.



**Figure 2.12 :** Les six plans orbitaux des satellites pour le GPS

Ce maillage est conçu de manière à ce qu'il y ait toujours au moins quatre satellites détectables par les navigateurs GPS, condition sine qua non au bon fonctionnement du système. Le segment de commande est formé de plusieurs stations au sol dont l'objectif est de piloter et de surveiller le système. Leur rôle est de mettre à jour les informations transmises par les satellites et de contrôler leur bon fonctionnement. Dans la partie segment utilisateur est réuni l'ensemble des usagers, civils ou militaires, recevant et exploitant les signaux émis par les satellites.

Afin de déterminer la position absolue d'un récepteur, chaque satellite transmet en continu un signal contenant sa position et l'instant exact d'émission, déterminé par une horloge atomique embarquée à son bord. En utilisant son horloge interne, le récepteur détermine le temps de propagation du signal et, sachant que le signal se déplace à la vitesse de la lumière, détermine la distance entre le satellite et lui-même. Chaque mesure de distance place alors le récepteur sur une sphère centrée sur le satellite qui a émis le signal. En utilisant au moins trois satellites émetteurs, la position absolue du récepteur est donnée par l'intersection des trois sphères. Le quatrième satellite sert ici donc à synchroniser les horloges du récepteur et des satellites.

En générale dans un système de drone le positionnement satellite est utilisé principalement pour implémenter la fonctionnalité de vol autonome, donc sans intervention du télépilote.

#### 2.4.2.2 Les télémètres

Un télémètre est un appareil de mesure permettant de déterminer la distance le séparant d'un objet, en utilisant des procédés radioélectriques, acoustiques ou optiques. Son principe de fonctionnement consiste à envoyer un signal en direction de l'objet à localiser et de collecter les signaux réverbérés par ce dernier. La durée de l'intervalle de temps entre l'émission du signal et la réception de son écho permet alors de calculer la distance à l'objet.

Selon le type d'onde utilisé, on distingue plusieurs technologies de capteurs télémétriques :

- les télémètres à ondes acoustiques (SONAR, SODAR, etc...) ;
- les télémètres à ondes optiques tels les LIDAR ;
- les télémètres à ondes radioélectriques comme les RADAR.

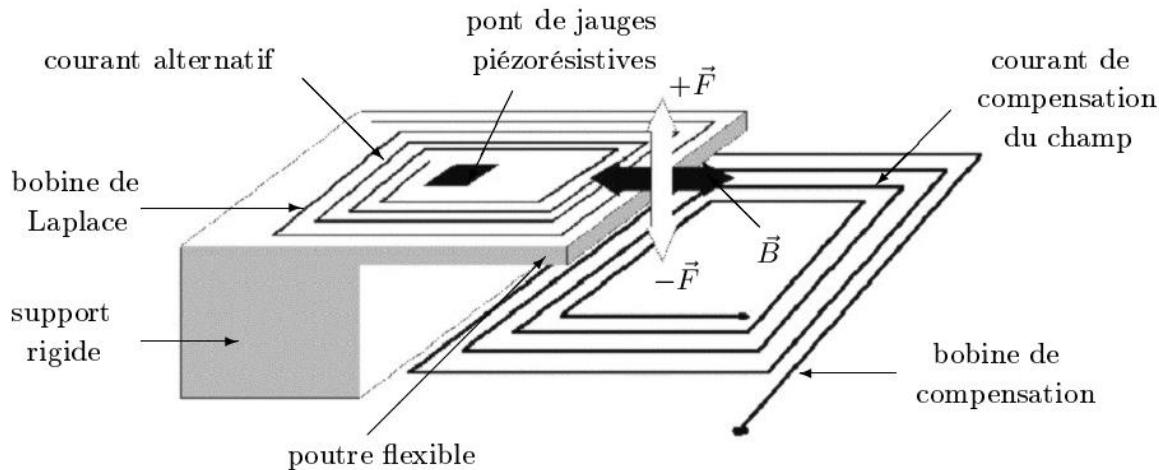
#### 2.4.2.3 Les altimètres barométriques

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. La mesure indiquée par un baromètre est donc fortement liée aux conditions météorologiques de l'environnement dans lequel il évolue.

L'emploi de ce capteur est particulièrement intéressant si on veut qu'un véhicule puisse maintenir automatiquement sa hauteur. [18]

#### 2.4.2.5 Les boussoles ou « compas »

La boussole est un instrument de navigation qui donne une direction de référence qui est généralement le nord sur le plan horizontal et permet ainsi la mesure d'angles horizontaux par rapport à cette direction. Il est gradué de  $0^\circ$  c'est-à-dire la référence jusqu'à  $359^\circ$  dans le sens rétrograde. Evidemment dans la conception des drones, on utilise des boussoles électroniques qui, quant à eux, déterminent la direction du nord magnétique à partir des propriétés électroniques de certains matériaux lorsqu'ils sont soumis à un champ magnétique. Les principales technologies utilisées dans ce type d'instrument sont le « fluxgate », l'effet Hall, la magnéto induction et la magnéto résistivité. En voici son principe expliqué par la figure qui suit :



**Figure 2.13 :** Boussole électronique

Ce type de capteurs sert le plus souvent à gérer l'orientation automatique du drone que l'on appelle IOC ou Headless Mode. [16]

#### 2.4.2.6 Les caméras

La caméra est certainement le capteur le plus polyvalent pour la restitution d'informations concernant un objet et son environnement. Ici, elle permet en effet d'obtenir des renseignements fiables sur la position et l'orientation du véhicule aérien par rapport à une cible à observer.

### 2.5 Calcul d'un drone

#### 2.5.1 Choix moteur-hélice

Pour un multirotor, le choix des moteurs et des hélices est sans doute la tâche la plus fastidieuse lors de la conception d'un drone. En effet, le choix des moteurs ne peut être dissocié du choix des hélices et inversement car c'est l'association de ces deux éléments qui va définir le type de vol que fournira le drone ou faire que celui-ci va décoller ou pas. [14]

Dans le choix de l'association de ces deux éléments alors, il faut tout d'abord savoir leurs caractéristiques ; et pour le moteur, ces caractéristiques sont :

- le rendement exprimée en KiloVolt noté KV. Elle représente le nombre de tours que peut faire le moteur en une minute et pour une volt(V) ;
- l'intensité de courant électrique que le moteur va consommer à pleine charge. Cette valeur est essentiellement très utile dans le choix de l'ESC, car ce dernier devra pouvoir supporter la charge maximale demandée par le moteur ;

- le voltage que le moteur peut supporter est en général une fourchette exprimée en nombre de « S » ou le nombre de cellule qui forment l'accumulateur qui est généralement une Li-Po.

Pour les hélices par contre, les seuls paramètres prise en compte sont la longueur totale et le pas qui sont tous les deux exprimés en pouce.

Au vue de ces caractéristiques, voici à présent les types de vol que l'on attend d'un multirotor :

- vol « nerveux », lorsque le drone présente un comportement très réactifs, ici on attend de ces appareils qu'ils soient rapides ou qu'ils soient capable de faire des acrobaties ;
- vol « stable ». Comme son nom l'indique, ici l'appareil, est capable de fournir un vol plus stable, idéale pour la prise de vue ou les FPV dans le cas des vols en immersion ;
- vol « polyvalent », c'est le type de vol qui se situe entre les deux premières cités précédemment.

Au choix de ce que l'on veut concevoir donc, les principes pour obtenir les types de vols sont les suivantes, si on besoin d'un appareil qui soit rapide et très réactif, voire si on souhaite faire de l'acrobatie, alors dans ce cas il faudra choisir des moteurs ayant une vitesse de rotation très importante et de petites hélices. Dans le cas où la stabilité est primordiale, alors on s'orientera vers des moteurs à fort couple mais avec une faible vitesse de rotation sur lesquels on montera des hélices de grande taille. [21]

Ci-dessous un tableau qui récapitule ce principe en donnant une fourchette de valeur des caractéristiques de chaque élément pour chaque type de vol :

<b>Caractéristiques</b>	<b>Vol nerveux</b>	<b>Vol polyvalent</b>	<b>Vol stable</b>
<b>Longueur hélice (en pouce)</b>	8	8 – 10	10 – 11
<b>Pas géométrique (en pouce)</b>	5	4,5 – 5	4 - 4,5
<b>Rendement Moteur en (KV)</b>	1100 – 1400	900 – 1100	700 – 900

**Tableau 2.03 : Choix hélices et moteurs**

Le tableau ci-dessus rappelle qu'à chaque type d'hélice, on doit choisir le moteur adéquat, parce que, si l'hélice est trop grande et que le moteur n'a pas assez de couple alors il y a un risque de

griller le moteur car l'effort à fournir par celui-ci sera trop important. A l'inverse un moteur avec beaucoup de couple et une petite hélice sera inefficace car, dans ce cas le drone ne prendra pas son envol, faute de générer suffisamment de portance.

### **2.5.2 Calcul alimentation**

L'objectif du calcul de l'alimentation est de savoir environ la capacité nécessaire de l'accumulateur pour obtenir un temps de vol donné, et ceci en fonction des composants qui constituera l'appareil.

Le problème est relativement simple :

- d'un côté, on a un appareil avec une certaines masse total tout inclus : dans cette phase de conception pour obtenir la masse total, on dresse la liste exacte des composants puis on additionne un à un leurs masses fournis par leurs caractéristiques ;
- de l'autre côté, des moteurs et hélices avec certaines capacités (poussée, intensité consommée) ;
- enfin la durée de vol que l'on souhaite avoir.

A partir de ces précédentes données, on souhaite alors savoir les caractéristiques de l'accumulateur. La première étape est de déterminer sur quelle plage de tension l'alimentation va se faire :

$$U = \frac{RPM}{\mathcal{R}} \quad (2.09)$$

Où,

$U$  : tension d'alimentation exprimée en Volt

$RPM$  : tour par minute (Revolution Per Minute)

$\mathcal{R}$  : rendement du moteur exprimé en KV

Pour le  $RPM$  dans la pratique, on sait qu'il faut en général :

- 12 000 tours max pour du vol « nerveux » ;
- 10 000 tours max pour du vol « normal » ;

- 8 000 tours max pour du vol « stable ».

La seconde étape est de déterminer le rapport masse et poussés ou  $WTL$  :

$$WTL = \frac{M_T}{\Gamma} \quad (2.10)$$

Où,

$WTL$  : rapport masse/poussé (Weight to Lift Ratio)

$M_T$  : masse totale exprimée en gramme(g) ou Kilogramme (Kg) selon le cas

$\Gamma$  : poussée exprimée en gramme(g) ou Kilogramme (Kg)

Ici,  $\Gamma$  représente la somme de poussé de chaque ensemble moteur-hélice que l'appareil à concevoir doit posséder, mais pour calculer individuellement ce poussé, on utilise le formule d'Abbott :

$$\Gamma = 28,35 * pas * Diametre^3 * RPM^2 * 10^{-10} \quad (2.11)$$

On voit donc que la poussée est fonction du pas, du diamètre de l'hélice et de la vitesse de rotation du moteur.

Ensuite, l'étape suivante est de déterminer la consommation en vol stationnaire de l'appareil :

$$C_{Vs} = WTL * C_m * n \quad (2.12)$$

Avec,

$C_{Vs}$  : consommation de l'appareil en vol stationnaire en A (Ampère)

$WTL$  : rapport masse/poussé

$C_m$  : consommation à pleine charge de chaque moteur qui est caractéristique de chaque moteur en Ampère

$n$  : nombre de moteur que compte l'appareil

Enfin, la dernière étape est de calculer la capacité de l'accumulateur :

$$C_{Accu} = \tau_v * C_{Vs} \quad (2.13)$$

Où,

$C_{Accu}$ : capacité de l'accumulateur exprimée en mAh

$\tau_v$  : temps de vol souhaité exprimée en heure

$C_{Vs}$  : consommation en vol stationnaire

## 2.6 Conclusion

La conception est une étape très importante dans notre démarche car elle permet de nous montrer une vue d'ensemble de notre projet avant d'entamer sa réalisation pratique. Ceci a pour avantage de comprendre tout d'abord les différentes places qu'occupe chaque élément du système, toutes les configurations possibles des matériels et leurs performances pour ensuite être en mesure d'achever notre but.

## CHAPITRE 3

### REALISATION DU VEHICULE SANS PILOTE QUADROTOR

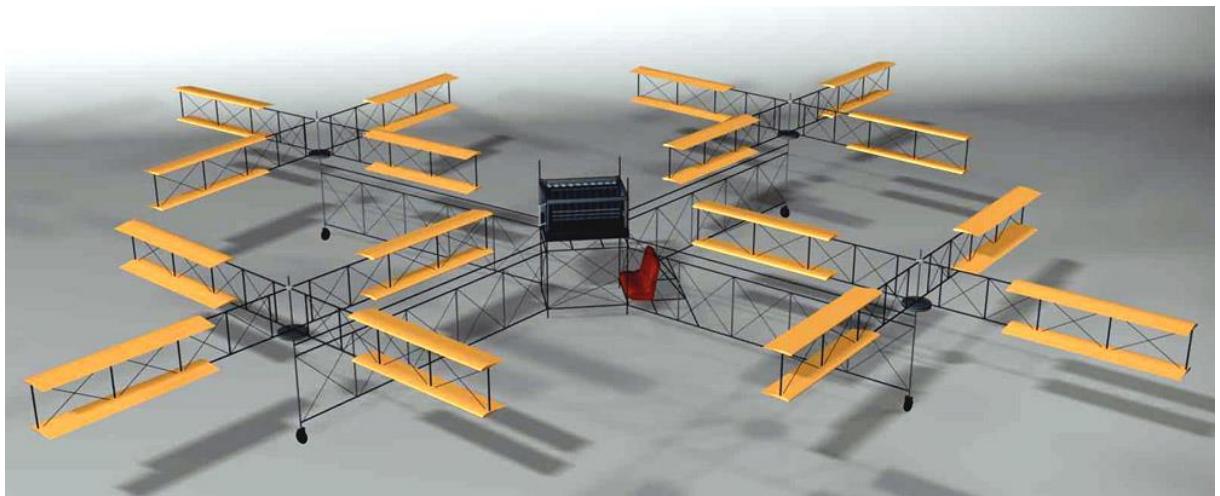
#### 3.1 Introduction

Dans cette partie sera présentée la mise en œuvre pratique du projet de construction du drone quadrotor. On verra pour cela, un petit historique de ces appareils en mettant en évidence leur utilité et la logique de leur déplacement. On va aussi indiquer les plans et mesures que l'on lui a donnés en énumérant les caractéristiques des matériels utilisées pour sa construction, puis les caractéristiques de notre quadrotor lui-même.

#### 3.2 Histoire des Quadrotors

Le quadrotor est comme nous avons vus en prélude dans le précédent chapitre, un engin volant doté de quatre moteurs placés aux extrémités d'une forme en croix ou en « H ». Ce sont ces quatre rotors qui fournissent la force verticale vers le haut ou portance qui permet à l'appareil de s'élèver. En vol, le quadri-rotor peut évoluer suivant ses axes de lacet, tangage et roulis ainsi qu'en translation dans l'ensemble des directions.

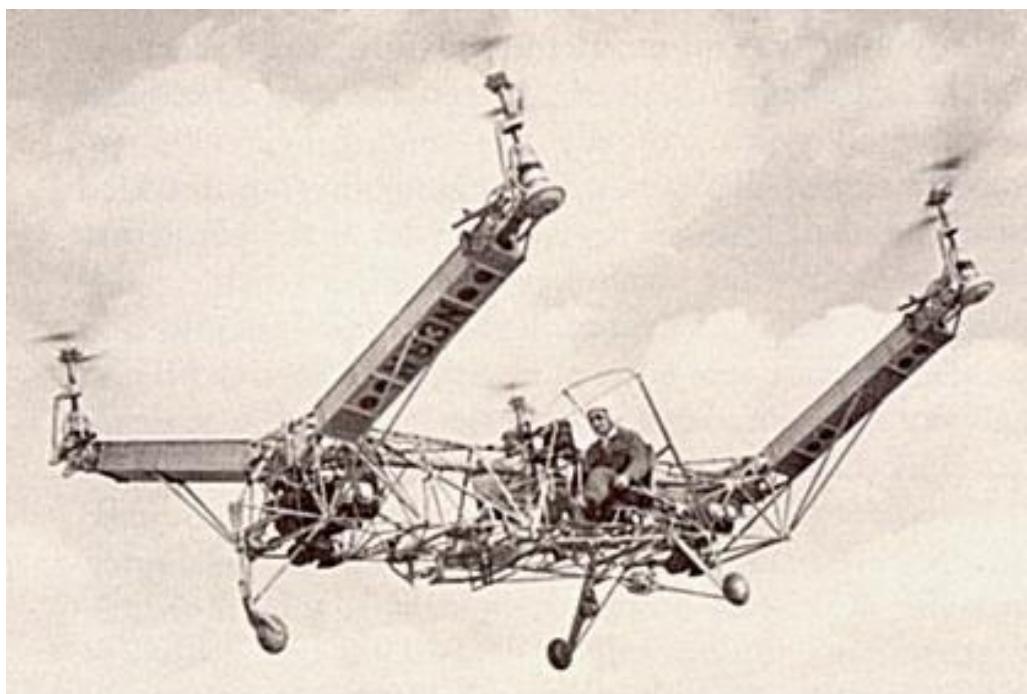
Les premières générations de quadrotor étaient caractérisées par une grande taille et de mauvaises performances dynamiques. Le premier quadrotor était le Gyroplane n°1 « Breguet-Richet », conçu par les frères scientifiques français Louis et Jaque Breguet en collaboration avec le professeur Charles Richet en 1907. [22]



**Figure 3.01 :** Gyroplane Breguet-Richet

Même si le Breguet Richet était perçu comme étant une prouesse technique pour son époque, elle n'en pesait pas moins de 500 Kilogrammes et ne pouvait pas s'éloigner du sol que d'une distance de 150 centimètre en plus d'être incontrôlable.

Au fil des années, plusieurs scientifique et ingénieurs se sont pencher sur le sujet des quadrotor, mais aucun modèle n'était assez abouti, soit à cause de sa conception même, ou soit parce qu'il était difficile à contrôler. Ce n'est que dans les années 50 que Convertawings a construit un quadrotor du même nom qui prouvait enfin la possibilité de voler avec ce genre d'appareil. Entrainées par deux moteurs « continental » à l'aide d'un système de courroies, ce quadrotor est parfaitement pilotable, néanmoins, ce modèle débouche aussi sur une impasse en raison d'un manque d'intérêt commercial.



**Figure 3.02 :** Convertawings

Au cours des dernières décennies, grâce à l'avancement des techniques de production et l'innovation connu dans la technologie des capteurs et des calculateurs numériques, qui tendent particulièrement vers la miniaturisation et la haute précision, une nouvelle génération de quadrotor a vu le jour, c'est le début d'apparition des véhicules aériens non habités.

### 3.3 Domaine d'application

De nos jours, les drones quadrotor ont un large domaine d'application en passant par les livraisons de colis, le scan 3D des monuments, le lever topographique et jusqu'à l'épandage en agriculture, mais celles que l'on rencontre le plus souvent sont citées ci-dessous :

- ***application media*** : d'une façon générale l'histoire du drone quadrotor dans le domaine civil a commencé par les prises de photos et de vidéo. En effet, la photographie aérienne est l'application la plus simple et évidente que l'on peut faire avec les drones, parce que les types de photos obtenus constituent un solide argument pour présenter une grande propriété, un chantier et parc sous les meilleurs angles. Dans cette application c'est surtout, les publicitaires et les professionnels du tourisme, les journalistes qui s'y intéressent de près ;
- ***surveillance et collecte d'information*** : cette application intéresse en premier lieu les acteurs institutionnels de sécurité : police, gendarme, sécurité civile. Ici, le quadrotor est bien utiles grâce à sa capacité de faire des vols stationnaires pour rester un certain temps au-dessus de la zone à surveiller ;
- ***mission dangereuse*** : là où l'homme ne peut se rendre sans mettre en péril sa santé, le quadrotor peut le remplacer. En effet, cet appareil piloter à distance peut réussir à accéder à des zones dangereuses pour analyser les dégâts causés par des catastrophes naturelles ou des incendies par exemple. Ce véhicule est de par sa configuration, idéal pour le déplacement dans les environnements hostiles ou à accès difficile. [23]

### 3.4 Théorie de vol

Dans cette partie sur la théorie de vol, on reprend le repère inertiel et le repère de navigation que l'on a défini dans le premier chapitre (1.5.2).

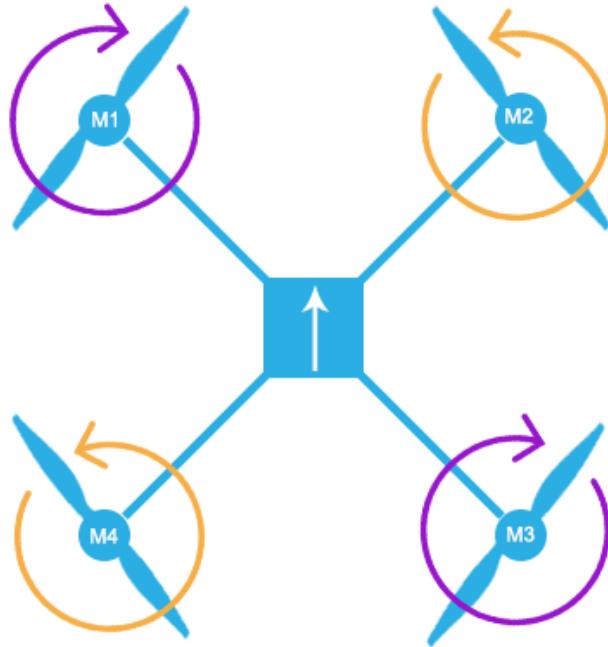
#### 3.4.1 Principe de vol d'un quadrotor

Comme on le sait déjà le quadrotor vole grâce à la portance du couple moteur-hélice, mais 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 qui est le sens horaire, et les deux autres dans l'autre sens ou contre horaire. Pour pouvoir diriger l'appareil, il est nécessaire que chaque couple d'hélice tournant dans le même sens soit placé aux extrémités opposées d'une branche de son châssis.

Le fonctionnement de ce genre d'appareil est assez particulier. En faisant varier astucieusement la puissance des moteurs, il est possible de le faire évoluer dans n'importe quel point du repère de

navigation et grâce à sa configuration il possède six degrés de libertés ou DDL ; c'est-à-dire trois mouvements de rotation autour de chaque axe du repère et trois mouvements de translation.

Voici donc ci-dessous la figure montrant la rotation de chaque hélice du quadrotor :

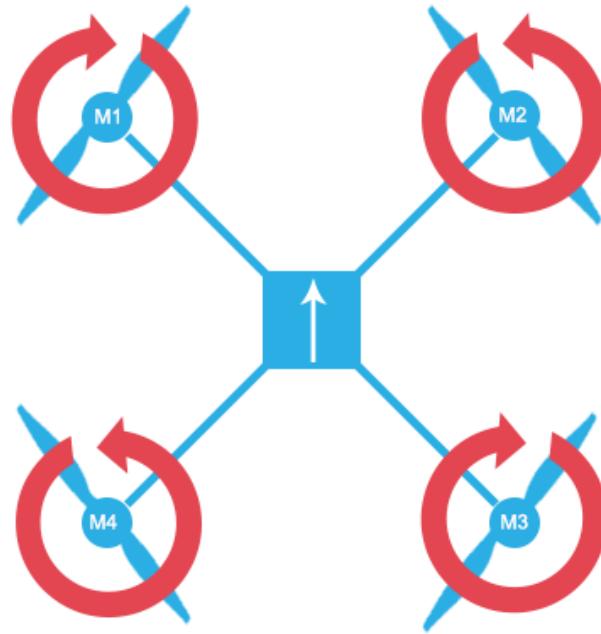


**Figure 3.03 :** Sens de rotation des moteur

On voit donc grâce à ce figure que si on numerote chaque moteur  $\{M_1, M_2, M_3, M_4\}$  dans le sens de l'orientation d'une montre, alors, les moteurs  $M_1$  et  $M_3$  tourne dans le même sens CW et les moteur  $\{M_2, M_4\}$  tourne dans le sens CCW et que l'avant de l'appareil se situe entre les moteurs  $\{M_1, M_2\}$ .

### 3.4.2 Le gaz

Afin de planer, toute la force de portance devrait seulement être le long de l'axe z avec une grandeur exactement opposée à la force de pesanteur. D'ailleurs, la force de portance créée par chaque rotor doit être égale pour empêcher le véhicule de renverser plus sur un côté. Par conséquent, la poussée produite par chaque rotor doit être identique [24]. Le mouvement ascendant et descendant est obtenu par la variation de la vitesse de rotation des moteurs et donc par conséquent de la poussée produite, si la force de portance est supérieure au poids du quadrotor le mouvement est ascendant et si la force de portance est inférieure au poids du quadrotor le mouvement est descendant.



**Figure 3.04 : Le gaz**

Donc, pour monter, on augmente la vitesse des moteurs simultanément, tous les moteurs tournent au même régime et inversement pour descendre. C'est la commande des gaz qui se traduit par une translation suivant l'axe  $\{z_b\}$  du repère de navigation.

### 3.4.3 Le tangage

Maintenant, montrons comment un mouvement de translation en avant et en arrière est obtenu. Dans ce cas, on applique un couple autour de l'axe  $\{y_b\}$ , c'est-à-dire en appliquant une différence de poussée entre les rotors situés à l'avant de l'appareil  $\{M_1, M_2\}$  et les rotors à l'arrière  $\{M_3, M_4\}$ . Ce mouvement de rotation autour de  $\{y_b\}$  est couplé avec un mouvement de translation selon l'axe  $\{x_b\}$ . [25]

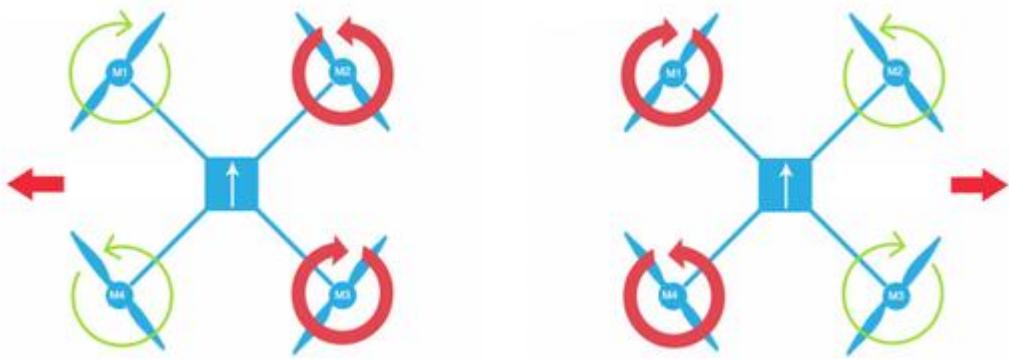


**Figure 3.05 :** Le tangage

Comme on le voit sur la figure ci-dessus, 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.

#### 3.4.4 Le roulis

Passons maintenant à la translation à gauche et à droite de notre quadrotor. Dans ce cas, on applique un couple autour de l'axe  $\{x_b\}$ , c'est-à-dire en appliquant une différence de poussée entre les rotors latéraux. Réciproquement au mouvement de tangage, ici le mouvement de rotation autour de l'axe  $\{x_b\}$  est couplé avec un mouvement de translation selon l'axe  $\{y_b\}$ .



**Figure 3.06 :** Le roulis

Pour incliner vers la gauche, on va diminuer les moteurs de gauche  $\{M_1, M_4\}$  et augmenter ceux de droite  $\{M_2, M_3\}$  et inversement pour incliner vers la droite. Cette action s'appelle le roulis

### 3.4.5 Le lacet

Voyons maintenant la manière d'obtenir la rotation autour de l'axe  $\{Z_b\}$ . Dans ce cas, nous devront appliquer un couple autour de l'axe z, qui est fait en appliquant une différence de vitesse entre les moteur  $\{M_1, M_3\}$  et  $\{M_2, M_4\}$ . Ce mouvement n'est pas un résultat direct de la poussée produite par les propulseurs mais par les couples réactifs produits par la rotation des rotors [24]. La direction de la force de poussée ne décale pas pendant le mouvement, mais l'augmentation de la force de portance dans une paire de rotors doit être égale à la diminution des autres paires pour s'assurer que toute la force de poussée demeure la même.



**Figure 3.07 : Le lacet**

Le mouvement de lacet consiste donc à augmenter la vitesse d'une paire de moteurs sur le même axe et inversement.

## 3.5 Cahier des charges du projet

Dans cette partie, on parlera des contraintes que l'on va imposer à notre quadrotor dans sa réalisation en fonction de son utilisation, qui est pour nous un quadrotor pouvant effectuer les trois types de vols c'est-à-dire nerveux, polyvalent et stable.

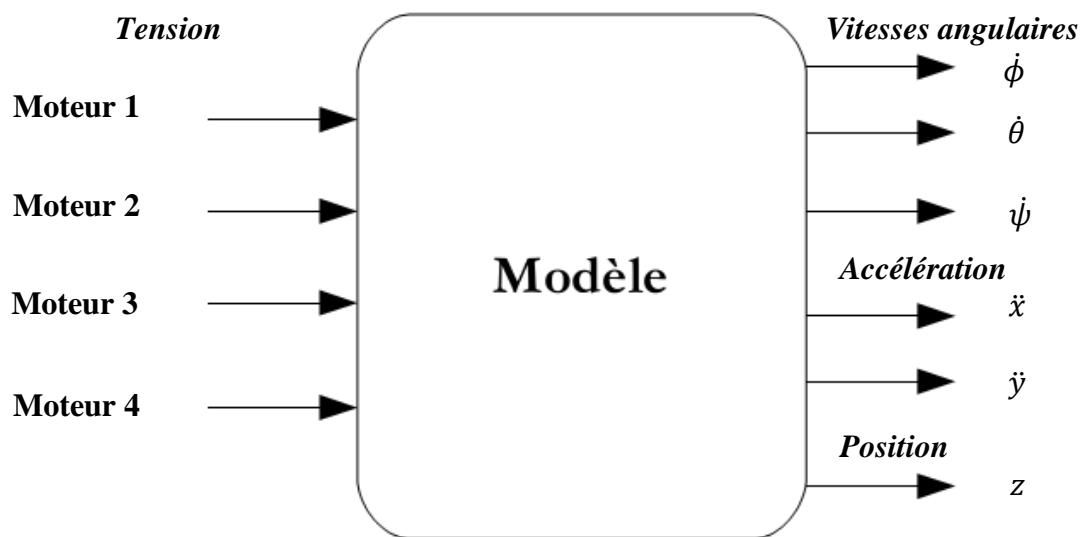
Voici donc la liste des critères qu'il faut respecter dans la réalisation de ce projet :

- la masse du quadricoptere doit être inférieure à 1,5 kg pour une envergure maximale d'un mètre ;
- on reprenant le repère défini dans la partie 1.5.2, le châssis doit avoir une parfaite symétrie des plans  $(x_B, z_B)$  et  $(y_B, z_B)$  ;
- l'appareil doit pouvoir effectuer du vol stationnaire ;
- l'appareil doit avoir une autonomie supérieure à 10 minutes ;
- l'appareil une fois terminer doit pouvoir supporter une charge utile jusqu'à 500g ;

- le quadrotor doit implémenter les fonctionnalités de contrôle de l'assiette ou remise à plat automatique lors des vents brusque ;
- rendre le pilotage aussi facile que possible en utilisant un radiocommande adéquate et en attribuant stratégiquement à chaque mouvement de l'appareil à un canal de celui-ci.

### 3.6 Modèle dynamique du quadrotor

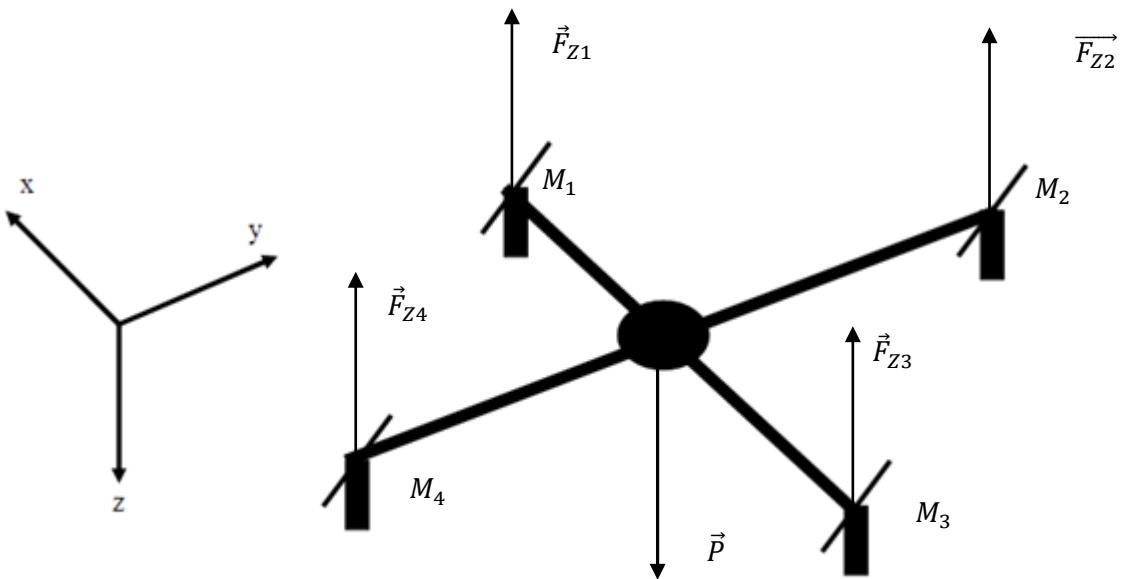
Le modèle dynamique du quadrotor peut être vu comme un système où les évolutions spatiales du quadrotor sont les sorties et la tension de chacun de ses moteurs sont les entrées.



**Figure 3.08 :** Modèle global du quadrotor

Pour de raison pratique, on va présenter ici une modélisation dynamique pour un quadrotor avec une configuration de type « + » ou le moteur  $M_1$  est l'avant de l'appareil comme le montre la **Figure 3.09**

Evidemment, le modèle complet que l'on obtiendra à la fin, représenteras tout aussi bien les quadrotors de type « + » et de type « X »



**Figure 3.09 : Quadrotor « + »**

### 3.6.1 Les forces et les moments agissants sur le quadrotor

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

#### 3.6.1.1 Les forces

- le poids donné par :

$$P = mg \quad (3.01)$$

Où,

$m$  : la masse totale

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

- les forces de poussée : ces forces sont proportionnelles au carré de la vitesse de rotation des moteurs.

$$\begin{aligned} F_Z &= F_{Z1} + F_{Z2} + F_{Z3} + F_{Z4} \\ F_{Zi} &= k\Omega_i^2 \end{aligned} \quad (3.02)$$

Avec,

$F_{Zi}$  : poussée individuelle de chaque couple moteur hélice

$F_Z$  : poussée totale

$k$  : coefficient de poussé

$\Omega_i$  : vitesse de rotation du moteur  $i$

- Les trainées qui agissent sur les pales et qui sont aussi proportionnelles au carré de la vitesse de rotation de l'hélice :

$$F_{xi} = b\Omega_i^2 \quad (3.03)$$

Avec,  $b$  le coefficient de trainée.

### 3.6.1.2 Les moments

- **La rotation autour de l'axe x, elle est due au moment suivant :**

$$M_x = l(F_{z4} - F_{z2}) = lk(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \quad (3.04)$$

Avec,  $l$  la demi-envergure du quadrotor.

- **La rotation autour de l'axe y :**

$$M_y = l(F_{z3} - F_{z1}) = lk(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \quad (3.05)$$

- **La rotation autour de l'axe z :**

$$M_z = F_{x2} + F_{x4} - F_{x1} - F_{x3} = b(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2) \quad (3.06)$$

- **Effet gyroscopique :**

L'effet gyroscopique se définit comme la difficulté de modifier la position ou l'orientation du plan de rotation d'une masse tournante. L'effet gyroscopique est ainsi nommé en référence au mode de fonctionnement du gyroscope, appareil de contrôle de mouvement utilisé pour ce type d'appareil. [26]

Dans notre cas, il y a deux moments gyroscopiques, le premier est le moment gyroscopique des hélices :

$$M_{gh} = \sum_{i=1}^4 \omega \wedge I_r [0 \ 0 \ (-1)^{i+1} \Omega_i]^T \quad (3.07)$$

Avec,

$I_r$  : le moment d'inertie des moteur en  $kg.m^2$

$\omega$  : la vitesse angulaire exprimée dans le repère fixe en  $rad/s$

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

$$M_{gm} = \omega \wedge I \cdot \omega \quad (3.08)$$

Ici,  $I$  est la matrice d'inertie du système définie par l'équation (1.02)

### 3.6.2 Développement de l'équation Newton-Euler

En utilisant la formulation de Newton-Euler des dynamiques d'un corps rigide de masse  $m$  soumis à des forces externes comme suit :

$$M_t = I\dot{\omega} + M_{gh} + M_{gm} \quad (3.09)$$

En remplaçant chaque terme par son expression on obtient :

$$M_t = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + I_r \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \Omega_t \quad (3.10)$$

Avec,  $\Omega_t = \Omega_1 + \Omega_3 - \Omega_2 - \Omega_4$

Finalement, à partir de cette relation, on obtient les équations différentielles décrivant le mouvement du quadrotor [27] [28] :

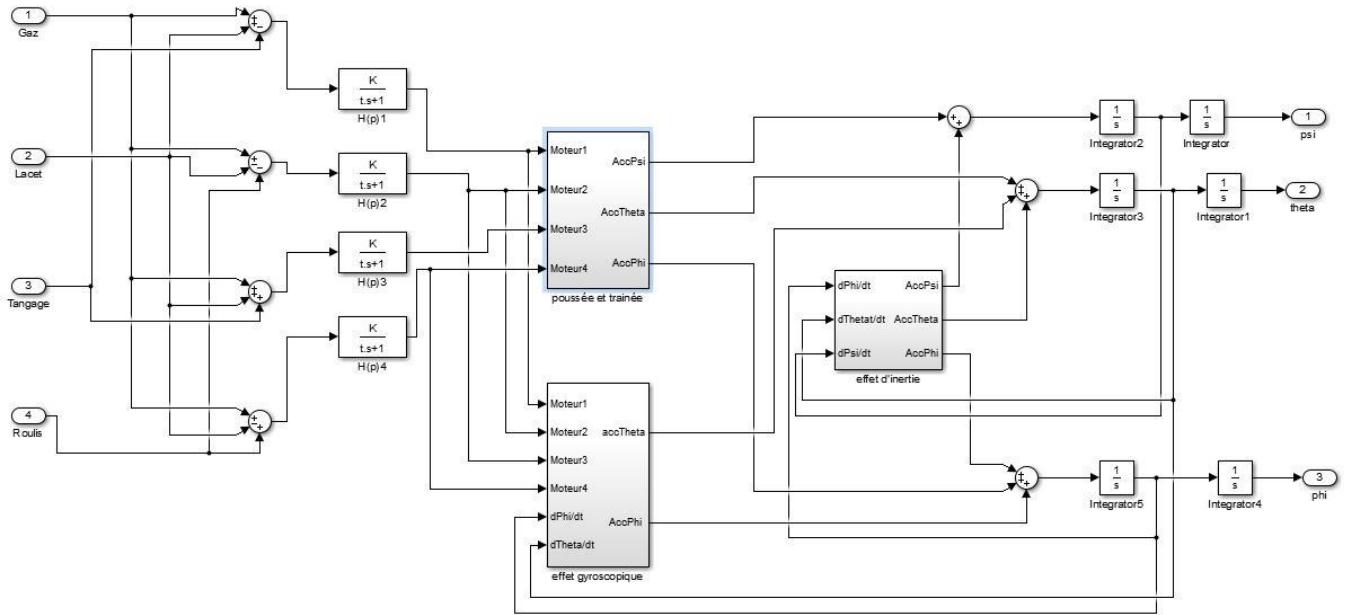
$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \frac{(I_{yy} - I_{zz})}{I_{xx}} \dot{\theta} \dot{\psi} - \frac{I_r(\Omega_1 + \Omega_3 - \Omega_2 - \Omega_4)}{I_{xx}} \dot{\theta} + \frac{lk(\Omega_4^2 - \Omega_2^2)}{I_{xx}} \\ \ddot{\theta} = \frac{(I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}} \dot{\psi} \dot{\phi} + \frac{I_r(\Omega_1 + \Omega_3 - \Omega_2 - \Omega_4)}{I_{yy}} \dot{\phi} + \frac{lk(\Omega_3^2 - \Omega_1^2)}{I_{yy}} \\ \ddot{\psi} = \frac{(I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}} \dot{\phi} \dot{\theta} + \frac{b(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2)}{I_{zz}} \end{cases} \quad (3.11)$$

### 3.6.3 Modélisation sous Simulink

Connaissant les relations entre les poussées des différents moteurs, les accélérations angulaires traduites par (3.11) et connaissant la fonction de transfert des moteurs de l'équation (2.08) qui, quand on néglige l'inductance de l'ordre de milli Henri par rapport à la résistance interne peut être rapprochée à un système de premier ordre :

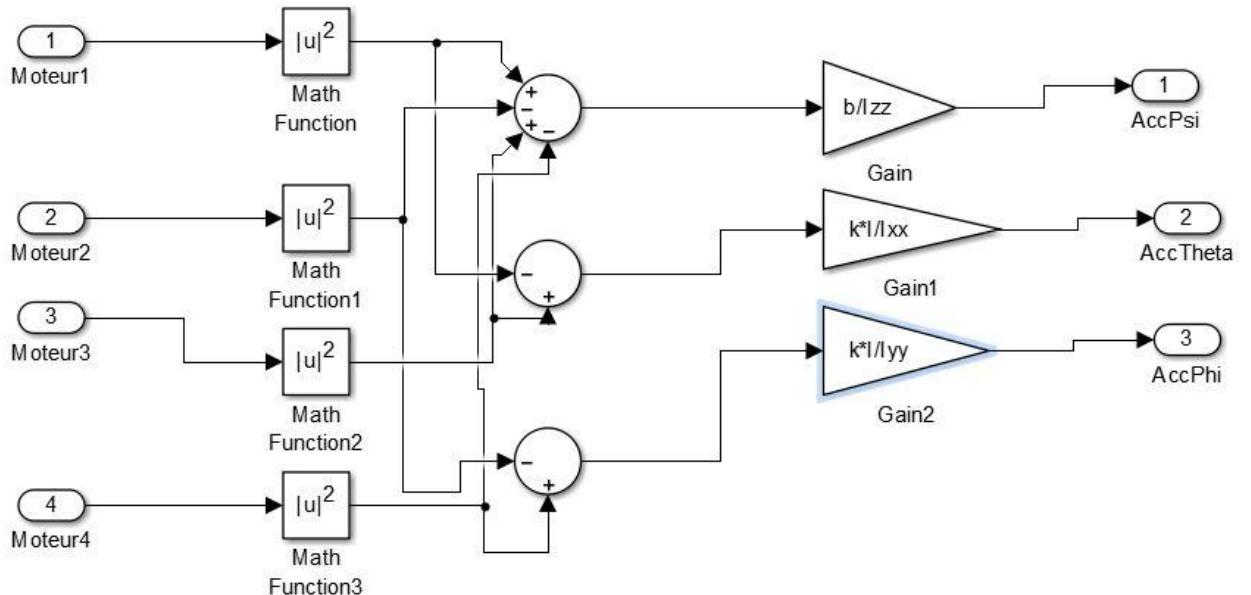
$$H(p) = \frac{K}{1 + \tau p} \quad (3.12)$$

On peut établir un modèle sous Simulink



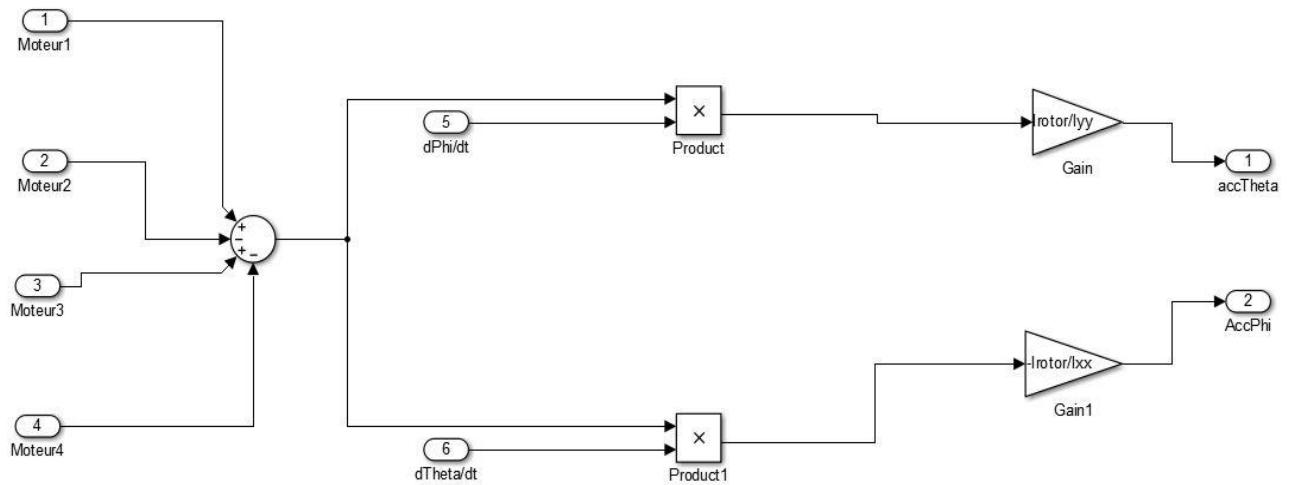
**Figure 3.10 :** Modèle Simulink du quadrorotor

Le schéma suivant représente la modélisation sous Simulink de la poussée et de la traînée :



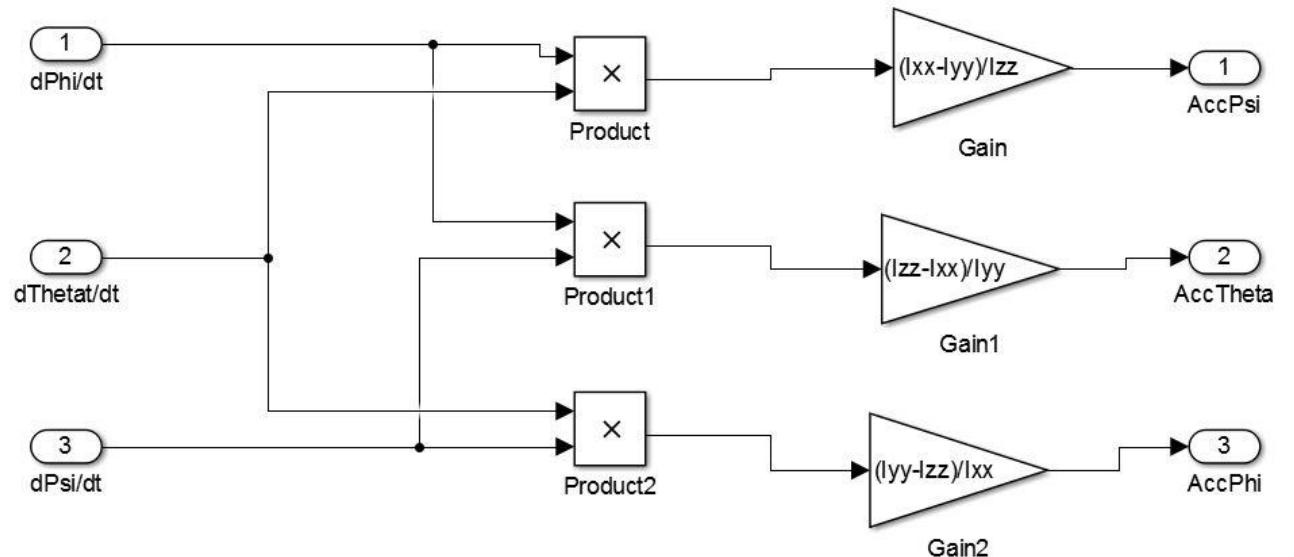
**Figure 3.11 :** Sous-système « poussée et trainée »

Ensuite, voici comment est représenté le sous-système effet gyroscopique :



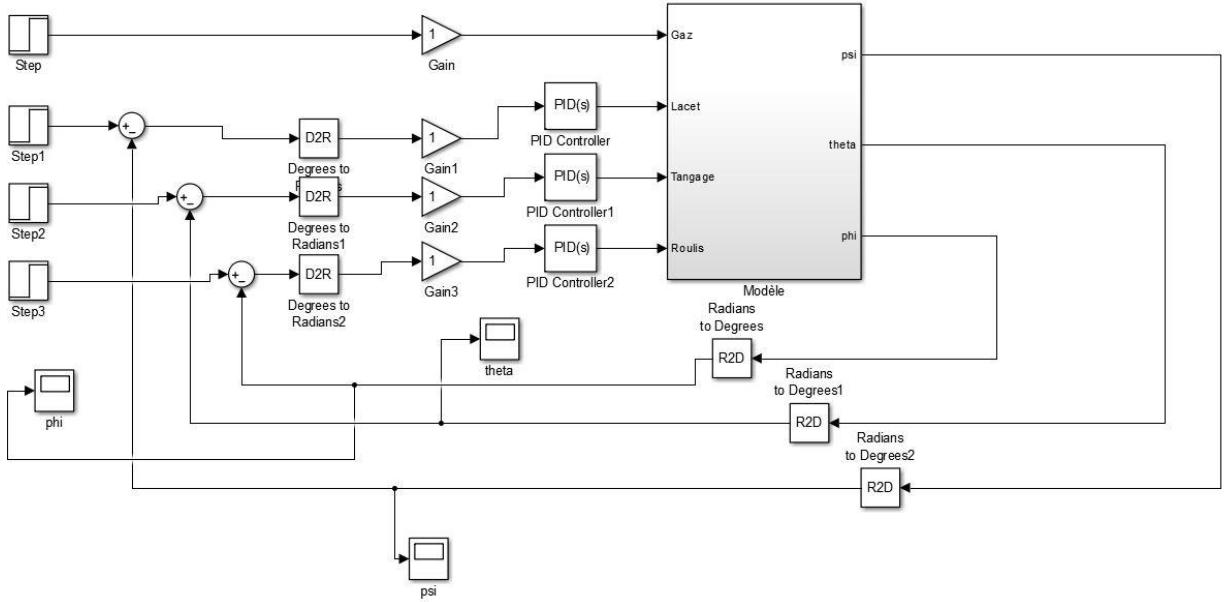
**Figure 3.12 : Sous-système « effet gyroscopique »**

La figure suivante montre la modélisation sous Simulink de l'effet d'inertie :



**Figure 3.13 : Sous-système « effet d'inertie »**

Et pour finir, voici comment se présente la régulation PID



**Figure 3.14 :** Correction PID

### 3.6.4 Résultat de la simulation

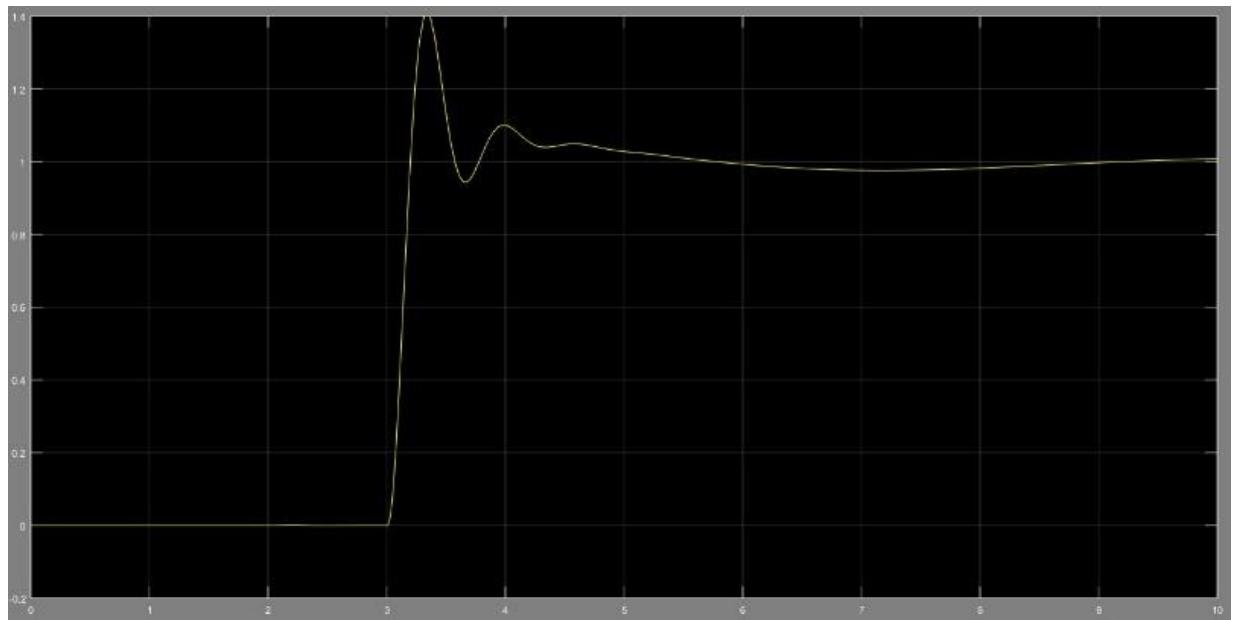
Dans cette partie sont donc présentés les résultats de la simulation correspondant au modèle sous Simulink avec les paramètres de notre quadrotor qui sont présentés par le tableau suivants :

Nom	Symbole	Valeurs
Inertie autour de l'axe $\{x_b\}$	$I_{xx}$	0,025 Kg.m <sup>2</sup>
Inertie autour de l'axe $\{y_b\}$	$I_{yy}$	0,025 Kg.m <sup>2</sup>
Inertie autour de l'axe $\{z_b\}$	$I_{zz}$	0,03 Kg.m <sup>2</sup>
Demi-envergure	$l$	0,25 m
Inertie des moteurs	$I_r$	$7,8 \times 10^{-7}$ Kg.m <sup>2</sup>
Coefficient de poussée	$k$	$1,9 \times 10^{-5}$ N/rad/s
Coefficient de trainée	$b$	$1,84 \times 10^{-6}$ N.m/rad/s
Gain statique des moteurs	K	157
Constante de temps	T	0,15

**Tableau 3.01 :** Paramètre du quadrotor

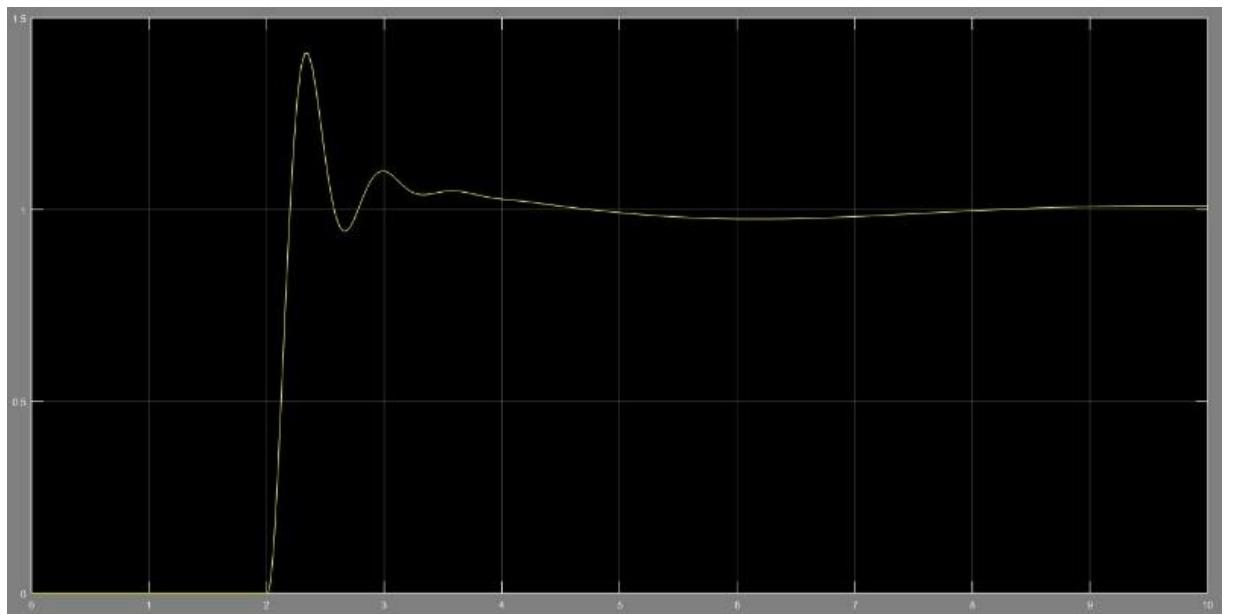
Ces paramètres sont obtenues soit par les fiches techniques des appareils que l'on envisage d'utiliser, soit en prenant celles d'un véhicule de même caractéristiques que celle de notre cahier de charge comme c'est le cas des moments d'inertie par rapport au axes.

Pour la commande de roulis, avec  $K_p = 0,4$ ,  $K_I = 0,6$  et  $K_D = 0,7$



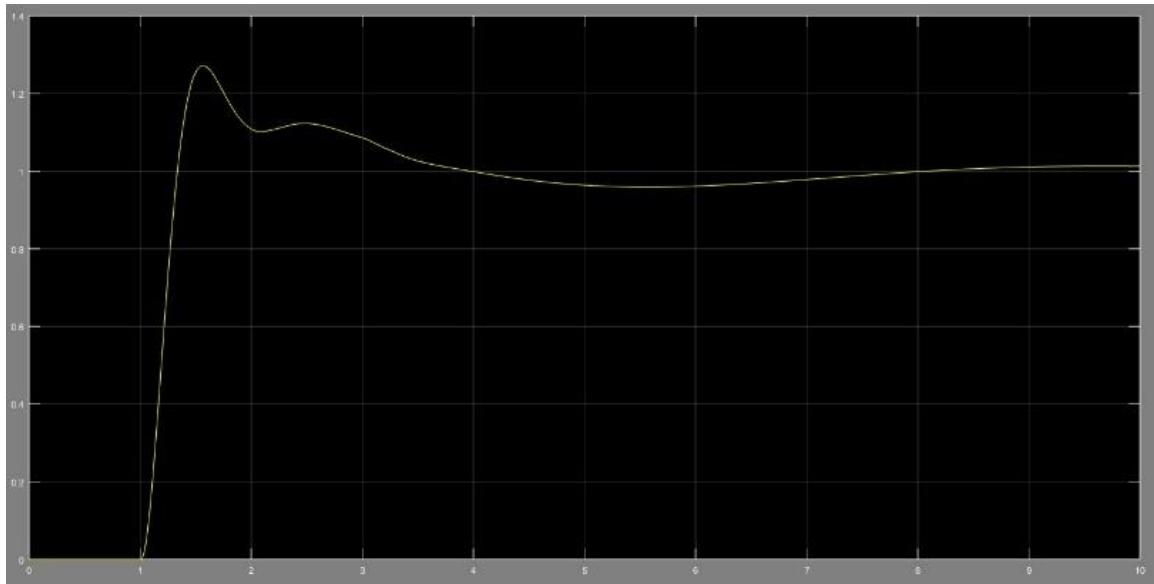
**Figure 3.15 :** Evolution angle  $\phi$

Pour la commande de tangage, avec  $K_p = 0,4$ ,  $K_I = 0,6$  et  $K_D = 0,7$



**Figure 3.16 :** Evolution angle  $\theta$

Pour la commande de lacet, avec  $K_p = 0,3$ ,  $K_I = 0,3$  et  $K_D = 0,5$

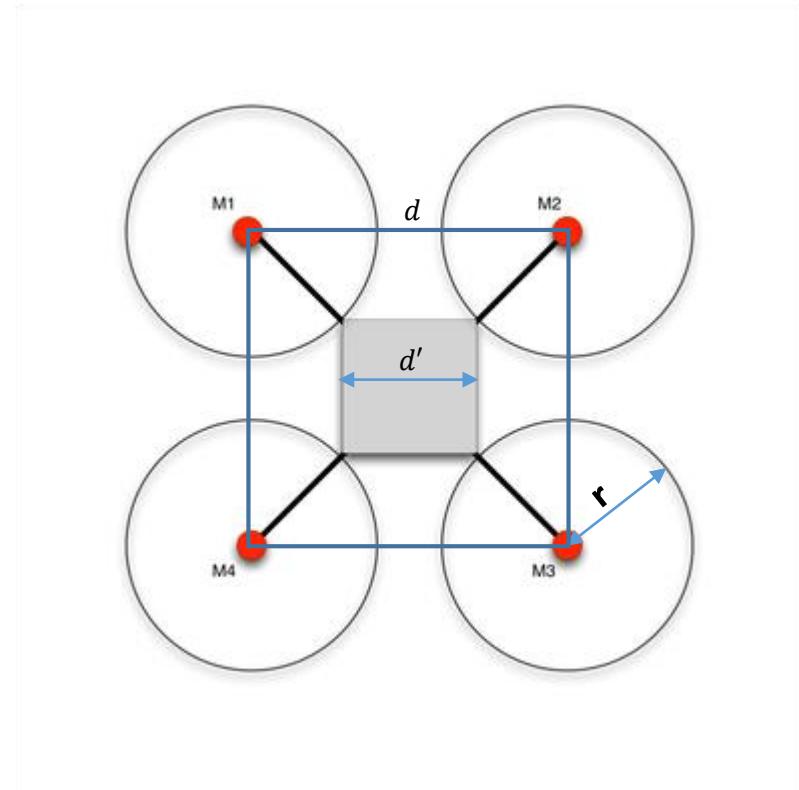


**Figure 3.17 :** Evolution angle  $\psi$

C'est ici donc que réside la clé de capacité d'adaptation de notre drone. En effet, il faut choisir convenablement les coefficients  $K_p$ ,  $K_I$  et  $K_D$  pour que notre véhicule change son comportement qui comme on le voit sur les schémas des évolutions d'angle, de nerveux en stable ou polyvalent.

### 3.7 Plan et mesure

Dans la réalisation de ce drone, l'une des tâches les plus ardue à laquelle il faut s'attarder est la construction du châssis qu'ici on a choisi de réaliser avec du tasseau en bois de sapin car comme on a vu dans le tableau (2.02) c'est un matériel rigide mais souple à la fois et il transmet moins les vibrations que d'autres matériaux tel l'aluminium, de plus, en cas de crash le bois peut casser, cela se révèle salvateur pour l'électronique de bord de l'engin. Pour bien respecter les contraintes et avoir quelques choses de cohérent dans cette partie, la première chose à faire est d'esquisser un plan contenant les mesures et formes de notre futur châssis, mais avant, il peut être utile de déterminer tout d'abord ce qu'on veut réaliser exactement.



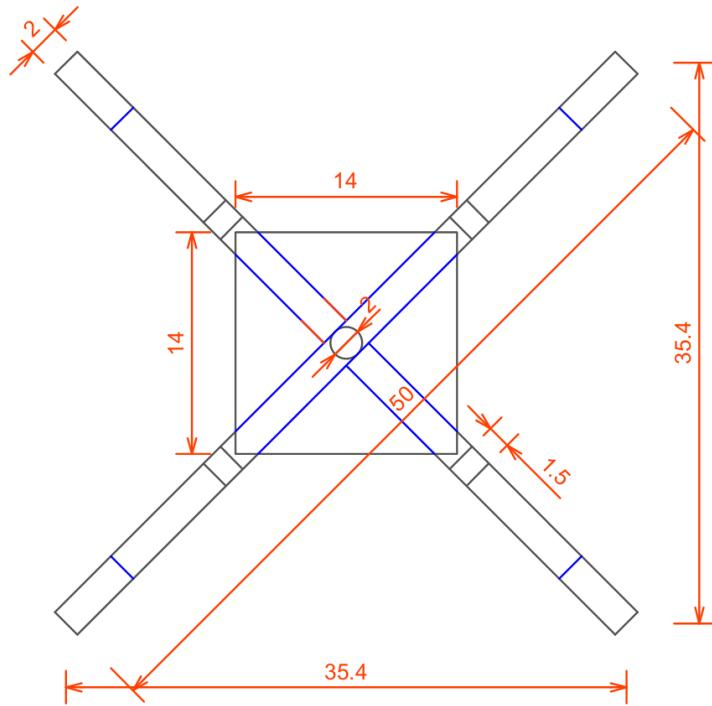
**Figure 3.18 :** Croquis du projet

Comme on l'aperçoit sur la figure ci-dessus, pour dimensionner le cadre, on a considéré celui-ci comme un carré  $M_1M_2M_3M_4$  de coté  $d$ . On trace une diagonale entre  $M_1M_3$ ,  $M_2M_4$  et on se retrouve avec des triangles rectangles isocèles. Les moteurs sont les points à chaque sommet du carré. Pour que le quadrotor puissent voler, il faut que les hélices fixées à chaque moteurs ne se touchent pas lorsque que ces derniers effectuent un mouvement de rotation, il faut donc que la distance entre chaque moteur soit supérieure à  $d$  en mettant une certaine marge pour s'assurer de son bon fonctionnement.

Pour retrouver les mesures des diagonales, car le châssis c'est à dires les tasseaux en bois, se résume essentiellement au diagonales, on utilise les propriétés des triangles rectangles

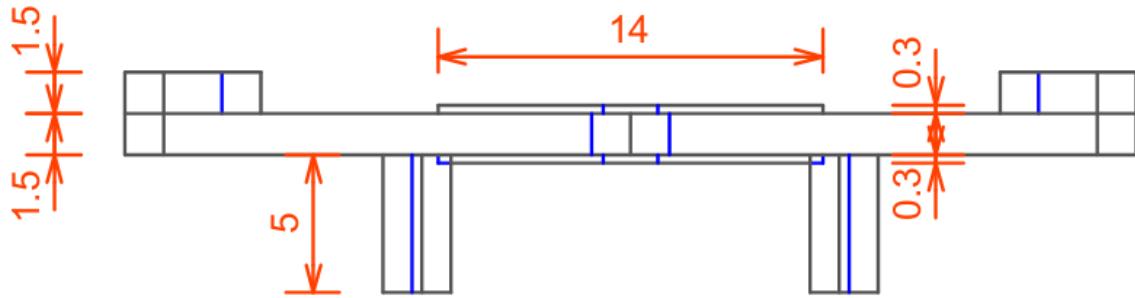
Pour notre projet, on a choisi de faire simple et on prévoit d'embarquer juste l'électronique de vol de n'intégrer aucun autre dispositif pour des charges utiles, ce qui prend relativement peu de places, c'est pour cela que dans notre plan on a représenté un autre carré plus petit de côté  $d'$  à l'intérieur de  $M_1M_2M_3M_4$  que l'on prévoit réaliser avec du contreplaqué.

En tenant compte des contraintes citées précédemment, les figures suivantes montrent les plans de notre véhicule aérien effectué sous Autocad.



**Figure 3.19 :** Vue de dessus

Remarquons que sur les Figures (3.19) ci-dessus et (3.20) ci-dessous, l'unité que l'on utilise est le centimètre.



**Figure 3.20 :** Vue de face

Comme on le voit sur les figures ci-dessus, surtout dans la vue de face on a surélevé sur les extrémités de chaque diagonale et on a doté un train d'atterrissement notre châssis. La surélévation, c'est pour que l'électronique de bord et les câblages n'encombrent pas le couple hélice-moteur. Le train d'atterrissement quant à lui, c'est pour éviter que la batterie du quadrotor que l'on envisage de mettre en dessous prenne des coups violents lors d'un crash ou d'un atterrissage musclé.

L'établissement de ces plans est nécessaire car le châssis doit être construit de façon précise pour éviter que l'une des cotés soit plus lourds que d'autres, ce qui handicaperait certainement notre UAV de façon irrémédiable. On peut dire donc que le châssis est construit en fonction des matérielles que l'on envisage d'y fixés ou bien que l'on dispose. Si une des matériels change il faut revoir le plan.

Précisons que pour la réalisation de ce châssis, dans un souci de gagner en poids, on n'a utilisé aucune vis ou écrous. Par conséquent, toutes les parties ont été assemblées au col à bois.

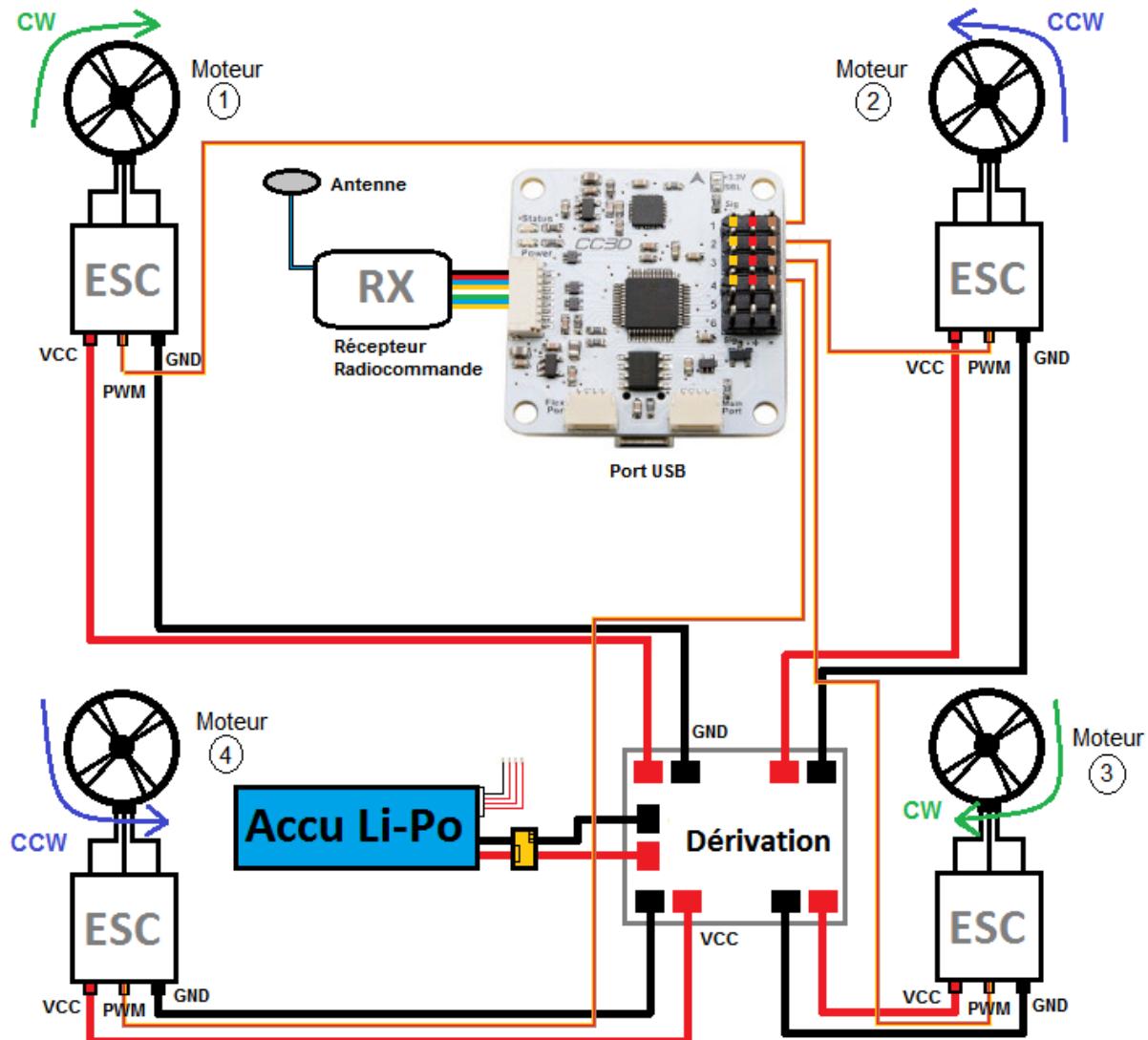
### **3.8 Mise en œuvre du côté matériel à bord**

Dans cette partie on va parler de l'électronique de vol c'est-à-dire des matérielles qui se trouvent à bord du châssis. Le tableau suivant présente une liste des principaux équipements que l'on a mis en œuvre dans cette partie réalisation :

Matériels	Caractéristiques	Illustration
<b>Contrôleur de vol</b>	CC3D Evo avec processeur : 32 bits, 6 entrées PWM RC standards, 12 voies PPM en entrée, gyroscope et accéléromètre : 3 axes MPU-6000, 36x36mm, masse : 9g	
<b>Moteur</b>	A2212 13 T 1000 KV, efficacité maximale : 80%, Courant à vide : 0.5A @ 10V, résistance : 0.090 Ohm courant max : 13A pendant 60s, masse : 52.7 g, taille de l'arbre : 3.17mm, batterie : 2-3S	
<b>Hélice</b>	10X4.5 propeller, Diamètre : 25,4 cm, pas : 11,43 cm, masse : environ 14g / paire (CW/CCW)	
<b>ESC</b>	Modèle : HW30A, courant : 30-40A, entrée : 5.6V - 16.8V, sortie BEC : 5V/2A, dimension : 45.0*24.0*9.0mm, masse : 24g, PWM : 8 KHz	
<b>Batterie</b>	Yks 3S, capacité : 1200 mAh, taux de décharge continue : 20C max 30C, dimension : 6.8*3.1*2.1 cm, masse : 96g	
<b>Récepteur radiofréquence</b>	Récepteur fs-R6b FlySky, canaux: 6 canaux, puissance RF : moins de 20dBm, modulation : GFSK, type de code : pcm, longueur antenne : 26mm, fréquence : 2.4 Ghz alimentation: 5V DC, masse : 25g, taille: 30 * 25 * 8mm	

**Tableau 3.02 :** Matérielles à bord

Puisque l'on a énuméré dans le tableau ci-dessus les matériaux et leurs caractéristiques, maintenant on va voir comment ces matériaux s'imbriquent ensemble, pour cela voici le schéma de câblage complet de notre drone quadrotor qui donne un éclaircissement sur les théories que l'on a élaboré tout au long de ce chapitre et des chapitres précédent de cet ouvrage :



**Figure 3.21 :** Schéma de d'interconnexion quadrotor

On voit, comme le montre cette figure que pour notre quadrotor, à partir de notre conception, on n'a eu besoin que d'une seule source d'alimentations qui est notre accumulateur Li-po Yks de 1200 mAh. En effet, l'accumulateur alimente nos variateurs de vitesse qui a son tour alimente notre carte CC3D grâce à leurs prise BEC. Enfin ce dernier se charge de l'alimentation du récepteur de radiofréquence qui est ici le récepteur six canal de Flysky FS-R6B.

Lors de la réalisation pour changer le sens de rotation de nos moteur A2212 1000KV afin d'obtenir le sens requis par notre schéma, il faut juste intervertir les fils numéros un et numéros trois de celui-ci qui sont généralement de couleur rouge et noir.

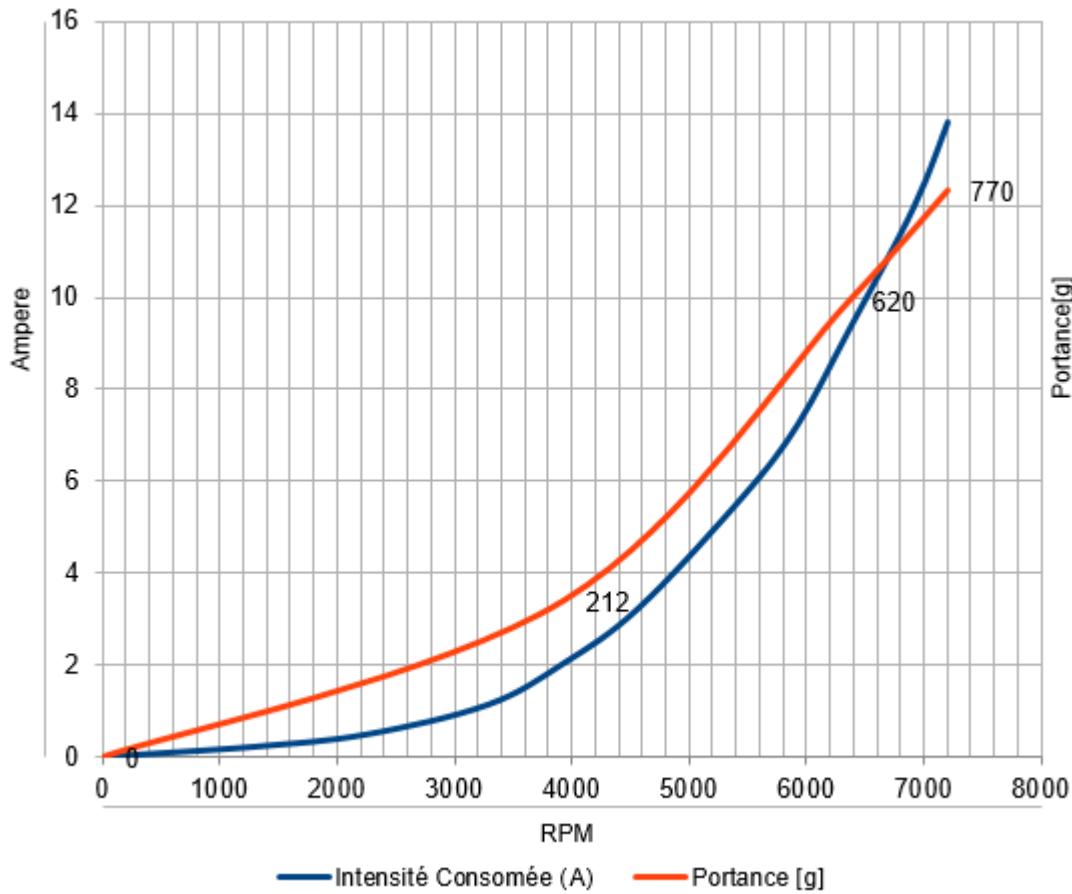
### 3.9 Etude de la portance de l'appareil

A l'aide d'une balance d'un multimètre, on s'est proposé d'étudier la portance que fournit un couple hélice moteur de notre quadrotor, les données issues de cette expérience sont résumées par le tableau ci-contre :

RPM	Intensité Consommée (A)	Tension Accumulateur (V)	Portance [g]
1293	0,22	11,29	
2253	0,49	11,28	
3278	1,13	11,26	
3925	2,03	11,23	212
4569	3,24	11,19	
5459	5,67	11,12	
5924	7,23	11,05	
6364	9,3	10,97	620
6912	11,95	10,88	
7204	13,81	10,82	770

*Tableau 3.03 : Etude de la portance*

Voici maintenant, grâce à ces données que l'on a acquise la courbe de l'évolution de la consommation en courant en ampère et de la portance en gramme en fonction du nombre de tours qu'un de nos rotors effectue en une minute.



**Figure 3.22 :** Evolution portance et intensité en fonction du RPM

Comme le tableau et la courbe ci-dessus le montre un seul couple de moteur-hélice peut fournir une portance maximum  $F_{zMax} = 770 \text{ g}$  mais puisqu'on a quatre couples moteur hélice identiques, en notant  $F_{zQuad}$  la portance maximale de notre quadrotor, on obtient :

$$F_{zQuad} = 4 * 770 = 3080 \text{ g}$$

Il devient alors évident que la masse total de notre UAV charge utile compris ne doit jamais dépasser cette valeur pour que la sustentation dans l'air soit possible, de plus le moteur ne tournera pas tout le temps en plein régime, il faut prendre donc une marge sur cette portance maximale.

### 3.10 La partie radio

La partie radio comporte l'équipement au sol qui est l'émetteur radio commande et le récepteur qui est à bord de notre appareil. En effet, pour donner des ordres de vol à notre quadrotor, on se sert d'une radiocommande. Les instructions sont envoyées au récepteur via des ondes radios puis il

transmet ces consignes au contrôleur de vol à l'aide des branchements préétablis. Pour cette réalisation, on a utilisé la télécommande FlySky-T4B et le récepteur fs-R6b.

Cet émetteur que l'on a choisi fonctionne sur la plage de fréquence de 2,4 Ghz et possède quatre canaux pour pouvoir contrôler nos quatre entrées qui sont le gaz, le lacet, le tangage et le roulis.



**Figure 3.23 :** Emetteur FS-T4B

Les figures ci-dessus représentent les deux manches de l'émetteur en énumérant et précisant à la fois les places des canaux que l'on peut affecter arbitrairement à n'importe laquelle de nos commandes d'entrées. Néanmoins, il existe déjà des normes qui permettent la facilité du maintien de l'appareil, ces normes sont appelées le mode 1 et le mode 2 et pour notre cas on a choisi le mode 2 qui se traduit comme suit :

- commande de roulis : manche de droite, de gauche à droite au canal 1 ;
- commande de tangage : manche de droite de haut en bas au canal 3 ;
- commande de gaz : manche gauche de bas en haut au canal 2 ;
- commande de lacet : manche de gauche, de gauche à droite au canal 4. [29]

Précisons que les radiocommandes de ces types utilisent une modulation GFSK pour permettre à plusieurs autres appareils de même configuration d'être piloté à proximité de ce dernier.

### 3.11 La réalisation du projet

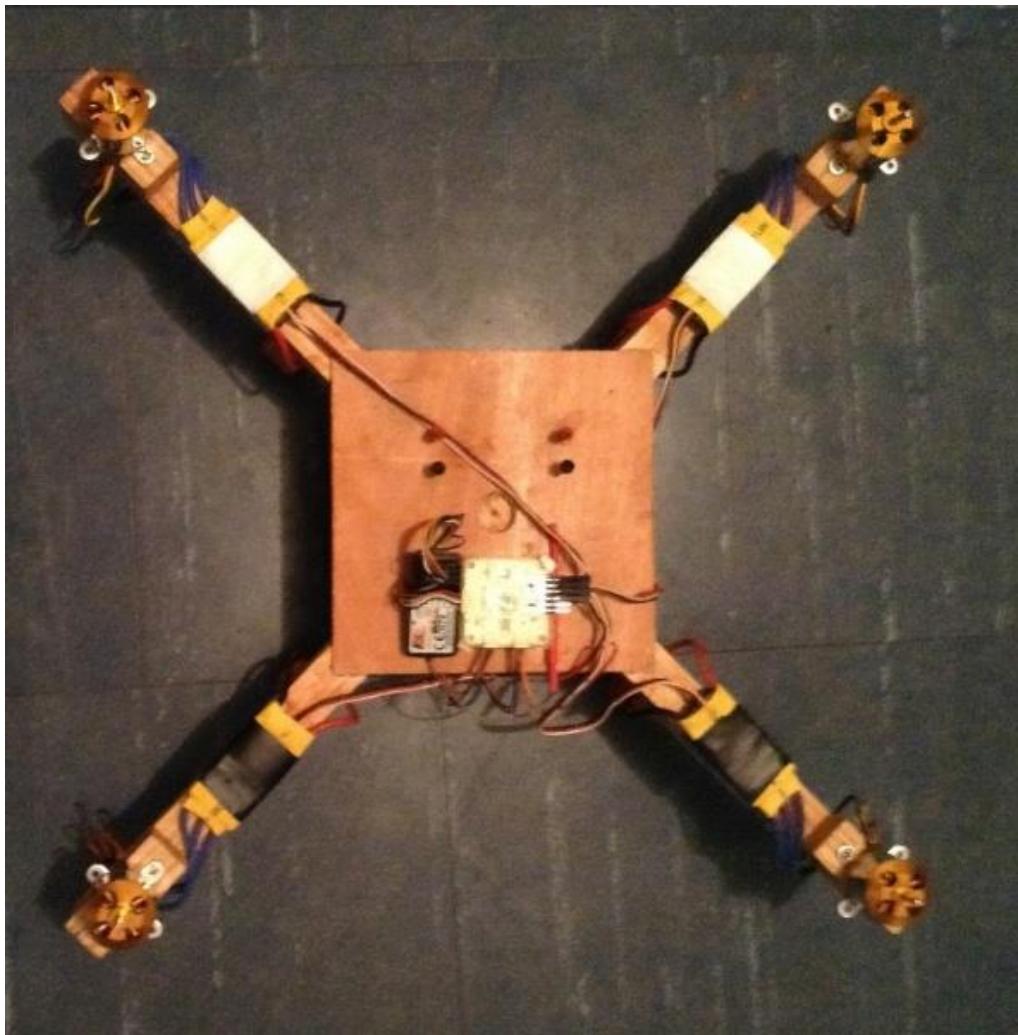
L'idée de ce projet est née le mois d'Aout 2016 et son accomplissement s'est dérouler en plusieurs étapes. Le premier étant la documentation, la seconde étape consistait à étudier la faisabilité du projet en identifiant tous les équipements minimum nécessaires pour atteindre notre but et de savoir si chacun était disponible dans les formats que l'on veut à Madagascar, le cas échéant, on a dû trouver des alternatives sur des achats en lignes.

Après avoir fait l'acquisition des matérielles, l'étape suivante a été de faire le design et le plan du châssis et de construire ce dernier et c'est après cela que la partie mise en œuvre électronique commence en trouvant le moyen d'assembler les différentes parties du quadrotor sur le châssis sans pour autant perdre la symétrie que l'on veut obtenir, c'est dans cette partie qu'est effectuer toutes les soudures et les dérivations de l'alimentation de l'appareil.

Quand tout est en place du côté de l'électronique de vol alors la dernière étape qui reste à faire est la mise en œuvre du côté du contrôleur de vol, c'est-à-dire l'implémentation du programme qui nous permettra de contrôler l'appareil à l'aide du logiciel librepilot GCS ou Ground Control Station.

La réalisation du quadrotor a été finie le mois de décembre 2016, avec un prototype ayant les caractéristiques suivants :

- masse : 1,43 kg
- charge utile : 0,5 kg
- $WTL$  (rapport masse poussé) : 0,46
- temps vol : 15 minutes
- type de vol : configurable
- mode de commande : mode 2 (configurable)
- porté : 800 m



**Figure 3.24 :** Résultat finale de la réalisation

Une fois la réalisation finie, avant d'effectuer les premiers essais et pendant toutes les autres, il faut tout d'abord s'atteler sur les ultimes préparations et vérifications qui deviendront un rituel avant chaque vol qui sont les suivant :

- vérification des branchements moteur-ESC
- vérification branchements ESC-CC3D
- vérification sens des moteurs
- vérification état des hélices
- placement des hélices dans le bon sens
- vérification de l'état de charge de la batterie



**Figure 3.25 :** Le quadrotor en vol

Comme la figure ci-dessous la montre si bien, notre prototype arrive très bien à se mouvoir à travers les airs.

### 3.12 Coût du projet

Dans cette partie, il est temps de parler du coût de ce projet, pour cela voici représenté par le tableau suivant, le budget de ladite réalisation.

<b>Matérielles</b>	<b>Nombre</b>	<b>prix unitaires(Ar)</b>	<b>prix totale (Ar)</b>
<b>Adhésive</b>	2	1000	2000
<b>Batterie</b>	1	100000	100000
<b>Colle à bois</b>	1	1500	1500
<b>Connecteur male femelle</b>	2	1000	2000
<b>Paire dominos</b>	4	400	1600
<b>ESC</b>	4	12000	48000
<b>Etain</b>	1	1000	1000
<b>Contrôleur de vol</b>	1	90000	90000
<b>Fil</b>	1	1500	1500
<b>Emetteur radio</b>	1	10000	10000
<b>Récepteur Radio</b>	1	130000	130000
<b>Gaine thermo rétractable</b>	4	1500	6000
<b>Moteur A2212 T/1000kv</b>	4	32000	128000
<b>Paire d'hélice 10x4,5</b>	2	6000	12000
<b>Tasseau en bois</b>	1	10000	10000
<b>Vis</b>	1	1000	1000
		<b>TOTAL(Ar)</b>	<b>544600</b>

**Tableau 3.04 :** Budget de la réalisation

Comme le tableau ci-dessus le montre, ce projet a nécessité la mise en œuvre de plusieurs types de matérielles et en incluant tous les menues dépenses telles que les vis ou bien les adhésives, elle nous a couté au totale 544600 Ar.

### **3.13 Conclusion**

Dans cette partie nous avons pris comme objectifs d'effectuer la réalisation de notre quadrotor conformément à un cahier de charge préétabli et puisque tous les travaux sur les mini-drones nécessitent une modélisation du système, l'utilisation du formalisme de Newton-Euler nous a aussi permis pour notre cas d'établir le modèle dynamique et d'effectuer une simulation sous Simulink en implémentant un correcteur PID.

## **CONCLUSION GENERALE**

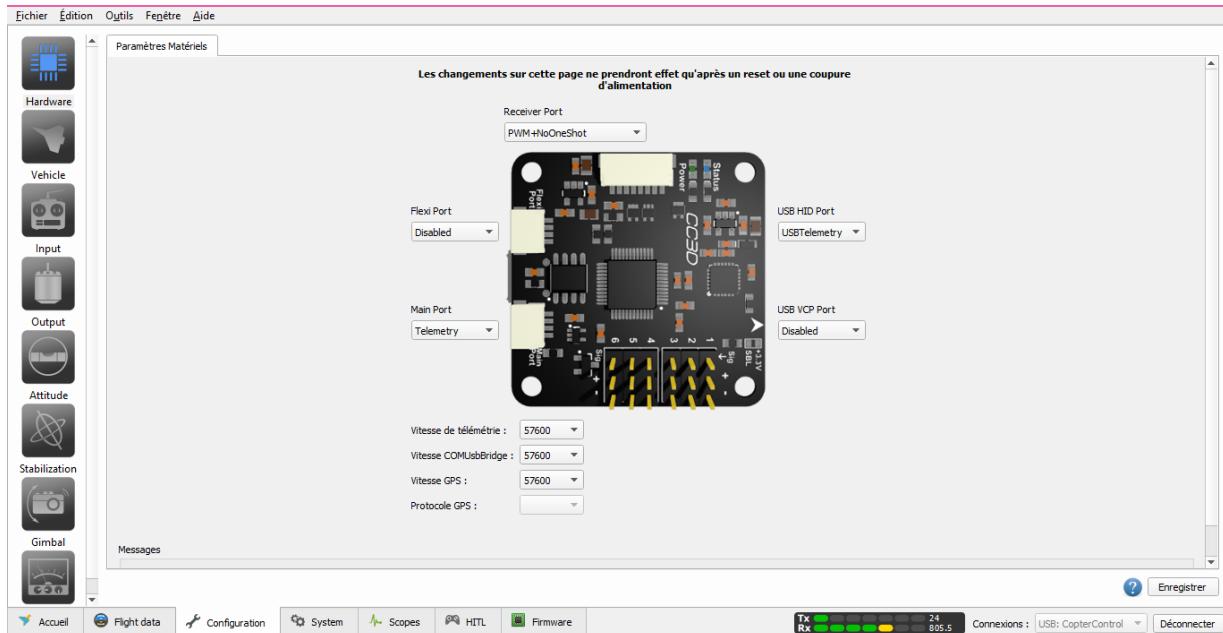
Même si l'idée des véhicules aérien sans pilotes a déjà bourgeonnée dans les esprits des ingénieurs depuis le siècle précédent, ce n'est que très récemment, grâce aux développements à grande vitesse des recherches surtout sur la commande et la miniaturisation des matériels électronique que des travaux et des prototypes aboutit dans ce domaine ont vu le jour. Le principe est innovant et réinvente la façon de percevoir les appareils volant, si bien qu'il ouvre un large perspectif dans divers champs d'application. Le drone quadrotor qui fait l'objet de ce mémoire est un exemple typique de ces véhicules sans pilotes.

Le quadrotor est classé dans la catégorie des systèmes volants les plus complexes vu le nombre d'effets physiques qui affectent sa dynamique, à savoir les effets aérodynamiques, la gravité, les effets gyroscopiques, les frottements et le moment d'inertie. Dans cette ouvrage, nous avons pu atteindre nos objectifs qui était de donner sa modélisation en tenant compte de tous ces effets physiques qui le régit dans un premier temps, puis de concevoir un modèle qui seraient capable d'effectuer plusieurs types de vols, et enfin la réalisation d'un prototype ayant cette capacité, configurable à souhait et dont les caractéristiques sont fournies.

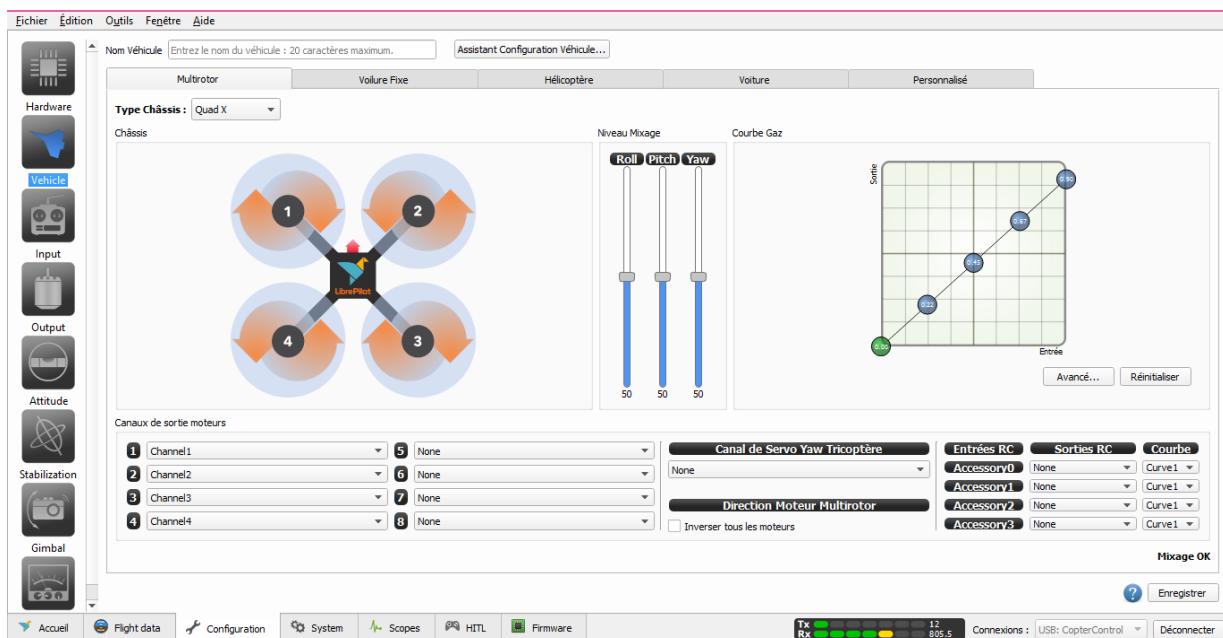
Ce travail brasse pour cela plusieurs sujets qui touchent essentiellement à l'électronique, l'informatique et l'aéromodélisme et nous a amené à comprendre l'imbrication de chacune de ces domaines pour enfin arriver à la réalisation finale.

## ANNEXES

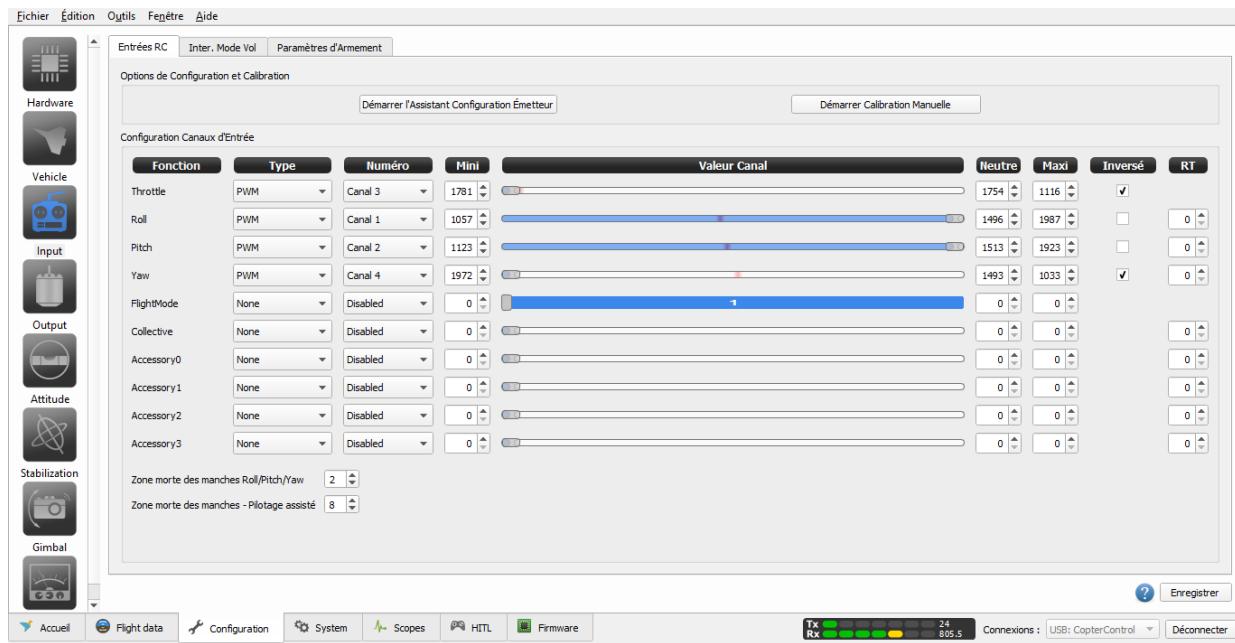
### ANNEXE 1 : Mise en œuvre au sein du CC3D



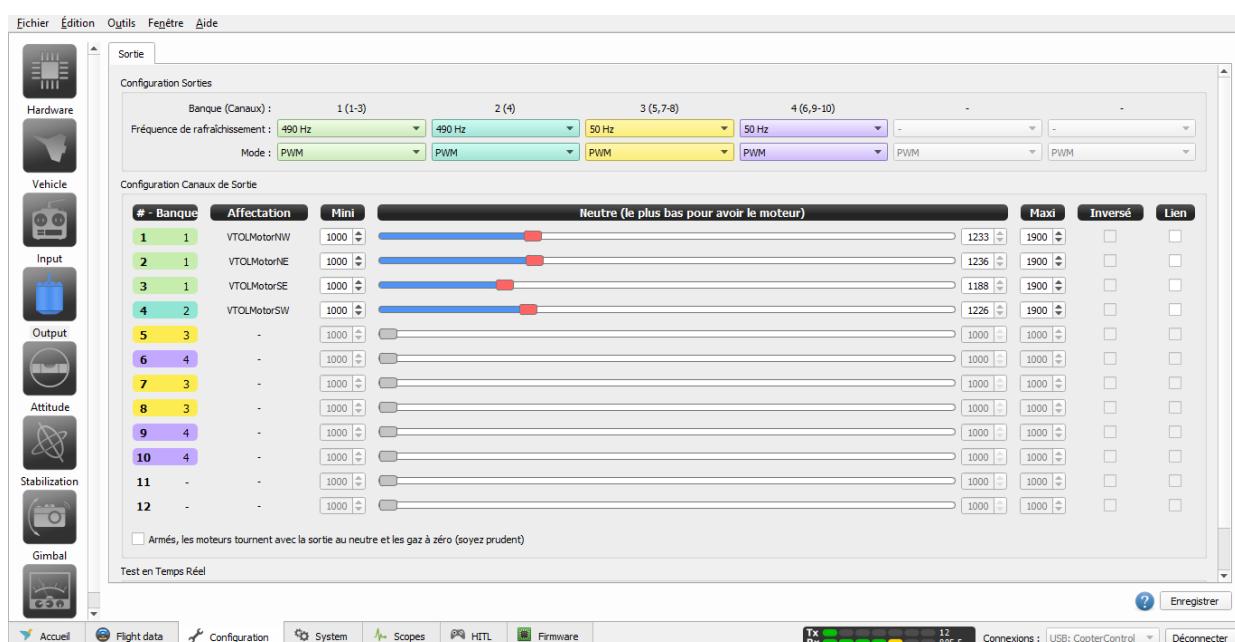
**Figure A1.01 :** Paramètres de la carte



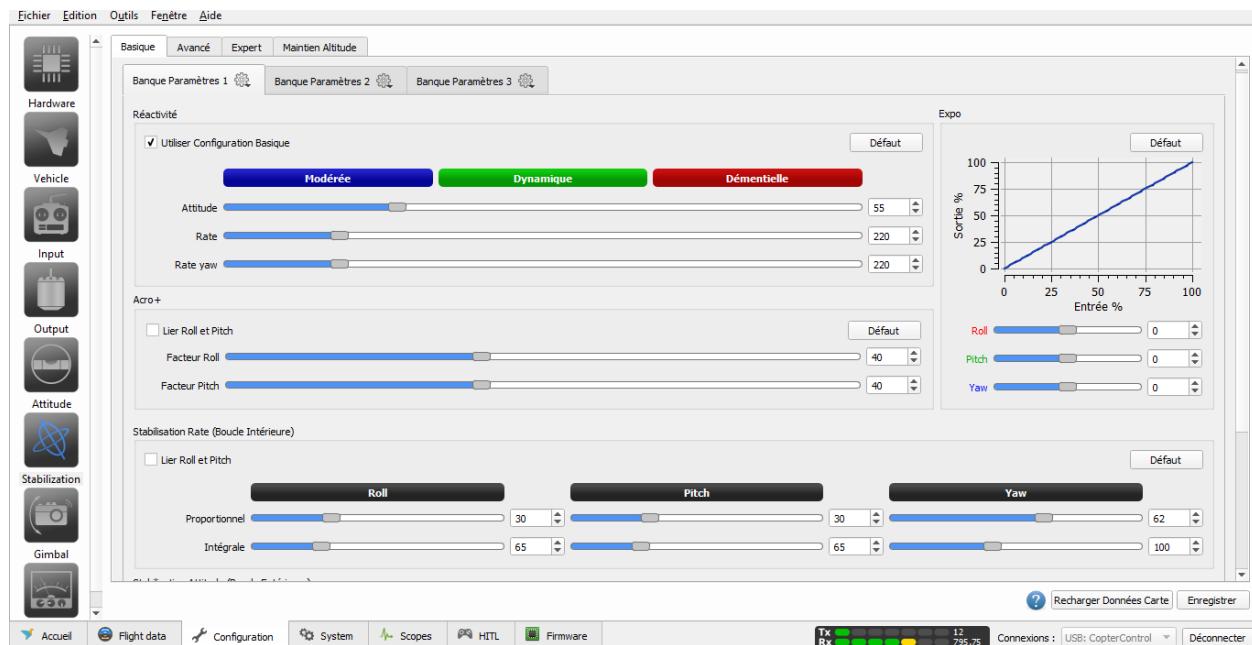
**Figure A1.01 :** Configuration du chassis



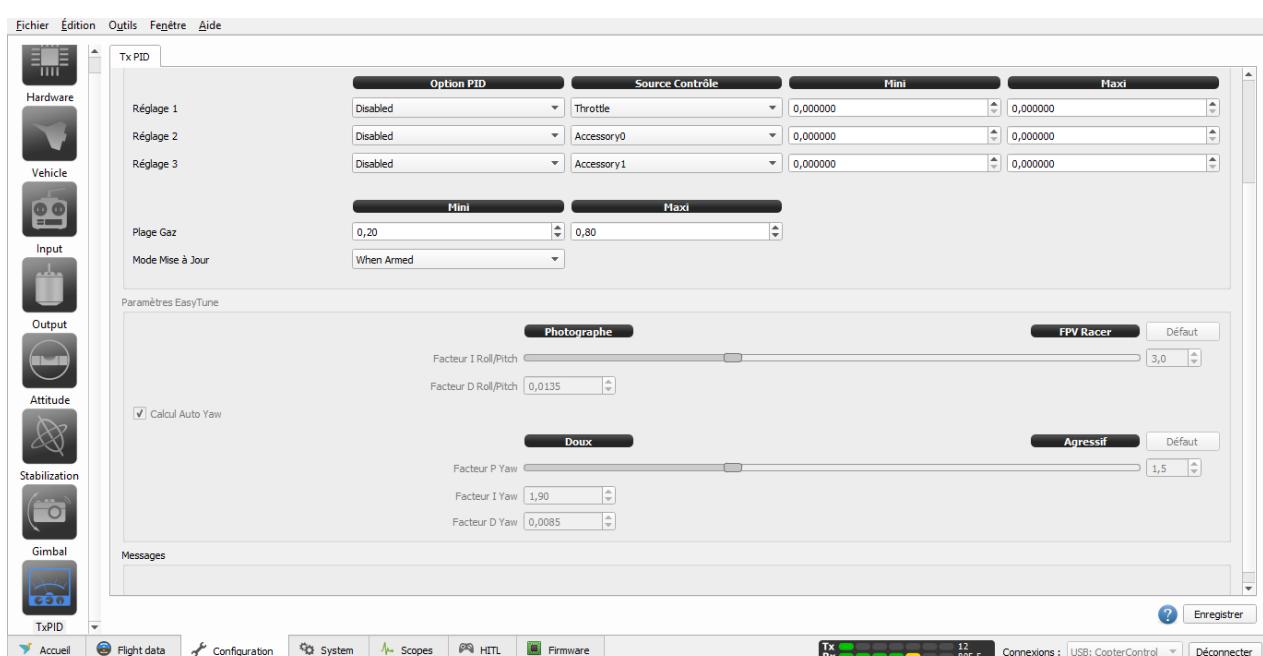
**Figure A1.03 : Configuration des canaux d'entrées**



**Figure A1.04 : Configuration des canaux de sorties**



**Figure A1.05 : Configuration Stabilisation**



**Figure A1.06 : Configuration des paramètres PID de la carte**

## ANNEXE 2 : Règlementation des drones à Madagascar



A.C.M.

### AVIATION CIVILE DE MADAGASCAR

DECISION N° 75<sup>b</sup>/ACM/DGE/DRG portant  
interdiction d'exploitation des aéronefs  
sans pilote à bord



#### LE DIRECTEUR GENERAL D'AVIATION CIVILE DE MADAGASCAR,

- Vu la Loi du 14 avril 1962 portant adhésion de Madagascar à la Convention relative à l'Aviation Civile Internationale signée à Chicago le 7 décembre 1944 ;
- Vu la Loi n°2012-011 du 13 août 2012, modifiée et complétée par la Loi n°2015-006 du 12 février 2015 portant Code malagasy de l'aviation civile ;
- Vu le Décret n° 99-821 du 20 octobre 1999 modifié et complété par les Décrets n°2003-790 du 15 juillet 2003 et n°2011-601 du 27 septembre 2011 fixant les Statuts de l'Aviation Civile de Madagascar ;
- Vu le Décret n° 2008- 187 du 15 février 2008, modifié et complété par le Décret n°2013-710 du 17 septembre 2013 portant organisation de l'Administration de l'aviation civile et fixant les attributions des structures qui la composent ;
- Vu le Décret n°2008-190 du 15 février 2008 portant réglementation de la navigation aérienne ;
- Vu le Décret n°2014-107 du 27 février 2014 abrogeant le décret n°2012-193 du 1er février 2012 et portant nomination du Directeur Général de l'Aviation Civile de Madagascar (ACM) auprès du Ministère des Transports ;
- Vu l'Arrêté n °36 827/2013 du 30 décembre 2013 fixant les modalités d'application du Décret n°2008-190 du 15 février 2008 portant réglementation de la navigation aérienne, du Décret n°2012-546 du 15 mai 2012 portant réglementation de la sécurité de l'exploitation des aéronefs et du Décret n°2013-027 du 15 janvier 2013 portant réglementation des aérodromes.

#### D E C I D E

##### Article premier : Objet et champ d'application

1. La présente Décision est établie en vertu de l'Article L.4.3.2-7 de la Loi n°2012-011 du 13 août 2012, modifiée et complétée par la Loi n°2015-006 du 12 février 2015 portant Code malagasy de l'aviation civile et de l'Article D4.2.1-5 du Décret n°2008-190 du 15 février 2008 portant réglementation de la navigation aérienne.
2. Elle s'applique à l'utilisation de tout aéronef sans pilote à bord, dénommé drone, laquelle utilisation est une activité ou fonction aéronautique.
3. Pour des raisons de sécurité aérienne et dans l'intérêt public, nul ne peut exploiter un aéronef sans pilote à bord en dehors d'un espace fermé.

4. Dans l'attente de la publication de la réglementation relative aux drones, seul le Directeur Général d'Aviation Civile de Madagascar peut octroyer une dérogation d'exploitation technique après analyse des dossiers et après avis de non-objection des autorités administratives concernées. La dérogation précisera explicitement les conditions et les restrictions d'utilisation de l'aéronef.

#### **Article 2: Responsabilité**

- 1- La prolifération de ce type d'appareil appelle une grande vigilance et invite la responsabilité de chacun pour assurer la sécurité des tiers.
- 2- Toute personne ayant aperçu ou pris connaissance de l'utilisation d'un aéronef sans pilote à bord est tenue d'aviser l'Autorité locale la plus proche et/ou ACM par téléphone ou par mail.

#### **Article 3 : Sanctions**

Toute utilisation des aéronefs sans pilote à bord en l'absence d'autorisation spécifique est passible de sanctions prévues par l'Article L.7.1.1-6 de la Loi n°2012-011 du 13 août 2012, modifiée et complétée par la Loi n°2015-006 du 12 février 2015 portant Code malagasy de l'aviation civile.

#### **Article 4 : Dispositions finales**

La présente Décision prend effet dès sa signature et sera communiquée partout où besoin sera.

Antananarivo, le 16 MARS 2015

LE DIRECTEUR GENERAL,

  
  
ANDRIANALISOA Jambony

*Le meilleur de nous-même pour la sécurité*

13, rue Fernand Kasanga, B.P. 4414, Antananarivo 101, Madagascar Tél : + (261) 20 22 224 38 ; GSM : + (261) 32 07 221 62 ; Fax : + (261) 20 22 247 26 ; E.mail : acm@acm.mg

**Figure A2.01 : Réglementation des aéronefs sans pilote à bord**

### **ANNEXE 3 : Les 10 règles de sécurité**

<b>1</b>	<b>JE NE SURVOLE PAS LES PERSONNES</b>
<b>2</b>	<b>JE FAIS TOUJOURS VOLER MON DRONE À UNE HAUTEUR INFÉRIEURE À 150 M</b>
<b>3</b>	<b>JE NE PERDS JAMAIS MON DRONE DE VUE</b>
<b>4</b>	<b>JE N'UTILISE PAS MON DRONE AU DESSUS DE L'ESPACE PUBLIC EN AGGLOMÉRATION</b>
<b>5</b>	<b>JE N'UTILISE PAS MON DRONE À PROXIMITÉ DES AÉRODROMES</b>
<b>6</b>	<b>JE NE SURVOLE PAS DE SITES SENSIBLES</b>
<b>7</b>	<b>JE N'UTILISE PAS MON DRONE LA NUIT</b>
<b>8</b>	<b>JE RESPECTE LA VIE PRIVÉE DES AUTRES</b>
<b>9</b>	<b>JE NE DIFFUSE PAS MES PRISES DE VUES SANS L'ACCORD DES PERSONNES CONCERNÉES ET JE N'EN FAIS PAS UNE UTILISATION COMMERCIALE</b>
<b>10</b>	<b>EN CAS DE DOUTE, JE ME RENSEIGNE</b>

*Figure A3.01 : Règles de sécurité pour le pilotage de drone*

## BIBLIOGRAPHIE

- [1] A. Koehl, « *Modélisation, observation et commande d'un drone miniature à birotor coaxial* », Thèse Doctorat de l'UNIVERSITE DE LORRAINE (spécialité automatique), 2012
- [2] A. Tremolet, « *Modèles et méthodes numériques pour les études conceptuelles d'aéronefs à voilure tournante* », Thèse Ecole doctorale Mathématique et Informatique de l'UNIVERSITÉ D'AIX MARSEILLE
- [3] M. Mokhtari, « *Observation et Commande de Drones Miniatures à voitures tournantes* », Thèse Doctorat de l'Université ABOUBEKR BELKAID Tlemcen (spécialité automatique), 2015
- [4] D. Mueller, « *L'aérodynamique : du vol à voile à la navette spatiale* », Travail de Maturité, 2004
- [5] V.B. Nicolas, « *Etude Aérodynamique et Système de Commandes* », Master en Ingénierie Civil en Aérospatiale de l'UNIVERSITE DE LIEGE
- [6] N. Mendoza, « *Modélisation d'un propulseur Drone* », INSA Toulouse Automatique Electronique, 2008
- [7] B. Roger, « *Analyse expérimentale et Modélisation du Fonctionnement d'hélice de drone* », Thèse Doctorat de l'ECOLE SUPERIEURE de L'AERONAUTIQUE et de L'ESPACE de TOULOUSE, 1999
- [8] A.C Guillaume, « *Contrôle non linéaire par backstepping d'un hélicoptère de type quadrotor pour des applications autonomes* », Maîtrise en GÉNIE ÉLECTRIQUE, ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE UNIVERSITÉ DU QUÉBEC, Montréal, le 20 août 2014
- [9] A. Drouot, « *Stratégies de Commande pour la Navigation Autonome d'un Drone Projectile Miniature* », Thèse Doctorat de l'UNIVERSITE DE LORRAINE (spécialité automatique), 2012
- [10] A. Walid « *Estimation a erreurs bornées et guidage pilotage des aéronefs autonomes en milieu perturbé* », Thèse Doctorat de l'Ecole Doctorale Sciences et Technologies de l'Information des Télécommunications et des Systèmes SUPELEC, 2011
- [11] A. Auguste, « *Asservissement Analogique* », Cours L3 – TCO, Ment. TCO.- E.S.P.A., A.U. : 2008-2009
- [12] Communauté Wikipédia, « *Drone* », <https://fr.wikipedia.org/wiki/Drone>, Décembre, 2016.

- [13] R. Austin, « *Unmanned aircraft systems uavs design, development and deployment* », Edition John Wiley & Sons, 2010
- [14] C. Benson, « *Comment fabriquer un drone* », <http://www.robotshop.com/blog/fr/comment-fabriquer-un-drone-lecon-1-terminologie-4098>, Octobre, 2014.
- [15] W. Brown, « *Brushless DC Motor Control Made Easy* », Microchip Technology Inc, 2002
- [16] B. Frédéric, « *Les drones de loisir* », Edition Eyrolles : Paris, 2015
- [17] Communauté Wikipédia, « *Moteur à courant continu* », [http://wikimeca.org/index.php?title=Moteur\\_A\\_courant\\_continu](http://wikimeca.org/index.php?title=Moteur_A_courant_continu), Novembre, 2016.
- [18] R. Jobart, « *Les Drones* », Edition Eyrolles : Paris, 2014
- [19] Communauté Wikipédia, « *Accumulateur lithium* », [https://fr.wikipedia.org/wiki/Accumulateur\\_lithium](https://fr.wikipedia.org/wiki/Accumulateur_lithium), Novembre, 2016.
- [20] V. Germain, « *Principe de fonctionnement des batteries au lithium* », Note de cours, Université de Pau et des pays de l'Adour, Juin 2015
- [21] P. Damien, « *Commande d'un drone en vue de la conversion vol rapide – vol stationnaire* », Thèse Doctorat de l'UNIVERSITE DE TOULOUSE (Systèmes automatiques et systèmes embarqués), 2008
- [22] B. Zakaria, « *Synthèse de lois de commande robuste pour un hélicoptère à quatre hélices* », MAGISTER EN AUTOMATIQUE, Université des Sciences et de la Technologie d'Oran Mohamed Boudiaf, 2015
- [23] K. Kakaes, « *Drones and aerial observation* », Juillet 2015
- [24] K. Hicham, « *Tolérance aux défauts via la méthode backstepping des systèmes non linéaires Application : Système UAV de type Quadrirotor* », Mémoire de Magister de l'Université FERHAT ABBAS DE SETIF UFAS (ALGERIE), 2012
- [25] V. Alain, « *Etude et expérimentation de petits quadricoptères destinés à des missions d'observation* », Travail de Bachelor, HEIG-VD / TIN - Microtechnique, Juin 2014
- [26] D. Oualid, « *Commande et navigation autonome d'un drone Quadrirotor* », MASTER EN AUTOMATIQUE, UNIVERSITE FERHAT ABBAS –SETIF Faculté de Technologie, Mai 2015

- [27] C. Balas, « *Modelling and linear control of a quadrotor* », Thèse Doctorat du CRANFIELD UNIVERSITY, 2006-2007
- [28] M. Adnan, « *Modélisation et Commande de vol d'un hélicoptère drone soumis à une rafale de vent* », Thèse Doctorat de L'UNIVERSITE PAUL VERLAINE - METZ, 2008
- [29] OpenPilot community, « *cc3d user manual* »,  
[http://opwiki.readthedocs.io/en/latest/user\\_manual/cc3d/cc3d.html](http://opwiki.readthedocs.io/en/latest/user_manual/cc3d/cc3d.html), Octobre, 2016.

## FICHE DE RENSEIGNEMENT

**Nom :** RAMASY

**Prénoms :** Heritier Arantes

**Adresse :** BA 166 TER Ampitatafika  
heritier.ramasy@gmail.com  
+261 34 48 489 63



**Titre du mémoire :**

# MODELISATION, CONCEPTION ET REALISATION D'UN VEHICULE AERIEN SANS PILOTE QUADROTOR

**Nombres de pages :** 88

**Nombres de tableaux :** 7

**Nombre de figures :** 60

**Directeur de mémoire :** M. ANDRIAMANALINA Ando Nirina,  
andonirinabe@gmail.com,  
+261 34 03 876 01

## **RESUME**

Ce travail de mémoire se porte sur l'étude des appareils à voilures tournantes et plus particulièrement sur le quadrotor. De son modèle cinétique en passant par son modèle dynamique jusqu'à sa mécanique de vol et sa commande, cette ouvrage détaille tous les contraintes et les principes qui régissent ces appareils aériens sans pilote qu'est le drone quadrotor en se concentrant pour cela sur l'étude du correcteur PID pour la stabilité de leurs mouvements. Cette ouvrage se concluras par la présentation de la réalisation d'un prototype fonctionnel de drone capable de s'adapter à plusieurs types de mode de vol.

**Mots clés :** Drones, Quadrotor, Conception, Dynamique de vol, Modélisation, Correcteur, PID

## **ABSTRACT**

This work of memory deals with the studies of the rotary wing apparatus and more particularly the quadrotor. From its kinetic model through its dynamic model to its flight mechanics and its control, this work details all the constraints and the principles that govern the unmanned aerial devices that is the quadrotor drone by focusing on the study of the PID corrector for the stability of their movements. This book concludes with the presentation of the realization of a functional prototype of a drone capable of adapting to several types of flight mode.

**Key words:** Drones, Quadrotor, Conception, Flight dynamics, Modeling, Corrector, PID