

وَقُلْ رَبِّي زِدْنِي عِلْمًا

وَقُلْ رَبِّي زِدْنِي عِلْمًا

وَقُلْ رَبِّي زِدْنِي عِلْمًا

وَقُلْ رَبِّي زِدْنِي عِلْمًا



## Remerciements

Qu'il me soit permis en jour mémorable d'exprimer ici mes plus vifs remerciements et mon gratitude, à tous ceux qui ont accepté de juger ce travail, ainsi qu'à tous ceux ont aidé à le mener à bien.

A mon promoteur Mr. CHAGRANI Ahmed qui a bien voulu diriger mon travail et aussi pour les conseils qu'il n'a pas cessé de me les prodiguer.

J'adresse également mes vifs remerciements et mon

Profonde gratitude :

Au président et aux membres du jury pour l'honneur qu'ils

Nous font, en acceptant de juger notre travail.

C'est ainsi que je tiens à remercier tous les professeurs et les membres d'encadrement du Département Aéronautique de l'université de Blida qui m'ont soutenu durant ma formation à l'université

et tous ceux qui m'ont aidé de près ou de loin à l'élaboration de ce mémoire.

A tous les enseignants qui on contribué à ma formation depuis mon premier pas à l'université.

Lors de certains passages particuliers de votre vie, il ya des gens qui sont là, qui vous écoutent, vous soutiennent. KHIRI Raouf en fait partie,

j'ai trouvé en lui un frère et un ami, toujours prêt à conseiller et à rendre service. Merci "*Raouf*" pour ce que tu es. En font partie aussi, SBAA Ali et son frère

Abdenmour, je vous remercier profondément pour votre présence, votre innombrables conseils et aide précieux. Je vous transmets toute ma reconnaissance.



## Dédicace

*A chaque fois qu'on achève une étape importante dans notre vie,  
on fait une pose pour regarder en arrière et se rappeler toutes ces personnes qui ont  
partagé avec nous tous les bons moments de notre existence, mais surtout les mauvais.*

*Ces personnes qui nous ont aidés sans le leur dire,  
soutenus sans réserve, aimé sans compter.*

*Ces personnes à qui notre bonheur devient directement le leur.*

*À qui un malheur en nous, en eux se transforme en pleur.*

*Quant à ma plus belle réussite,  
elle restera toujours ma famille et belle famille à la quelle je dédie ce modeste travail  
et je dis :*

*Merci pour votre soutien et votre compréhension*

*À toi maman de m'avoir donné tant d'amour et d'attention.*

*Merci aussi à mes frères et sœur : Bouthaina, Walid, Dassem et Imad*

*À toi mon grand frère Madjdou et ta femme Noussa pour m'avoir encouragé  
et surtout à Tahouri notre prince charmant*

*À la mémoire de mon très cher père, saches toi que les principes que tu as forgés en moi  
et l'éducation que tu m'a offerte ont été,  
le long de ce parcours, mon unique parure. Je te dédie cette thèse.*

*NOUI Yacine  
Blida Juin 2012*



# Table des matières

Remerciement

Dédicace

Table des matières

Liste des figures

Liste des tableaux

Nomenclatures

Notations

Introduction

**Chapitre 1 Etat de l'art .....03**

❶ Les Drones .....	03
❶.1 Historique des drones.....	04
❶.2 Classification des drones .....	06
❶.3 Règlementation des drones.....	07
❶.3.1 L'Aéro-Modélisme .....	07
❶.3.2 Les Propositions JAA et Euro Control UAV .....	08
❷ Drones miniatures à voilure tournante DMVT .....	09
❷.1 Différentes configurations des DMVT .....	11
❷.2 Applications des drones DMVT .....	14
❷.2.1 Applications militaires .....	14
❷.2.1 Applications civiles .....	15
❸ Drones miniatures Quadri Rotor .....	18
❸.1 Historique .....	18
❸.2 Projets récents .....	22

**Chapitre 2 Théorie quadri rotor ..... 25**

❶ Définition et objectif d'un quadri rotor .....	25
❷ La Conception du quadri rotor .....	26
❷.1 Concept Général .....	26
❷.2 Description des différents composants .....	27
❷.2.1 Le cadre .....	27
❷.2.2 Les hélices .....	28
❷.2.3 Les moteurs et Les contrôleurs de vitesse .....	31
❷.2.4 Carte électronique de contrôle à bord « La carte mère » .....	32
❷.2.5 La centrale inertielle et ses micros capteurs MEMS .....	33
❷.2.6 La Communication Sans Fil .....	34
❷.2.7 Les batteries .....	36
❸ L'autonomie du vol .....	37
❹ Mouvements du quadri-rotor .....	39
❹.1 Les deux configurations du quadri-rotor .....	40
❹.2 Les différents mouvements du quadri-rotor .....	41
❹.2.1 Mouvement vertical .....	41
❹.2.2 Mouvement de tangage .....	41
❹.2.3 Mouvement de roulis .....	41
❹.2.4 Mouvement de lacet .....	42



<b>Chapitre 3 Modélisation</b>	<b>43</b>
❶ Généralité	43
❶.1 Hypothèses du modèle	43
❶.2 Repères fixe et mobile	44
❶.3 Matrice de passage	45
❷ Développement du modèle selon Newton-Euler	46
❷.1 Equations des forces	47
❷.2 Equations des Moments	48
❷.3 Equations cinématiques	49
❷.4 Force de traînée	50
❷.5 Force de gravité	51
❷.6 Force de poussée	52
❷.7 Linéarisation du modèle du Drone	55
❸ Développement Du modèle selon Lagrange-Euler	59
<b>Chapitre 4 Contrôle</b>	<b>60</b>
❶ Description des systèmes	61
❶.1 Système Sol	61
❶.2 Système Embarqué	61
❷ Description des éléments du contrôle	62
❷.1 La Carte mère et la centrale inertielle	63
❷.2 Le logiciel de contrôle	64
❷.3 Le programme PFL intégré à Bord	66
❷.4 Le système d'exploitation Linux	66
❷.5 Le Protocole de la Connexion Wi-Fi	67
❷.6 Implantation du Joystick du contrôle	70
❸ Les contrôleurs de stabilité	71
❸.1 Les contrôleurs PID	73
❸.1.1 Le contrôleur proportionnel P	74
❸.1.2 Le contrôleur intégratif I	75
❸.1.2 Le contrôleur différentiel D	75
❸.2 Les Contrôleurs LQR	76
<b>Chapitre 5 Simulation et résultats</b>	<b>78</b>
❶ Évaluation du système	81
❶.1 Calcul des valeurs propres et les modes du système	81
❶.2 Simulation à boucle ouverte	83
❷ Simulation en boucle fermée avec le contrôleur LQR	84
❷.1 L'effet de la commande de poussée totale $U_1$ sur $u, w, q, \theta$	86
❷.2 L'effet de la commande longitudinale $U_2$ sur $u, w, q, \theta$	87
❷.3 L'effet de la commande latérale $U_3$ sur $u, v, p, \phi$	88
❷.4 L'effet de la commande de lacet $U_4$ sur $u, w, q, r$	89
<b>Conclusion</b>	
<b>Annexe A</b>	
<b>Annexe B</b>	
<b>Bibliographie</b>	



# Liste des figures

Figure 1.01 - Le V1 ou Fieseler Fi 103	p 04
Figure 1.02 - Global Hawk (Northrop Grumman, de 1000kg de charge utile) et Sperwer (Sagem)	p 05
Figure 1.03 - Global Hawk), Eagle 1 et Sperwer	p 06
Figure 1.04 - Dragon Eye, Hovereye et PicoFlyer	p 06
Figure 1.05 - Micro drones: Black Widow et micromechanical FlyingInsect	p 09
Figure 1.06 - RMAX Yamaha et Quadri Rotor Braunmod	p 10
Figure 1.07 - Drone miniature Quadri Rotor fourni à la rébellion libyenne	p 10
Figure 1.08 - Hélicoptères Yamaha RMAX (Onera - projet Ressac) et Micro Star	p 11
Figure 1.09 - Drone Auryon de l'UTC	p 11
Figure 1.10 - Le drone iSTAR d'Allied Aerospace et le Polydrone de Polytech'Orléans	p 12
Figure 1.11 - Le X4 Flyer du CEA LIST et le CPX4 (challenge mini drones ONERA DGA)	p 12
Figure 1.12 - Drones Vertigo de Supaéro et Eagle Eye de Bell	p 12
Figure 1.13 - Trirotor de l'UTC Heudiasyc, Satoorn de Supaéro et le drone de l'ENSMM	p 13
Figure 1.14 - Une vision de l'application des DMVT lors des conflits modernes	p 14
Figure 1.15 - Conception du QUADRI ROTOR des Frères Breguet	p 18
Figure 1.16 - L et J. Breguet testé le premier quadri-rotor appelé autogire N 1 en 1907	p 18
Figure 1.17 - Quadri-Rotor du George De Bothezat 1923	p 19
Figure 1.18 - Quadri rotor Oehmichen N 2	p 19
Figure 1.19 - Modèle 'A' Convertawing contributions quadri rotor 1956	p 20
Figure 1.20 - V-22 Ospray , concept de Bell Boeing quad tilt rotor V44	p 21
Figure 1.21 - Skycar lors d'un vol d'essai	p 21
Figure 1.22 - OS4 DMVT	p 22
Figure 1.23 - X-4 Flyer Mark II	p 23
Figure 1.24 - Quadri rotor STARMAC II de l'Université de Stanford	p 23
Figure 1.25 - Quadri rotor du GRASP en manœuvre aérienne à travers une fenêtre très serré	p 24
Figure 1.26 - Manœuvres des GRASP quadri-rotors avec atterrissage sur la station de recharge	p 24
Figure 2.01 - Cadre VARIO-43 Quadri Rotor	p 27
Figure 2.02 - EPP1045 Hélices.	p 29
Figure 2.03 - Courbes typiques de poussée d'hélice	p 29
Figure 2.04 - Courbes typiques de puissance de l'hélice	p 30
Figure 2.05 - Effort théorique et la puissance d'une hélice EPP1045.	p 30
Figure 2.06 - Engrenages et circlips utilisés	p 31
Figure 2.07 - Moteur Robbe ROXXY BL-Outrunner et le Contrôleurs de Vitesse	p 32
Figure 2.08 - Carte Electronique de Traitement et de Contrôle à Bord	p 33
Figure 2.09 - Centrale inertielle avec les déferents MEMS	p 34

Figure 2.10 - Module wifi sans fil XBee 802.15.4 de 1mW.	p 35
Figure 2.11 - Batterie Lithium-ion polymère 1000 mA, 10 C et 11,1 V	p 36
Figure 2.12- Illustration de la vitesse angulaire d'un moteur CC	p 37
Figure 2.13 - Différents mouvement du quadri rotor	p 39
Figure 2.14 - Les deux configurations quadri-rotor X et +	p 40
Figure 2.15 – Mouvements latéraux de la configuration X	p 40
Figure 2.16 – Mouvements latéraux de la configuration +	p 40
Figure 2.17 - Mouvement verticale A,B	p 41
Figure 2.18- Mouvement de tangage C, D	p 41
Figure 2.19 - Mouvement de roulis E, F	p 41
Figure 2.20 - Mouvement de lacet G, H	p 42
Figure 2.21 - Illustration des différents mouvements d'un quadri rotor.	p 42
Figure 3. 01 - Les Repères de référence fixe de terre ( $X_E, Y_E, Z_E$ ) et mobile du drone ( $X, Y, Z$ )	p 44
Figure 3.02 – Configuration du modèle	p 46
Figure 3.03 - Rotation de roulis de quadri-rotor	p 52
Figure 3.04 - Rotation de tangage de quadri-rotor	p 53
Figure 4.01 – Schémas du système du contrôle	p 62
Figure 4.02 – Schémas du fonctionnement de la carte mère avec la centrale inertielle	p 63
Figure 4.03 – Interface du logiciel Drone Navigation	p 64
Figure 4.04 – Interface de l'application TERMINAL de Linux	p 65
Figure 4.05 – Interface du poste de travail de Linux Ubuntu 11.04	p 66
Figure 4.06 – La connexion entre la station sol et le drone	p 67
Figure 4.07 – Test PING De la connexion entre la station sol et le drone	p 68
Figure 4.08 – L'Antenne du modèle 360000G	p 69
Figure 4.09 – Joystick Logithèque utilisé	p 70
Figure 4.10– Principe de la régulation d'un système	p 72
Figure 4.11 – Schéma du régulateur PID	p 73
Figure 4.12 - Schéma général de la commande linéaire quadratique	p 76
Figure 5.01 - Schéma représente les valeurs propres sous forme trigonométrique	p 82
Figure 5.02 - Schéma du modèle Simulink à boucle ouverte	p 83
Figure 5.03 - Graphe du Simulink à boucle ouverte	p 83
Figure 5.04 - Schéma du modèle Simulink LQR	p 85
Figure 5.05 - Graphe du Simulink de l'influence de $U_1$	p 86
Figure 5.06 - Graphe du Simulink de l'influence de $U_2$	p 87
Figure 5.07- Graphe du Simulink de l'influence d' $U_3$	p 88
Figure 5.08 - Graphe du Simulink de l'influence de $U_4$	p 89



# Liste des tableaux

Tableau 1.1 - Différentes configurations des drones DMVT	p 13
Tableau 3.1 - Paramètres physiques du drone quadri-rotor	p 54
Tableau 5.1 - Matrice d'espace d'état A	p 89
Tableau 5.2 - Matrice de commande B	p 80
Tableau 5.3 - Matrice identité C	p 80
Tableau 5.4 - Matrice zéros D	p 80
Tableau 5.5 - Valeurs propres du système à boucle ouverte	p 81
Tableau 5.6 - Valeurs propres du système avec le régulateur LQR	p 84

## Nomenclatures

$M$	mass du véhicule.
$g$	accélération de la gravité.
$O_{CG} (X, Y, Z)$	repère du corps.
$O_{NEB} (X_E, Y_E, Z_E)$	repère lié à la terre
$\Pi$	matrice de passage.
$x, y, z$	les positions du véhicule.
$u, v, w$	les vitesses linéaires suivant les axes des $x, y$ et $z$ .
$\phi$	angle de roulis du véhicule.
$\theta$	angle de tangage du véhicule.
$\psi$	angle de lacet du véhicule.
$p, q, r$	les vitesses angulaires de roulis, tangage et de lacet.
$I_{xx}$	moment d'inertie suivant l'axe des $x$ .
$I_{yy}$	moment d'inertie suivant l'axe des $y$ .
$I_{zz}$	moment d'inertie suivant l'axe des $z$ .
$\vec{V}$	vecteur de vitesse de translation dans les coordonnées du repère du corps.
$\vec{\omega}$	vecteur de vitesse angulaire dans les coordonnées du repère du corps.
$F_g$	force de gravité dans le repère lié à la terre.
$F_{gb}$	force de gravité dans le repère du corps.
$F_x, F_y, F_z$	forces résultantes dans un système inertiel représenté dans le repère du corps.
$H$	moment cinétique du véhicule
$I$	moment d'inertie du véhicule
$L$	moment de roulis dans le système de coordonnées du corps.
$M$	moment de tangage dans le système de coordonnées du corps.
$N$	moment de lacet dans le système de coordonnées du corps.
$C_{d(x,y,z)}$	les coefficients de traînée dans la direction $x, y$ et $z$
$\rho$	la densité de l'air.
$A$	la section de l'hélice

$F_{d(x,y,z)}$	les forces de traînée.
$F_{T(x,y,z)}$	les forces de la poussée.
$F_{1,2,3,4}$	sont les forces de poussée perpendiculaires générés par chaque hélice
$l_i$	la longueur entre l'hélice et le centre de gravité (CG).
$MT_{\phi,\theta,\psi}$	les moments produits par la force de poussée.
$q_i$	coordonnées généralisées.
$\Gamma_i$	forces généralisées données par les forces non conservatives.
$T$	énergie cinétique totale.
$V$	énergie potentielle totale.
$C_T$	Coefficient de poussée.
$C_P$	Coefficient de puissance.
$r$	Rayon de l'hélice.
$P_p$	puissance totale.
$J$	taux de progression de l'hélice.
$u_0$	la vitesse de vol du drone.
$n$	la vitesse de rotation de l'hélice en tours par seconde.
$D_p$	le diamètre de l'hélice.
$V_m$	la tension d'alimentation du moteur en énergie.
$V_0$	la tension d'alimentation correspondante à la zone morte du moteur par volt.
$I'$	la consommation totale du courant électrique.
$R_m$	la résistance de bobine électrique du moteur en $\Omega$ (ohm).
$f_t$	l'autonomie de vol.
$Q'$	la charge électrique de la batterie.
$U_1$	commande verticale.
$U_2$	commande longitudinale
$U_3$	commande latérale.
$U_4$	commande de lacet.



# Notations

<b>MAV</b>	Micro Aerial Vehicle
<b>UAV</b>	Unmanned Aerial Vehicle
<b>HALE</b>	Haute Altitude Longue Endurance
<b>MALE</b>	Moyenne Altitude Longue Endurance
<b>UCAV</b>	Unmanned Combat Air Véhicules
<b>VTOL</b>	Vertical Take-Off and Landing
<b>JAA</b>	Joint Aviation Authorities
<b>OS4</b>	Omnidirectional Stationary Flying Outstretched Robot
<b>CG</b>	Center de gravité
<b>CC</b>	Courant continue
<b>MEMS</b>	Micro Electro-Mechanical Systems
<b>ESC</b>	Electronic Speed Controller
<b>LQR</b>	Linear Quadratic Regulator
<b>PID</b>	Proportional Integral Derivative
<b>PD</b>	Proportional-Derivative
<b>GPS</b>	Global Positioning System
<b>MIMO</b>	Multiple-Input Multiple-Output
<b>SISO</b>	Single-Input Single-Output
<b>PWM</b>	Pulse Width Modulation
<b>RC</b>	Remote Control
<b><math>K_{p,i,d}</math></b>	Les gains PID

## Les indices

<b>B</b>	Par rapport au repère du corps.
<b>g</b>	Gravité

## Les exposants

<b>T</b>	Matrice transposée
----------	--------------------

# Introduction

Les drones ou UAV (Unmanned Aerial Vehicles) sont des engins volants sans pilote capables de mener à bien une mission de façon semi autonome ou en mode téléguidé. Ils ont été utilisés par les militaires pour des missions de reconnaissances ou de surveillance. Dans ce travail nous intéressons beaucoup plus au drone miniature à voilure tournante **DMVT**, plus particulièrement aux Quadri-Rotors, ils sont bien adaptés pour la réalisation des missions qui mettraient potentiellement un équipage en danger ou qui nécessitent une permanence sur zone. Des applications civiles font aussi leurs apparitions ces dernières années, comme la surveillance du trafic routier, la prévention des feux de forêts, la récolte des données météorologiques ou bien encore l'inspection d'ouvrages d'art.

Le développement de plates-formes robotiques volantes connaît un essor croissant depuis quelques années en raison de la miniaturisation toujours plus poussée des capteurs et des actionneurs, mais surtout grâce à la possibilité d'embarquer des cartes de commande toujours plus performantes capables d'exécuter la masse de calcul nécessaire pour le contrôle des drones.

En effet, les appareils **VTOL « vertical takeoff and landing »** font l'objet de recherches très poussées, car leurs applications, notamment dans le domaine militaire, sont évidentes. A ce titre, Boeing étudie actuellement la conception d'un quadri-rotor le V44, qui est un appareil convertible à quatre rotors basculants, dont la géométrie s'avère assez proche de notre modèle. Notre projet se situe dans un domaine au cœur de la recherche actuelle.

Cependant, à une échelle plus réduite, ce projet permettrait de disposer d'un appareil capable d'assurer un vol stationnaire et une prise d'image permettant de suivre depuis le ciel certains événements : cérémonies, compétitions sportives... On peut également envisager de l'utiliser pour de la photographie aérienne, essentielle en cartographie ou en recherche archéologique.

Ce projet se veut un projet durable. Il est de plus sujet à de très nombreuses améliorations comme la mise en place d'un système de suivi d'objets automatique (tracking-objet) par GPS, l'amélioration de l'aérodynamique et aussi les performance du vol, ceux qui pourront faire l'objet des futures projets de fin études.

Ainsi, nous espérons initier une série de projets successifs, qui mèneront à un drone très performant. Notre méthode de travail donne une part très importante à cette continuité nos décisions font systématiquement l'objet de descriptions, de schémas, d'explications, que nous rassemblons au sein d'un espace de travail partagé. Ce travail est composé de cinq chapitres, résumés ci-dessous :

- **Chapitre 1 - État de l'Art**

Ce chapitre donne une bibliographie sur les drones qui permet de connaître les principaux types et configurations des drones miniatures à voilure tournantes et ses domaines d'applications, ensuite nous avons donné une illustration globale sur les Quadri-Rotor. Nous avons aussi réservé une section pour discuter sur le sujet de la réglementation un problème qui se pose durant le développement et la recherche dans ce domaine, à la fin de ce chapitre, nous avons mentionné les projets récents sur ce type des drones.

- **Chapitre 2 - Théorie Quadri-Rotor**

Des explications sur le Quadri-Rotor et ses différents composants, qui sont utilisés lors de la conception. Une étude aussi sur ses différents mouvements, c'est beaucoup plus sur la mécanique du vol. Cette étude est requise pour la modélisation dynamique qui constitue l'étape suivante dans notre travail.

- **Chapitre 3 - Modélisation**

Nous avons utilisés deux approches dans la modélisation, la première approche est développée selon la méthode Newton-Euler qui sera utilisé plus tard dans la partie contrôle et simulation qui est brièvement détaillé. La deuxième méthode Lagrange-Euler nous amène aux mêmes résultats que celle de Newton mais à travers les énergies cinétique et potentielle.

- **Chapitre 4 - Contrôle**

Cette partie consiste à décrire les différents moyens de système du contrôle que ce soit hardware ou software comme une première étape, la seconde étape constitue une introduction au contrôleur de stabilité visé à utilisé lors de la simulation numérique le PID et LQR.

- **Chapitre 5 - Simulation et Résultats**

Ce chapitre constitue la phase pratique de notre travail, nous allons mettre notre système à l'épreuve, en utilisant les méthodes de la simulation illustrées dans le chapitre du contrôle LQR, nous pouvons montrer à quel degré notre système est stable et quelle est la meilleur méthode pour le faire. Cette phase consiste à établir deux types de tests.



**Chapitre 1**



**Etat de l'art**

## ① Les Drones

Aujourd'hui le terme « drone » est largement utilisé pour désigner un « aéronef sans pilote », même s'il n'a pas encore rejoint les dictionnaires français, il est, quelque soit sa taille, sa forme, sa fonction et ses caractéristiques. Drone peut désigner n'importe quel objet volant depuis le cerf-volant jusqu'au missile de croisière en passant par le modèle réduit radiocommandé et le ballon captif. On retiendra la définition anglo-saxonne :

Drone : "an aircraft without a pilot that is operated by remote control"

On peut noter dans cette définition qu'un drone : est contrôlé, donc il n'est pas complètement autonome, et aussi il n'est pas contrôlé nécessairement depuis le sol, car il peut être piloté depuis un autre aéronef [6].

Les drones ou **UAV** (Unmanned Aerial Vehicles) sont des engins volants sans pilote capables de mener à bien une mission en autonomie ou semi-autonomie. Leur utilisation principale est militaire pour des missions de reconnaissance ou de surveillance, sans risque de pertes humaines. En effet, ils sont bien adaptés pour la réalisation de missions qui mettraient potentiellement un équipage en danger ou qui nécessitent une permanence sur zone qui serait fastidieuse pour un équipage à bord. Leur emploi a commencé par tout ce qui touche à l'observation puis a été étendu à l'acquisition d'objectifs ainsi qu'à la guerre électronique et à la destruction de cibles.

Des applications civiles font leur apparition comme la surveillance du trafic autoroutier, la prévention des feux de forêts, la récolte de données météorologiques ou bien encore l'inspection d'ouvrages d'art. La taille des drones varie du centimètre à plusieurs mètres, tout comme leur mode de propulsion qui évolue en fonction des besoins. On distingue deux types de voilures : les voilures fixes pour le vol en mode de translation et les voilures tournantes pour le vol stationnaire. Les deux principaux avantages du drone par rapport à un aéronef standard sont: la miniaturisation est possible, l'évolution dans un environnement tridimensionnel «Dull, Dirty and Dangerous» Monotone, Sale et Dangereux, inadapté aux pilotes humains [6].

Ces avantages ont été reconnus très tôt dans le domaine militaire mais sont également valables dans le domaine civil. La miniaturisation permet de réduire les coûts de fabrication et de fonctionnement. Par exemple une photo aérienne prise par un ballon captif de 2.4m de diamètre (société Phodia ou Aerovue par exemple) revient plus de 10 fois moins cher qu'une photo prise depuis un hélicoptère classique. La réduction de la taille permet également une mise en œuvre plus simple qui ne nécessite ni installations au sol ni expert en pilotage.

## 1.1 Historique des drones

Les drones, avant tout militaires, depuis plus d'un demi-siècle, des drones ont été développés dans le domaine militaire. Après quelques expériences anecdotiques, ils ont été utilisés systématiquement lors des conflits modernes.

En 1849, des bombardements sur Venise eurent lieu, à partir du *Vulcano*, au moyen de ballons sans pilote munis de bombes à retardement. 70 ans après, soit en 1916, aux États-Unis, les véhicules aériens naissaient avec l'Aerial Target, un avion cible. Un certain nombre d'améliorations ont suivi. Pendant et après la Première Guerre mondiale, des avions sans pilote radiocommandés ont vu le jour, avec les tentatives de torpilles aériennes télécommandées par des ondes de télégraphie sans fil et embarquant un gyroscope [1].

Le premier drone français a été conçu, réalisé et expérimenté dès 1923 à Étampes par l'ingénieur Maurice Percheron et le capitaine Max Boucher ; mais l'armée française ne trouva pas alors d'intérêt à cette nouvelle technologie. La phase suivante dans les années 1930 fut l'emploi d'avions-cibles autonomes tant au Royaume-Uni qu'aux États-Unis d'Amérique où le Radio plane OQ-2, avion de taille réduite télé piloté, fut construit en grande série.

L'armée allemande développa à partir de 1938 des vecteurs guidés à distance sous la forme de bombes planantes antinavires et de bombes antichars radioguidées. Le V1 ou Fieseler Fi 103 et le V2 sont conçus principalement sous la désignation FZG 76, ceux sont des bombes volantes et les premiers missiles de croisière de l'histoire de l'aéronautique. Utilisées du 13 juin 1944 au 29 mars 1945 par l'Allemagne nazie contre le Royaume-Uni durant la seconde guerre mondiale, le V1 à aile droite et pulsoréacteur dorsal (Figure 1.01) a servi de modèle à des avions-cibles pour les anglais plus tard.

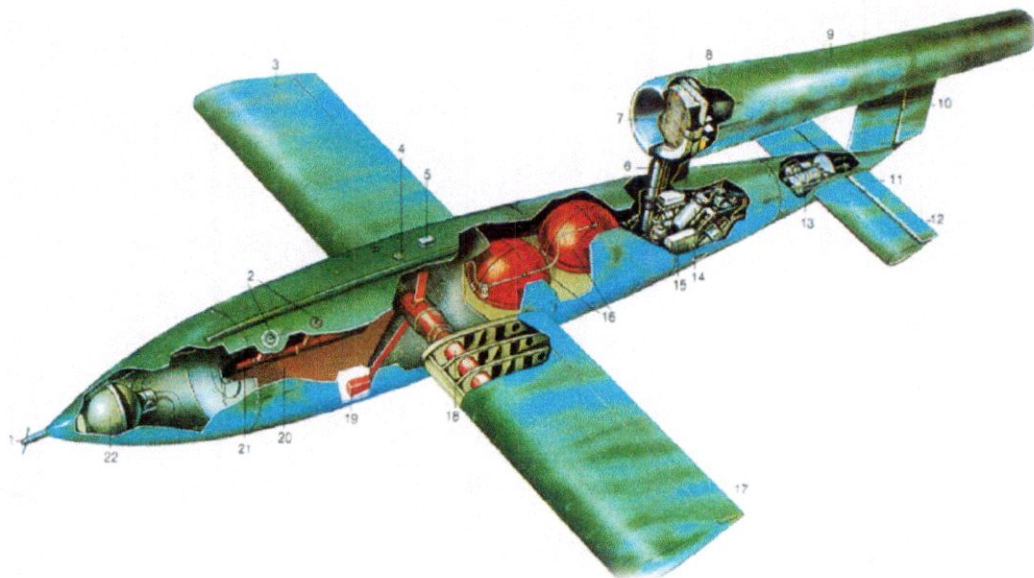


Figure 1.01 - Le V1 ou Fieseler Fi 103



L'apparition des premiers drones, véhicules volants sans pilote humain à bord, date de la fin de la seconde guerre mondiale. Tout d'abord principalement utilisés comme cibles militaires pour l'entraînement au combat (drone cible CT.41 Nord Aviation en 1957), ils furent ensuite employés pour des missions de reconnaissance dans les années 1960 (drones Firebee et Lightning Bug). Leur utilisation pour des missions de surveillance s'est ensuite répandue lors de nombreux conflits.

Le grand essor des drones date de la guerre de Corée et de celle du Viêt Nam. À cette époque de la guerre froide, le drone a été développé de façon confidentielle par les États-Unis d'Amérique comme un moyen de supériorité stratégique et de rupture capacitaire devant permettre la surveillance et l'intervention militaire chez l'ennemi sans courir les risques humains que l'opinion ne supportait pas. Cette supériorité a été acquise à travers l'innovation technologique, surtout dans les domaines de l'automatique et des transmissions.

Le transfert vers Israël de certains systèmes ont permis à ce pays de développer de façon pragmatique une collection de drones à vocation tactique à courte et moyenne portées et à transmissions directes de données. Depuis les années 80, principalement par les israéliens et les américains, et par les forces alliées lors des deux guerres du Golfe, ces engins ont notamment été utilisés pour des missions de reconnaissance et de surveillance.

Néanmoins certains, le Predator (Figure 1.02) peuvent être armés, de missiles ou de mini-drones. Ces avions de plusieurs tonnes possèdent une charge utile importante (jusqu'à une tonne pour le Global Hawk) et sont équipés de caméras (visible et infrarouge) et de radars divers. Ils sont reliés au sol via des communications haut-débit, habituellement via des satellites. Depuis, de nombreux drones ont été développés, et leur usage à des fins civiles a également débuté [1].



Figure 1.02 – Global Hawk (Northrop Grumman, 1000kg de charge utile) et Sperwer (Sagem).

Les drones ont été ensuite utilisés dans tous les conflits et les opérations de maintien de la paix notamment au Kosovo, au Tchad, lors des attaques aériennes américaines au Pakistan ou contre la piraterie maritime, qui l'ont introduit en 2009.



## 1.2 Classification des drones

Selon la nature du véhicule, on distingue plusieurs classes de drones [6] :

- **Les Drones Haute Altitude Longue Endurance (HALE)**

Tels que le Global Hawk (Northrop Gumman), de la taille d'un avion de ligne et volant à des altitudes pouvant atteindre 20km pour un rayon d'action de plusieurs milliers de kilomètres.

- **Les Drones Moyenne Altitude Longue Endurance (MALE)**

Tels que le Eagle 1 (EADS) ou le Predator (General Atomics), d'envergure de l'ordre d'une dizaine de mètre et volant à des altitudes comprises entre 5km et 12km pour un rayon d'action allant jusqu'à 1000km.

- **Les Drones de Combat (UCAV Unmanned Combat Air Véhicules)**

Tels que le nEUROn ou le X-45 (Boeing), conçus pour des missions d'attaque.



Figure 1.03 – Global Hawk (à gauche), Eagle 1 (au centre) et Sperwer (à droite)

- **Les Drones Tactiques**

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

- **Les Drones Miniatures**

Tels que le Hovereye (Bertin Technologies) ou le Dragon Eye (AeroVironment) dont la dimension maximale n'excède pas le mètre.

- **Les Micros Drones MAV**

Tels que le PicoFlyer (Proxyflyer), dont la dimension maximale n'excède pas 15cm.



Figure 1.04 – Dragon Eye (à gauche), Hovereye (au centre) et PicoFlyer (à droite)

## 1.3 Règlementation des drones

Les applications civiles des drones sont nombreuses mais beaucoup d'entre elles sont impossibles par manque de réglementation les concernant. Les avions sans pilote étaient déjà mentionnés dans la convention de Chicago en 1944, article 8 :

« No aircraft capable of being flown without a pilot shall be flown without a pilot over the territory of a contracting State without special authorization by that State and in accordance with the terms of such authorization. Each contracting State undertakes to insure that the flight of such aircraft without a pilot in regions open to civil aircraft shall be so controlled as to obviate danger to civil aircraft. » [6]

Soixante ans plus tard, nous en sommes toujours au stade des « autorisations spéciales. Par exemple, à l'occasion des cérémonies commémoratives du 60eme anniversaire du débarquement en Normandie en juin 2004, un drone de surveillance a été utilisé et une zone particulière a dû lui être réservée. Lorsque le drone évolue dans la zone, la tranche d'altitude entre les niveaux de vol 075 et 105 sera exclusivement réservée à son usage.

La réglementation actuelle n'est pas adoptée aux drones pour différentes raisons essentielles, principalement :

- Le «voir et éviter» à la base de la circulation aérienne est liée à la présence du pilote dans l'aéronef.
- La notion de panne «catastrophique» en navigabilité est uniquement liée à la perte de l'aéronef et aux victimes à bord, sans prendre en compte les victimes potentielles au sol.

Depuis quelques années, plusieurs groupes de travail ont réfléchi à ces questions, notamment en Europe. Les mini-drones jouant un rôle particulièrement important d'après le JAA et l'Eurocontrol UAV TF, nous commençons par rappeler la réglementation actuelle concernant l'aéro-modélisme [6].

### 1.3.1 L'Aéro-Modélisme

En Europe, toute activité d'aéro-modélisme est réglementée par la DGAC. Elle est Réglementée par un arrêté du 25 aout 1986 qui stipule qu'un aéro-modèle est un «objet volant radiocommande ou non, motorisé ou non, sans pilote, ni personne à bord». Les aéro-modèles sont classés en 3 catégories principales :



- Catégorie 1 : Aéro-modèles de masse inférieure ou égale à 12 kg et dont les moteurs ont une cylindrée totale inférieure ou égale à 50 cm<sup>3</sup>. Cette catégorie ne nécessite pas d'autorisation spéciale.
- Catégorie 2 : Aéro-modèles de masse inférieure à 25 kg et n'appartenant pas à la catégorie 1. Une déclaration auprès du district aéronautique est obligatoire pour cette catégorie.
- Catégorie 3 : Aéro-modèles de masse supérieure à 25 kg. Une autorisation de vol accordée par la DGAC est obligatoire. Cette autorisation est attribuée au couple aéronef-pilote au regard d'un dossier d'écrivain l'aéro-modèle, après son inspection de l'aéro-modèle ainsi qu'une épreuve de vol.

Le vol des aéro-modèle est autorisé en dehors des servitudes aéronautiques et radio-électriques des aérodromes, à distance des habitations et des routes, ... Les aéro-modèles ne doivent pas interférer avec les aéronefs, en particulier ne pas voler au-dessus de 150m. Le pilotage s'effectue à vue. Les fréquences et les puissances des radio-commandes sont régulées par l'Agence Nationale des Fréquences. Les terrains d'Aéro-Modélisme sont homologués par le District Aéronautiques et sont gérés par la Fédération Européenne d'Aéro-Modélisme [6].

### 1.3.2 Les Propositions JAA et Euro Control UAV

Le groupe JAA/Eurocontrol UAV Task Force (UAV T-F) a été créé en septembre 2002 pour répondre aux attentes en terme de régulations de l'industrie européenne du drone. Le groupe a rendu son rapport final début 2004 intitulé « *A concept for european regulations for civil UAV* ». Il s'agit d'un tout premier pas vers une réglementation européenne et ce document ne constitue qu'un ensemble de recommandations.

Le groupe de travail a identifié l'existence de plus de 440 drones commercialisés dans le monde, les applications civiles et le manque d'harmonisation des autorités nationales de régulation dans le domaine du trafic civil des drones. L'ensemble de ses recommandations ne concerne pas les missions militaires, de douanes ou de police ni les drones légers (moins de 150kg). Ces derniers doivent être réglementés au niveau national mais le JAA T-F recommande de suivre ses propositions [6].

A cause de ces problèmes que certaines drones ne sont pas compatibles avec la réglementation actuelle de la circulation aérienne et pour cela qu'ils ne peuvent pas être exploités librement. Cette mauvaise conduite ne fait pas encourager le développement dans le domaine des drones civils et aussi elle bloque la recherche scientifique liée à ce sujet.

## ② Drones miniatures à voilure tournante DMVT

Nous intéresserons aux « DMVT » drones miniatures à voilures tournantes plus particulièrement aux drones quadri rotors. Contrairement aux véhicules de type "avion", pour lesquels la propulsion et la sustentation sont réalisées séparément (réacteur ou hélice, et voilure fixe), les véhicules à voilure tournante utilisent le même organe pour la propulsion et la sustentation (rotors). Grâce à cette particularité, ce type de drone miniature est capable d'atterrissage et de décollage vertical, ainsi que de vol stationnaire ou quasi-stationnaire, ouvrant un large champ à de nouvelles applications.

Le véhicule ne constitue cependant qu'une partie d'un système de drone qui est en effet composé d'un vecteur aérien (véhicule), mais également d'une station sol et d'un système de liaison de données entre la station sol et le véhicule. La station sol permet aux opérateurs de superviser la mission du drone, de lui fournir de nouvelles consignes, mais aussi d'acquérir et visualiser les données issues du véhicule et de ses charges utiles.

Des progrès technologiques récents ayant permis la miniaturisation du véhicule, des équipements embarqués nécessaires à son automatisation ainsi que des charges utiles, la réalisation d'un drone miniature est devenue possible à partir de composants pris sur étagère ou de véhicules de modélisme du commerce. Cette possibilité de réalisation à bas coût contribue à l'intérêt croissant que suscite cette nouvelle classe de véhicules.

Toujours avec des objectifs au départ militaires, la miniaturisation des UAV a été poursuivie. Pionnière dans le domaine dès les années 80 avec son Pointer, un avion de 4kg avec 1kg de charge utile, la société AéroVironment a construit un drone de 42g, le Black Widow (Figure 1.05) équipé d'une caméra et capable de naviguer de manière autonome (GPS) avec une autonomie de 30mn. Mis à part la performance technologique, on peut douter de l'intérêt d'une telle miniaturisation qui d'une part réduit la charge utile à quelques grammes et dont les performances de vol sont forcément très dégradées en présence de vent



Figure 1.05 – Micro drones . Black Widow (Aerovironment, 42g) et Micromechanical FlyingInsect (UC Berkeley, 25mm)



La course à la miniaturisation est cependant loin d'être terminée et les études actuelles concernent des engins de quelques grammes ; dans ce cadre les recherches s'orientent vers des solutions s'inspirant du monde biologique en particulier pour l'aérodynamique en privilégiant le vol à ailes battantes. Le vol à ailes battantes ou vibrantes est étudié au sein du projet REMANTA de l'ONERA : les problèmes à résoudre sont mécaniques et aérodynamiques. Les écoulements induits par les mouvements complexes doivent être analysés finement afin de pouvoir optimiser le rendement du vol. Les autres problèmes à résoudre à ces échelles concernent la propulsion et l'énergie. L'intérêt militaire des micro-drones a été identifié depuis plusieurs années.

Cette grande catégorie de drones ne se distingue pas par leur mission principale, l'observation, mais par leur taille. Ces drones portables (Figure 1.06) de quelques kilogrammes sont conçus pour être transportés dans un sac à dos et mis en œuvre à l'aide d'une «station-sol» réduite à un ordinateur portable et un émetteur récepteur permettant la communication avec le drone (les plus gros de ces mini-drones peuvent nécessiter l'usage d'une rampe de lancement pour le décollage).



Figure 1.06 – RMAX Yamaha et Quadri Rotor Braunmod

La charge utile essentielle d'un tel mini-drone est une caméra vidéo dont l'image est retransmise en continu à la station-sol. Avec un rayon d'action de quelques kilomètres, l'objectif d'un mini-drone est d'aller voir « de l'autre côté de la colline » soit en étant piloté comme un modèle réduit standard soit de manière autonome en suivant une mission préprogrammée, la navigation étant effectuée grâce à un positionnement GPS. Dans cette catégorie, un drone miniature Quadri Rotor Présenté dans la figure 1.07 a été fourni par une société canadienne, Il peut être mis en œuvre par un opérateur unique, permet à la rébellion libyenne de suivre les mouvements des troupes restées fidèles à Mouammar Kadhafi.



Figure 1.07 – le drone miniature Quadri Rotor fourni par une société canadienne à la rébellion libyenne



## 2.1 Différentes configurations des DMVT

Il existe de nombreuses configurations de véhicules de drones miniatures à voilure tournante, suivant le nombre de rotors, leur position et la présence ou non d'autres actionneurs. Les configurations de véhicules les plus courantes sont ici présentées :

- **Hélicoptère Classique**

Le véhicule est un hélicoptère classique, à échelle réduite, doté d'un rotor principal et d'un rotor de queue. Un plateau cyclique permet de faire varier le pas des pales du rotor principal et de piloter le véhicule en tangage et roulis. Le rotor principal assure également la fonction de sustentation. Le rotor de queue joue un rôle d'anti couple, afin d'annuler le couple de réaction en lacet créé par le rotor principal. Le pilotage en lacet se fait donc en faisant varier le pas collectif du rotor de queue. Ce type de configuration présente l'avantage de pouvoir exploiter les résultats des travaux réalisés pour les hélicoptères classiques en termes de modélisation et de commande (Figure 1.08).



Figure 1.08 – Hélicoptères Yamaha RMAX (Onera – projet Ressac) (à gauche) et Micro Star (à droite)

- **Double Rotor Contrarotatif**

Le véhicule est équipé de deux rotors coaxiaux tournant dans des sens opposés. Le pilotage en lacet se réalise par différence de rotation des deux rotors. Ces deux rotors peuvent être équipés de plateaux cycliques, ou être à pas fixe et commandés en vitesse de rotation. Dans ce dernier cas, des volets peuvent être disposés sous les deux rotors afin de dévier le flux d'air et de commander le véhicule en tangage et roulis (Figure 1.09).



Figure 1.09 – Drone Auryon de l'UTC



- **Rotor à Pas Fixe caréné et Volets**

Le véhicule est équipé d'un rotor principal à pas fixe assurant la sustentation. Des volets sont disposés dans le flux d'air afin de réaliser la commande en tangage et en roulis. La stabilisation en lacet est assurée par un étage anti couple (Figure 1.10).



Figure 1.10 – Le drone iSTAR d'Allied Aerospace à gauche et le Polydrone de Polytech'Orléans à droite

- **Quadri Rotor**

Le véhicule est équipé de quatre rotors disposés en croix. Les rotors avant et arrière tournent dans le sens contraire des rotors latéraux. Les rotors étant à pas fixe, le pilotage en tangage roulis lacet est réalisé par différence de vitesse de rotation, (Figure 1.11). La simplicité mécanique de ce véhicule en fait une configuration très abordable pour la réalisation de plateformes expérimentales à faible coût.



Figure 1.11 – Le X4 Flyer du CEA LIST (à gauche) et le CPX4 (challenge mini drones ONERA DGA)

- **Les Convertibles**

Les drones convertibles cumulent les avantages de l'avion et de l'hélicoptère, décollage et atterrissage vertical, vol stationnaire, vol d'avancement rapide et économique. La transition entre ces deux phases de vol peut se réaliser par basculement complet du véhicule lorsque celui-ci est équipé d'un rotor surmontant une voilure (Vertigo de Supaéro), ou uniquement par basculement de ses rotors lorsque ceux-ci sont disposés sur des nacelles pivotantes (Eagle Eye de Bell).

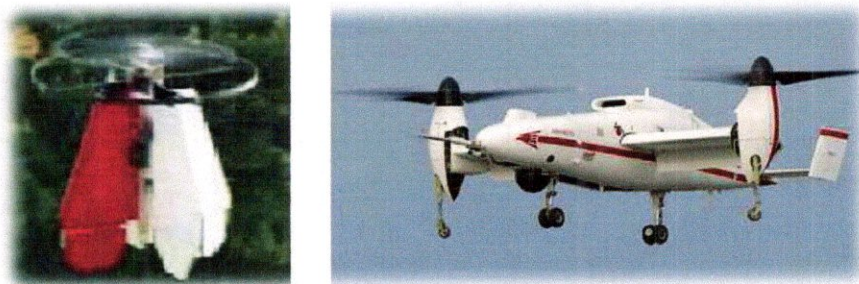


Figure 1.12 – Drones Vertigo de Supaéro (à gauche) et Eagle Eye de Bell (à droite)



• **Autres Configurations**

Il existe d'autres configurations de drones miniatures à voilure tournante, pour lesquelles le nombre et la disposition de rotors varie d'un concept à l'autre : trirotor, rotors pour la sustentation et rotors d'avancement, etc.

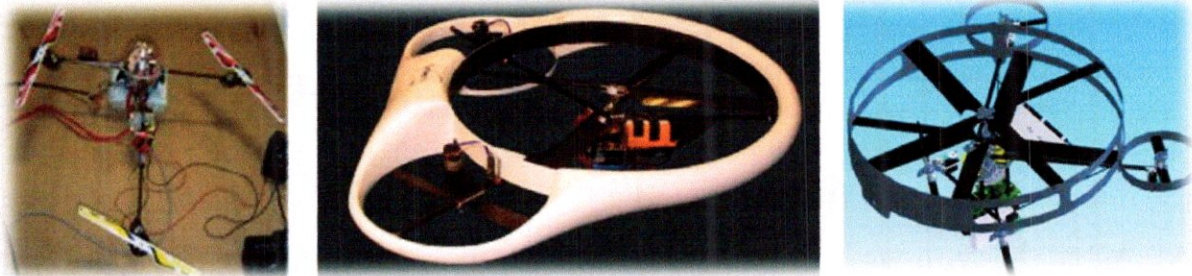


Figure 1.13 – Trirotor de l'UTC Heudiasyc (à gauche), Satoorn de Supaéro (centre), Drone de l'ENSMM (à droite)

Le tableau ci-dessous résume les différentes configurations des drones (DMVT) :

Formules aérodynamiques	Projets
Convertibles	
Di-rotors carénés contrarotatifs à pas cyclique et collectif	
Di-rotors carénés contrarotatifs à pas fixe + volets et/ou rotors additionnels	
Mono-rotor – redresseur et volets de contrôle	
Helicoptère à rotor anti-couple et caréné	
Quadri-rotors	
Ailes Battantes	

Tableau 1.1 – Différentes configurations des drones DMVT



## 2.2 Applications des drones DMVT

L'utilisation des drones miniatures est encore limitée à ce jour, essentiellement à cause des réglementations restreignant ou interdisant leur utilisation au sein de l'espace aérien. Néanmoins, le nombre d'applications envisageables pour ce type de véhicule, ainsi que l'intérêt qu'il suscite chez de nombreux industriels, permet d'espérer un futur assouplissement de cette réglementation. Ces applications relèvent tant du domaine civil que militaire.

### 2.2.1 Application militaires

Les applications militaires potentielles sont, par exemple, l'aide au fantassin, la reconnaissance de zones à risques, la cartographie des régions ou de bâtiments, la localisation de victimes lors de conflit, etc. Equipé d'une caméra, le véhicule réalise alors une fonction d'œil déporté. L'absence d'humain à bord permet son utilisation dans des contextes dangereux où la perte du véhicule peut être envisagée, d'autant plus facilement que son coût est bas [6].

La faible taille du véhicule peut de plus rendre possible son utilisation par une seule personne, et faciliter ainsi son transport dans des zones de conflit. Enfin, la capacité de décollage et d'atterrissage vertical autorise un déploiement rapide depuis des zones très restreintes.



Figure 1.14 – Une vision de l'application des DMVT lors des conflits modernes

## 2.2.1 Application civiles

Dans le domaine civil, les applications sont nombreuses : localisation de victimes lors de catastrophes naturelles, surveillance en milieu urbain, analyse ou collecte d'échantillons en atmosphère polluée, exploration de zones contaminées, supervision du trafic routier, prises des vues de bâtiments ou d'ouvrages d'art pour la maintenance, épandage agricole, inspection de lignes électriques ou de voies ferrées, etc. Le drone est principalement utilisé dans sa fonction d'œil déporté, pour laquelle la capacité de vol stationnaire est mise à profit, et pour des missions difficiles d'accès pour l'homme ou dans des milieux dangereux pour lui (sites pollués ou irradiés).

En effet tous les avantages reconnus des drones pour les applications militaires sont transposables aux applications civiles : comme mentionne avant, les environnements «Dull, Dirty and Dangerous» peuvent se rencontrer dans le domaine civil. Des missions civiles très similaires aux missions de défense comme la surveillance des frontières et la surveillance des personnes (lors de manifestations publiques par exemple ou lors de simples missions de police) sont facilement envisageables. D'autres applications, plus originales, sont étudiées à plus ou moins long terme : observation de la terre, télécommunications, transport, ...

Les drones miniatures à voilure tournante trouvent également leur place comme plateformes expérimentales peu onéreuses et faciles à mettre en œuvre. Ils servent ainsi à mettre en pratique et à illustrer par l'expérience des travaux de recherche dans les domaines de la robotique, de l'automatique, du traitement du signal, de l'informatique temps réel, de la vision, etc. Nous détaillons ici dans les applications principales de cette catégorie des drones, certaines d'entre elles ne sont pas compatibles avec la réglementation actuelle de la circulation aérienne.

- **Publicité et photos aérienne**

L'une des rares applications actuelles civiles d'un aéronef non habité concerne l'usage d'un ballon captif simplement comme support publicitaire ou pour réaliser de la photo aérienne : le ballon est muni d'un appareil photo orientable, télécommandé depuis le sol ; une caméra vidéo dont l'image est retransmise au sol sert de viseur. Le ballon peut évoluer jusqu'à 150m, dans le cadre de la réglementation des aéro-modèles [6].

De nombreuses sociétés, en particulier françaises (Photociel, Phodia, ...), proposent des services basés sur cette technique. La société Mediazep commercialise un ballon équipé pour moins de 5000 EURO, prix à comparer avec une solution classique hélicoptère et pilote ... Pour cette même application, le drone para moteur 4 Pixy a également été développé. L'avantage par rapport au ballon captif, tout en restant dans le même cadre de réglementation, est sa mobilité.

De plus, son pilotage, grâce à une vitesse d'évolution faible, ne nécessite pas les talents d'un pilote chevronné.

- **Déminage**

Les mines antipersonnel peuvent être repérées dans certaines conditions depuis le ciel : enfouies à très faible profondeur, à l'aube, elles ne se réchauffent pas de manière identique au terrain environnant et il est possible de les repérer avec une image infrarouge. Une cartographie de terrains minés a déjà été réalisée avec un mini-drone hélicoptère de quelques dizaines de kilogrammes.

La technologie hélicoptère est assez coûteuse mais il est possible d'utiliser un mini drone avion pour réaliser cette cartographie. La société Fondmetal Technologie envisage d'utiliser le système Paparazzi pour équiper un avion de quelques kilogrammes dans ce but. L'objectif est de fabriquer un engin d'environ 15 000 EURO qui serait accessible aux organisations humanitaires et aux pays en voie de développement. Des expérimentations sont en cours [6].

- **Feux de forêt**

La lutte contre les feux de forêt est d'autant plus aisée que la détection de départ de feu est précoce. Une surveillance permanente nécessite des moyens humains importants. La solution drone s'impose naturellement. Pour ne pas interférer avec la circulation aérienne, c'est un drone HALE qui est prévu. A 20 000m d'altitude, avec une autonomie de 24h, le drone est muni de capteurs optiques et électromagnétiques pour détecter non seulement les feux mais également les véhicules dans les zones réglementées. Le programme de recherche piloté par l'ONERA a donné ses conclusions fin 2004.

- **Inspection d'infrastructure**

Les mini-drones sont étudiés sérieusement pour inspecter des infrastructures, en particulier des lignes haute tension et des ouvrages d'art. Le projet RIPL (Robotic Inspection of Power Lines) développe un mini-hélicoptère de 35kg à deux rotors coaxiaux contra-rotatifs. L'étude du marché potentiel devrait être motivante pour la recherche dans ce domaine.

Le Laboratoire Central des Ponts et Chaussées conduit un projet pour l'utilisation de drones dont la mission est la surveillance automatisée d'ouvrages d'art. Des expérimentations ont été conduites dès 2001 sur un viaduc, en zone urbaine, avec un hélicoptère de 10kg radiocommandé (non autonome). Ce même laboratoire étudie également l'utilisation de drones pour la surveillance du trafic routier.



L'objectif vise à mesurer précisément les phénomènes de congestion chronique (sur les périphériques des grandes agglomérations) ou exceptionnelle (sur les autoroutes suite à un incident bloquant la circulation).

Dans le second cas de figure, l'idée est d'avoir un système portable dont la mise en œuvre serait très simple (quelques minutes) afin d'obtenir rapidement des observations sur site à moindre cout ; c'est encore la catégorie des mini-drones qui est candidate à cet usage. Une expérimentation a été envisagée au dessus du périphérique de Nantes mais aucune autorisation de vol n'a pu être obtenue (la réglementation pour l'aéromodélisme ne s'appliquant pas dans ce cas).

### • Mesures atmosphériques

Les ballons sondes, utilisés depuis longtemps par la météorologie, ne sont pas à proprement parler des drones puisqu'ils ne sont pas pilotés (ni récupérés en général). Il est assez tentant de remplacer ces ballons par des aéronefs contrôlés. Il est cependant délicat d'envisager d'autres engins car les mesures doivent pouvoir être effectuées dans des conditions délicates (nuage, givrage, très haute altitude, ...) et surtout suivant un profil vertical. Un drone pourrait être intéressant dans trois contextes [6] :

- Récupération d'un ballon sonde traditionnel : le ballon est largué à haute altitude et l'équipement de mesure redescend en planant de manière autonome vers un site de réception. Le principal problème reste alors l'intégration de la trajectoire descendante à la circulation aérienne.
- Campagne de mesures intensives: la campagne Thorpex (The Hemispheric Observing System Research and Predictability Experiment) envisage de lancer des ballons dirigeables à haute altitude (20 000m) emportant une charge utile de dropsondes larguées par télécommande. Prévu pour une durée de vie d'un an, un tel ballon peut être qualifié de drone ... Est prévu également l'utilisation d'aerosondes, un drone d'une quinzaine de kilogrammes qui a déjà fait ses preuves, notamment en traversant l'atlantique.
- Mesure en basses couches : un mini-drone est particulièrement bien adapté pour effectuer des mesures à basse altitude. Ainsi, un Carolo T140, renommé M2AV, Meteorological MAV pour l'occasion, va être utilisé pour effectuer des mesures de température, humidité et vent.



### ③ Drones miniatures Quadri Rotor

#### ③.1 Historique

Cette histoire commence au 20ème siècle, lorsque Charles Richet, un savant et académicien français, a construit un petite hélicoptère sans-pilote. Bien que sa tentative ne fût pas un succès, Louis Bréguet, l'un des élèves de Richet, a été inspiré par l'exemple de son tuteur. Plus tard, en 1906, environ quatre ans après les premiers succès des vols des frères Wright alimentés en avions à voilure fixe à Kitty Hawk aux États-Unis Louis et son frère, Jacques Bréguet a commencé la construction du premier quadri rotor (Figure 1.15). Louis exécuté de nombreux tests sur les profiles d'aile, prouvant qu'il a eu au moins une certaine compréhension de base des exigences nécessaires à la réalisation du vol vertical [3].

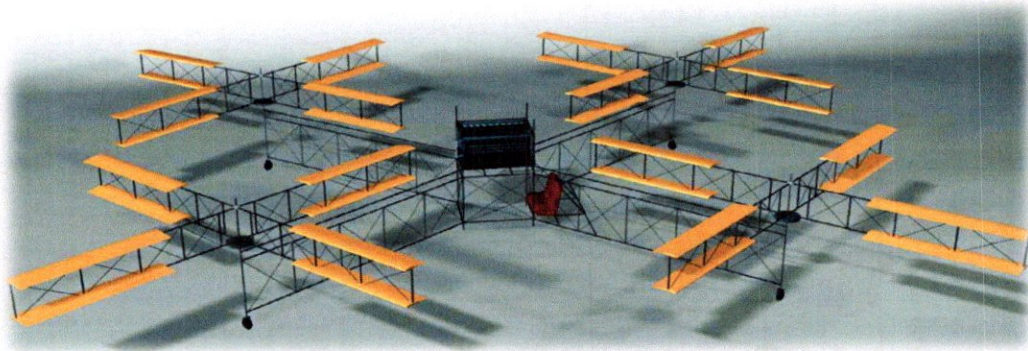


Figure 1.15 – la conception du QUADRI ROTOR des Frères Breguet

En 1907 En 1907, ils avaient terminé la construction de l'avion qui a été nommé Bréguet-Richet autogire N1, un quadri rotor avec des hélices de 8,1 mètres de diamètre chacun (Figure 1.16), la pondération était 578 kg (2 pilotes inclus) et avec un moteur à combustion interne de puissance de 50 chevaux (37,3 kW), ce qui conduit les rotors à travers une courroie et poulie de transmission. Bien sûr, à ce moment-là ils n'avaient aucune idée sur la façon de le contrôler, la principale préoccupation était de s'assurer que l'avion permettrait d'atteindre le vol vertical. La première tentative de vol a été faite entre Août et Septembre de 1907 avec des témoins disant qu'ils ont vu le quadri rotor lever 1,5 m en l'air pendant quelques instants [3].

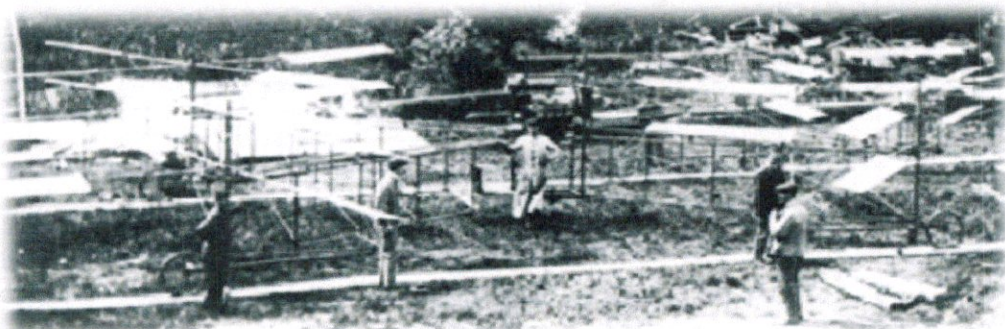


Figure 1.16 – L et J. Breguet testé le premier quadri-rotor appelé autogire N 1 en 1907



En janvier 1921 Suite à un contrat engagé par l'armée américaine, c'est l'Américain d'origine russe George de Bothezat qui fut le premier à faire voler un appareil quadri rotor. Il réussit son premier vol en octobre 1922 et réalise un vol de 1 minute 42s à 1,8 m du sol le 18 décembre 1922. Le 19 janvier 1923, l'appareil emporte deux personnes à 1,2 m du sol. De nombreux vols furent effectués en 1923 mais l'appareil ne s'élèvera pas au dessus de 5 mètres et l'armée mettra fin au contrat (Figure 1.17).

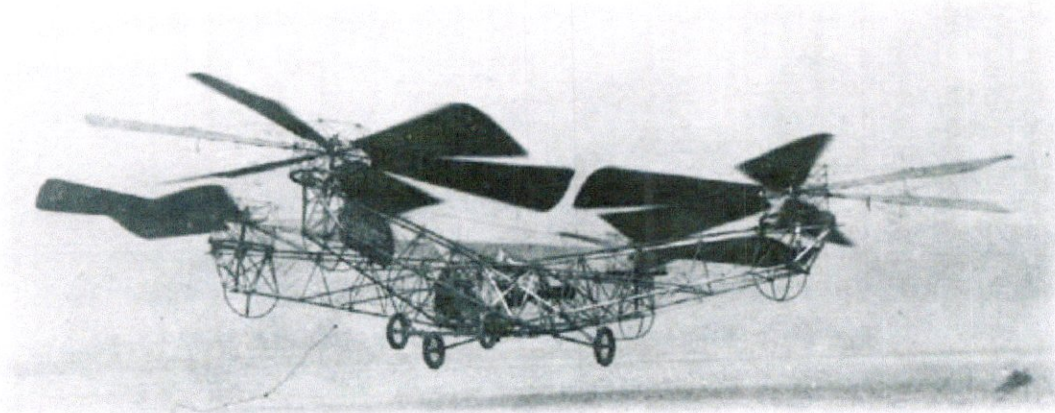


Figure 1.17 - Quadri-Rotor du George De Bothezat 1923

En Europe, l'ingénieur de Peugeot, Etienne Oehmichen, a conçu un quadri rotor et effectua son premier vol de 800 kg de N 2 Oehmichen en 1922. Ainsi que les quatre rotors principaux, il comportait cinq rotors supplémentaires relatifs à la stabilité latérale, deux pour contrôler le mouvement vers l'avant et un vers le nez pour la direction, il a réussi un vol stationnaire de cinq minutes en juin 1923, Le 4 mai 1924, il est devenu le premier giravion qui a terminé le 1 km de vol en circuit fermé avec une vitesse moyenne de 2,2 m / s, il a monté à plus de dix mètres d'altitude et a effectué une boucle complète sur un kilomètre en sept minutes et quarante secondes devant le capitaine Cholât de l'Aéro-club. En plus des quatre rotors de sustentation, le type n°2 d'Oehmichen était doté de huit hélices de direction (Figure 1.18) [3].

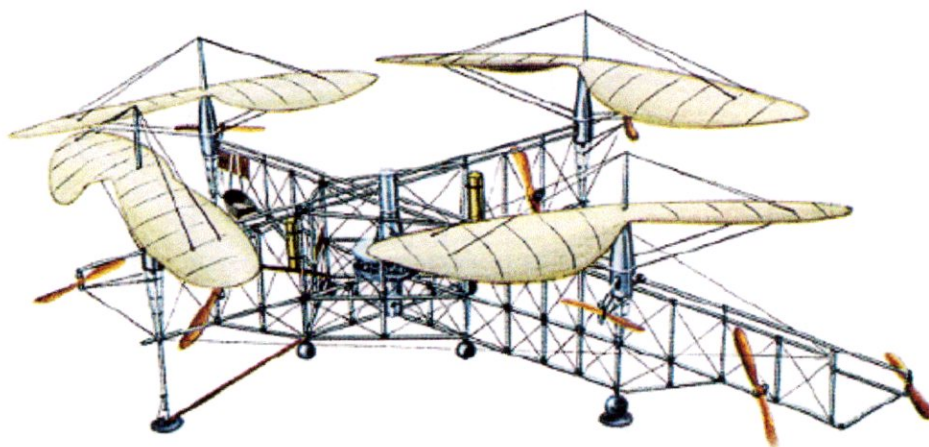


Figure 1.18- Oehmichen N 2, le premier QUADRI ROTOR qui a mené bien un vol de 1km en circuit

C'est à l'année 1956 que le prochain grand quadri rotor a été développé (Figure 1.19), de Modèle 'A' Convertible quadri rotor, le modèle a éliminé les quatre rotors supplémentaires utilisées dans le N 2 Oehmichen et il a utilisé des ailes de vedette pour augmenter la portance en vol d'avancement. L'engin était propulsé par deux moteurs qui a été contrôlée en faisant varier la puissance de chaque moteur. Bien que ce projet a effectué de nombreux vols réussis, il a été abandonné en raison du manque d'intérêt des secteurs commercial et militaire [3].

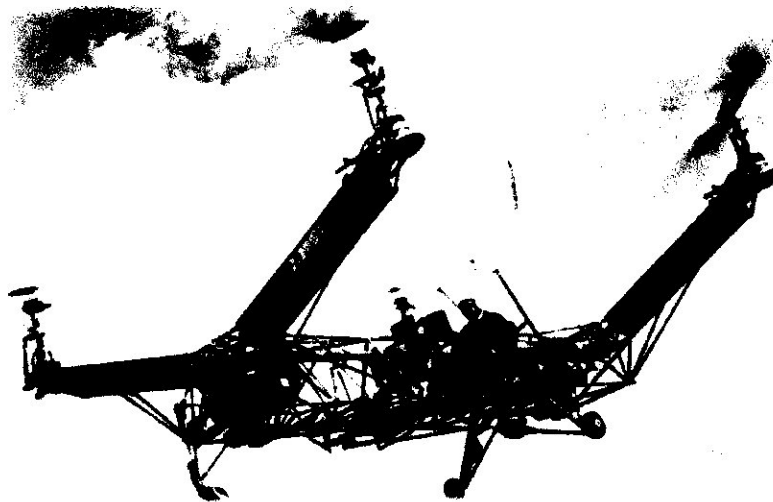


Figure 1.19 - Modèle 'A' Convertible quadri rotor 1956

Même si le projet a été abandonné, il est maintenant le système de contrôle principal pour quadri rotors actuelles. Aujourd'hui, la configuration de l'hélicoptère quadri rotor se trouve surtout dans la radio contrôlée des jouets hélicoptères. La perspective d'avenir du quadri rotor est le développement d'un petit modèle hélicoptère qui peut être utilisé pour les applications mentionnées précédemment.

Récemment il ya eu un intérêt croissant dans la conception du quadri rotor. Bell Boeing travaille sur un quadri rotor convertible pour remplacer la V-22 Ospray (Figure 1.20), le V44 capable de transporter une charge utile importante, à grande vitesse et en utilisant un petit espace pour le décollage et l'atterrissage (VTOL). La majorité de ses systèmes dérivent directement du V-22, sauf pour le nombre de moteurs. En outre, la structure de l'aile sur la nouvelle conception a quelques améliorations, il a une aile de plus qui porte les rotors arrière. En conséquence, Bell quadri rotor V44 (Figure 1.20) aura une meilleure performance et économie de carburant.





Figure 1.20 - V-22 Osprey (à gauche) - Concept de Bell Boeing quad tilt rotor V44 (à droite)

Une autre conception quadri rotor récente et célèbre est le Skycar Moller (Figure 1.21), un prototype pour une VTOL personnelle "voiture volante". Le Skycar dispose quatre rotors permettant une opération sûre et efficace à basse vitesse. Il était une cible à de nombreuses critiques parce que les manifestations étaient seulement de vol stationnaire tests avec la Skycar attaché à une grue. C'est l'inventeur, Paul Moller qui a essayé de vendre le Skycar aux enchères, sans succès. Aujourd'hui, il concentre ses travaux sur le précurseur de la Skycar, le M200G "Volantor", une soucoupe volante de style aéroglisseur. Ce modèle utilise plus tard, huit ventilateurs contrôlés par un ordinateur et est capable de planer jusqu'à 3 m au-dessus du sol. Cette limitation est imposée par l'ordinateur de bord en raison de la réglementation des administrations de l'aviation fédérale, en précisant que tout véhicule qui vole au-dessus de 3 m est réglementé comme un avion [3].



Figure 1.21 - Skycar lors d'un vol d'essai

Quadri rotors sont également à la disposition du public par le biais des jouets radiocommandés. Certains amateurs ainsi que recherches ont mis au point leurs prototypes quadri rotor propres. Ceci est possible grâce à la disponibilité de l'électronique bon marché et légers de matériaux, il sont à la disposition du public. Que ce soit pour la satisfaction personnelle, de divertissement, de l'utilisation militaire ou civil, les quadri rotors ont joué un rôle important dans l'évolution des aéronefs et peuvent se révéler aussi comme un moyen de transport dans un avenir proche.



### 3.2 Projets récents

L'état de l'art dans la conception et le contrôle quadri rotor a radicalement changé dans la dernière décennie en raison de la résurgence de l'intérêt dans la configuration quadri rotor pour Véhicules aériens sans pilote (UAV). Universités, étudiants et chercheurs travaillent en permanence à introduire des contrôleurs et des techniques de modélisation plus robustes, de sorte qu'ils peuvent fournir des représentations détaillées et précises des performances réelle du quadri-rotors. Cette section présente quelques-uns des travaux présentés ces dernières années.

Les progrès qui sont réalisés dans la technologie des capteurs, le traitement des données et des actionneurs intégrés a fait du développement des robots volants miniatures possibles. Bouabdallah et al ont décrit une approche possible vers le développement d'un quadri-rotor appelé "OS4" (Figure 1.22), y compris la conception mécanique, la modélisation dynamique, de détection et de contrôle des angles d'orientation. Plus tard, Bouabdallah et al ont présenté les résultats des contrôleurs classique PID (Proportionnel-Intégral-Dérivé) et LQR (linéaire-quadratique-régulateur) mis en œuvre dans le OS4, basé sur un modèle plus complet que le précédent. Le contrôleur classique PID révéla être un problème, il était difficile de trouver des matrices d'état pour satisfaire un contrôle de la stabilité. Toutefois, l'approche LQR a été effectuée favorablement par rapport à la méthode PID en raison de la tolérance de la méthode plus simple de pour l'incertitude du modèle [1].



Figure 1.22 - OS4 DMVT

Visant à concevoir un hélicoptère quadri rotor pratique, Pounds et al de l'Université National Australienne, a créé la plate-forme "X-4 Flyer Mark II" (Figure 1.23), un quadri-rotor de 4kg structurellement robuste avec un châssis et avionique personnalisés. Une pale aérodynamique a été conçue et ses résultats de performance ont été présentés. Deux ans plus tard, dans la référence l'analyse de la dynamique de l'attitude de l'avion a permis à la mise au point de la conception mécanique pour améliorer le rejet de perturbations et de la sensibilité de contrôle. Dispositif de commande linéaire SISO a ensuite été mis en œuvre pour le contrôle d'attitude.



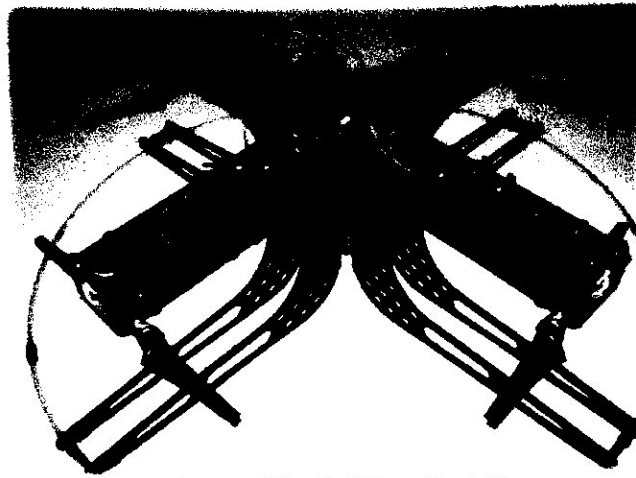


Figure 1.23 - X-4 Flyer Mark II

Le banc d'essai de Stanford giravions autonome pour le contrôle multi-agents du projet (STARMAC) à l'Université de Stanford effectué une partie du travail initial sur des petits quadri rotors autonome. Stanford a été en mesure de modifier les quadri rotors disponibles dans le commerce (X4 Dragan flyer) à suivre une série de points GPS [10].

Après la réalisation de cet exploit, Stanford a créé la série II de quadri rotors (Figure. 1.24) dans le but d'améliorer la stabilité et le contrôle pour faire un quadri rotors super stable. Pour cela l'équipe de Stanford ont concentré leur attention sur la modélisation de divers effets aérodynamiques qui avait été précédemment ignorés. Il s'agit notamment des battement des pales et les angles d'attaque non nuls, à chaque fois qu'un quadri rotor se déplace pas parallèle au sol. Il ya parfois un léger virage, ce qui conduit à un battement des pales qui implique une traînée sur la cellule, cette dernière se réagit contre le flux d'air.

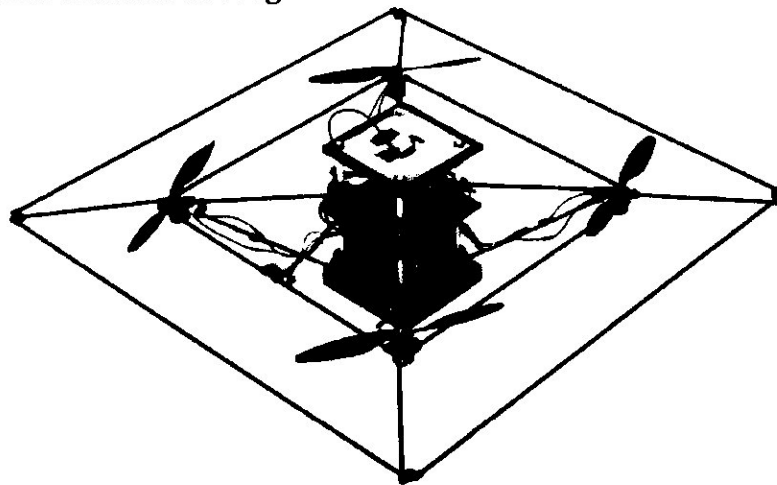


Figure 1.24 - Le quadri rotor STARMAC II de l'Université de Stanford

En prenant ces effets en considération, Stanford a réussi à produire un quadri rotor qui était super stable, même face à des perturbations telles que le vent. Le développement de ces systèmes stables par l'équipe de Stanford et d'autres groupes a permis aux quadri-rotor autonomes de quitter le laboratoire de recherche et entrer dans le monde réel.

Une autre technologie progressive a été récemment développée à l'Université de Pennsylvanie dans le laboratoire général (GRASP) « Général, Robotics, Automation, Sensing and perception ». Ce laboratoire a réalisé des quadri-rotor «agressifs» avec leurs manœuvres, y compris des cascades de haut décollage de vitesse en bas, et des perchoirs sur des parois verticales et des surfaces inclinées, la figure (1.25) montre un quadri-rotor qui glisse à travers une fenêtre étroite. Pour ce faire, le quadri-rotor doit s'écarter d'une orientation stable tout en plongeant à travers la fenêtre. Bien que cet exploit est impressionnant, il est actuellement possible pour les missions préconçues et n'est pas encore capable de calculer ses déplacements pour d'autres environnements en temps réel.

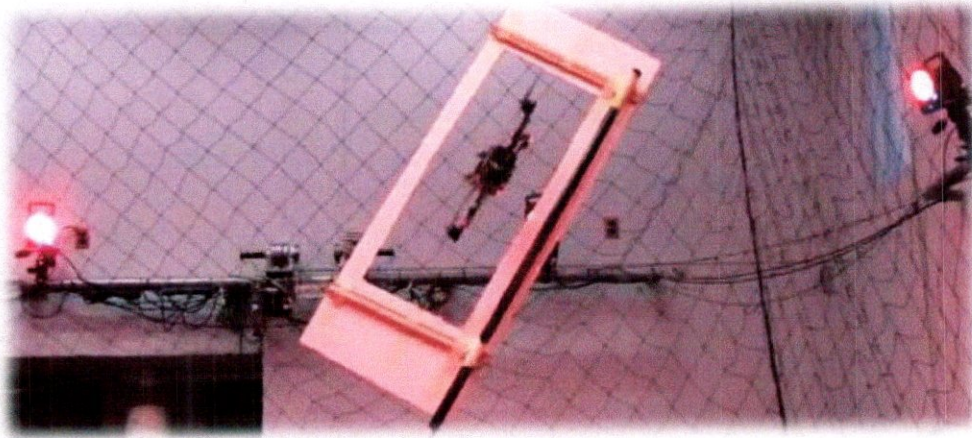


Figure 1.25 - Un quadri rotor du GRASP en manœuvre aérienne à travers une fenêtre très serré

En outre, comme le laboratoire du GRASP utilise des caméras à haute fréquence pour fournir le quadri-rotor des informations sur sa position. Un tel système permet une stabilisation très précise, mais ne peut pas se produire en dehors d'un laboratoire. Cependant, cette recherche originale doit ouvrir la voie aux manœuvres avancées plus robustes.



Figure 1.26 - Une manœuvres des GRASP quadri-rotors avec atterrissage sur la station de recharge

**Chapitre 2**

 **Théorie  
Quadri-Rotor**

## 1 Définition et objectif d'un quadri rotor

Le quadri-rotor est un objet volant qui a la particularité de posséder quatre rotors placés aux extrémités d'un corps rigide en forme de croix. L'électronique de contrôle est en général placée au centre de la croix qui constitue le centre de gravité de l'engin. Pour éviter au quadri-rotor de tourner sur lui-même autour de son axe de lacet, il faut que les hélices appartenant au couple de moteurs avant, arrière tournent dans un sens et que les hélices appartenant au couple gauche, droite tournent dans un autre sens. Le quadri-rotor étant une configuration complètement instable, il faut développer des algorithmes permettant de contrôler chaque moteur séparément pour contrer l'inclinaison sur chaque axe et ainsi le stabiliser.

Un quadri rotor est un aéronef qui prend l'air due à la force de portance fourni par quatre rotors généralement montés dans la configuration transversale. Il s'agit d'un véhicule tout à fait différent par rapport à un hélicoptère, principalement en raison de la façon dont les deux types sont contrôlés. Les hélicoptères sont capables de changer l'angle d'attaque de leurs pales, contrairement aux quadri rotors qui ne peuvent pas.

À l'heure actuelle, il existe trois principaux axes de développement des quadri rotors : militaires, les transports (marchandises et les personnes) et des drones (UAV). Les drones peuvent être classés en deux groupes principaux: plus lourd que l'air et plus léger que l'air. Ces deux groupes eux même sont divisés en de nombreuses autres classes. Les appareils sont classés en fonction de la motorisation, le type de décollage et de nombreux autres paramètres.

Les appareils de type atterrissage et décollage verticale (VTOL) UAV comme quadri rotors présentent plusieurs avantages sur les avions à voilure fixe. Ils peuvent se déplacer dans n'importe quelle direction et sont capables de planer et voler à des vitesses faibles. En outre, la capacité VTOL permet un déploiement dans presque n'importe quel terrain ou les aéronefs à voilure fixe nécessitent une piste préparée pour le décollage et l'atterrissage.

Compte tenu de ces caractéristiques, les quadri rotors peuvent être utilisées dans des missions de recherche et de sauvetage, de la météorologie, la pénétration des milieux dangereux (par exemple l'exploration d'autres planètes) et d'autres applications adaptées à un tel aéronef. En outre, ils jouent un rôle important dans les domaines de recherche comme le génie de contrôle, où ils servent de prototypes pour des applications réelles.



## ② La Conception du quadri rotor

Une bonne conception permet d'économiser non seulement de l'argent, mais aussi du temps. De cette façon, moins de changements devront être mis en œuvre après la construction du quadri rotor. Ce chapitre donne un exemple sur la façon de construire un prototype quadri rotor, à partir des composants mécaniques à l'avionique aboutissant à la construction d'un avion fonctionnel. Ces composants peuvent se trouver facilement dans n'importe quelles boutiques des amateurs de la téléguidé RC « les jeux radiocommandés » comme les Hobby King, les Star Drone.

Concevoir une cellule à partir du début implique des notions importantes de la physique, l'aérodynamique, ingénierie des matériaux et des techniques de fabrication pour atteindre une certaine performance; la fiabilité et le coût. Le but principal de cette thèse n'est pas la conception des cadre ou des fuselages, parce que le temps de la construction du quadri rotor est critique, il est préférable d'acquérir, si possible, les parties déjà disponibles à la vente.

### ②.1 Concept Général

L'objectif le plus important de ce processus de conception particulière est de respecter l'ensemble des exigences de l'aéronef, qui sont souvent résumées dans un cahier de charges. Dans cette section, nous allons définir notre mission de construire un prototype quadri rotor propice au vol à l'intérieur comme à l'extérieur, ainsi justifier les décisions et les équipements choisis pour atteindre ce but. Les spécifications pour notre prototype de quadri rotors sont les suivants:

- La masse globale est inférieure à 1 kg.
- L'autonomie de vol entre 15 et 30 minutes. L'autonomie dépend essentiellement de la charge des batteries si on veut augmenter la durée il faut des batteries plus chères.
- Aptitude à transmettre des données de télémétrie en direct et de recevoir des ordres de mouvement à partir d'une station au sol sans fil, évitant ainsi l'utilisation de câbles qui pourraient se coincer à l'appareil et provoquer un accident;
- Le Quadri Rotor ne doit pas voler très loin de la station sol de sorte qu'il n'est pas nécessaire de s'installer un matériel de télémétrie longue série et aussi les besoins en énergie supplémentaires associés à des transmissions à longue portée.



Figure 2.01 – Le Cadre VARIO-43 Quadri Rotor

La croix centrale comprend deux faisceaux de fils. Le premier pour porter la puissance de la batterie aux moteurs et le deuxième est composé d'une alimentation de 5V pour contrôler chaque moteur. Ils sont terminés par un connecteur pour chaque contrôleur de moteur et ils passent par le centre creux des quatre tiges croisés.

La croix centrale possède aussi une structure en forme de cage au sein de son centre, qui offrira une protection supplémentaire à l'électronique. Ce détail peut se révéler particulièrement très utile quand il s'agit de la phase d'essais en vol, lorsque les accidents sont plus susceptibles de se produire.

## 2.2.2 Les hélices

Le comportement typique d'une hélice peut être définie par trois paramètres:

- Coefficient de poussée  $C_T$ ;
- Coefficient de puissance  $C_P$ ;
- Rayon de l'hélice  $r$ .

Ces paramètres permettent le calcul de la poussée d'une hélice:

$$T = c_T \frac{4\rho r^4}{\pi^2} \omega^2 \quad 2.01$$

La puissance est donnée par :

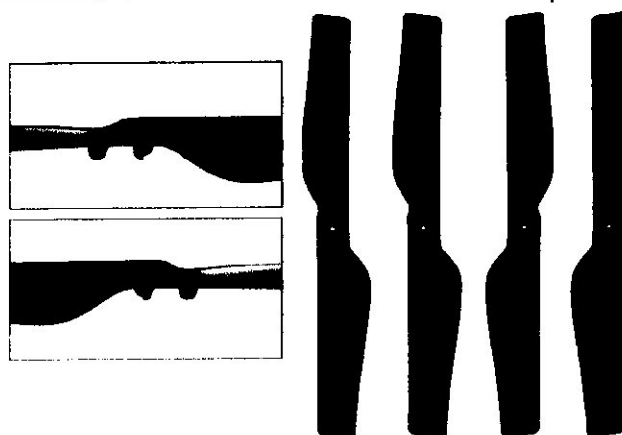
$$P_P = c_P \frac{4\rho r^5}{\pi^3} \omega^3 \quad 2.02$$

Où  $\omega$  est la vitesse angulaire d'hélice et  $\rho$  la densité de l'air.

Ces formules montrent que les deux caractéristiques de la poussée et la puissance augmentent considérablement avec le diamètre de l'hélice. Si le diamètre est assez grand, alors il devrait être possible d'obtenir une poussée suffisante, tout en exigeant une faible vitesse de rotation de l'hélice. Par conséquent, le moteur d'entraînement de l'hélice aura une faible consommation électrique, ce qui donne au quadri rotor une autonomie de vol plus élevée.

Les modèles disponibles d'hélices contre-rotatives sont rares sur le marché des drones radiocommandés. Le "EPP1045" (Figure 2.2), est une hélice avec un diamètre de 20,4 cm et 21g de pondération, se présentait comme un choix possible pour la mise en œuvre du modèle. Pour vérifier sa compatibilité avec les articles de projet, il est nécessaire de calculer les coefficients de poussée et la puissance.

Figure 2.02 - EPP1045 Hélices.



La Figure 2.4 présente les données à partir des tests effectués sur l'EPP1045, que nous pouvons extraire les coefficients de la poussée moyenne et de la puissance en utilisant les équations (2.01) et (2.02), on trouve :

$$c_T = 0.1154$$

$$c_P = 0.0743$$

En réalité, ni la poussée ni les coefficients de puissance sont des valeurs constantes, ils sont tous les deux des fonctions du taux de progression :

$$J = \frac{u_0}{nD_P} \quad 2.03$$

Où  $u_0$  est la vitesse de vol des aéronefs,  $n$  vitesse de rotation de l'hélice en tours par seconde et  $D_P$  est le diamètre de l'hélice.

Toutefois, lorsqu'on observe les courbes caractéristiques pour ces deux coefficients (Figures 2.3 et 2.4), il est clair que lorsque la vitesse du vol d'un drone est très faible (pour une altitude constante du vol stationnaire), le rapport avance est presque nul et les deux coefficients peuvent être estimés par des constantes, ce qui est le cas actuel, car à ce stade, il n'y a pas d'intérêt dans la réalisation d'avoir une vitesse de translation élevée.

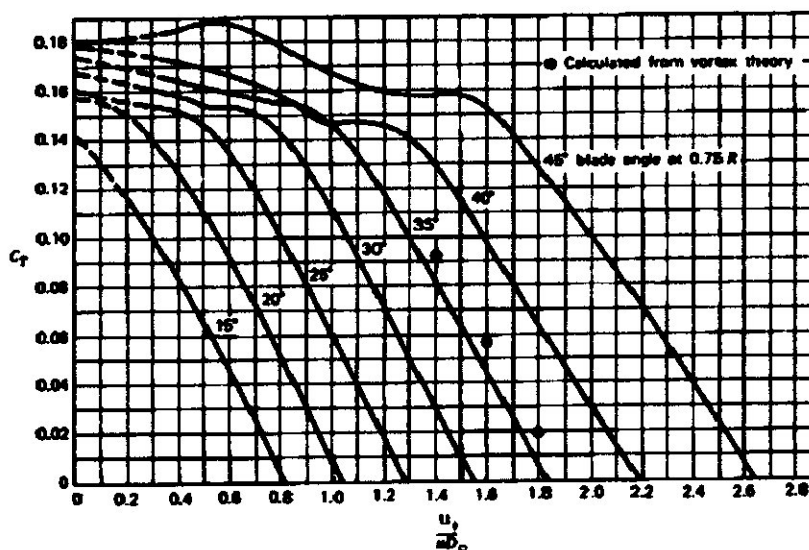


Figure 2.03 - Courbes typiques de poussée d'hélice en fonction de J taux de progression et l'angle de la pale



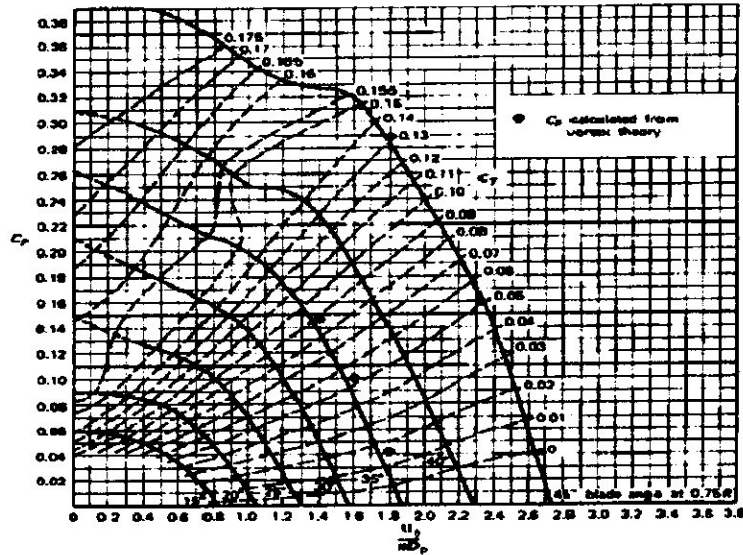


Figure 2.04 - Courbes typiques de puissance de l'hélice en fonction de  $J$  taux de progression et l'angle de la pale

En supposant que le poids maximal du quadri rotor est 9,81 N (1kg) et que nous avons quatre hélices, il est obligatoire que chaque hélice est en mesure de fournir au moins 2,45 N (1/4 du poids du quadri rotor) pour atteindre l'altitude du vol stationnaire. En prenant en considération ces données ce qui nous amène à s'interroger sur la vitesse de rotation minimale appliquée à l'hélice, ainsi que l'intensité de la puissance requise pour le vol. La figure 2.5 nous aide à trouver la solution à certaines de ces questions. Elle montre que l'hélice devra atteindre environ 412 rad/s, ce qui équivaut à 3934 tours par minute, pour fournir une poussée minimale de 2,45 N nécessaire pour le décollage.

La puissance d'hélice correspondante est de 26W. Après cette brève analyse, nous pouvons affirmer que les hélices EPP1045 sont appropriées pour la mise en œuvre du prototype, une affirmation qui peut être prouvée par des données expérimentales, montrant qu'avec des bons moteurs, nous pouvons produire la poussée nécessaire au décollage.

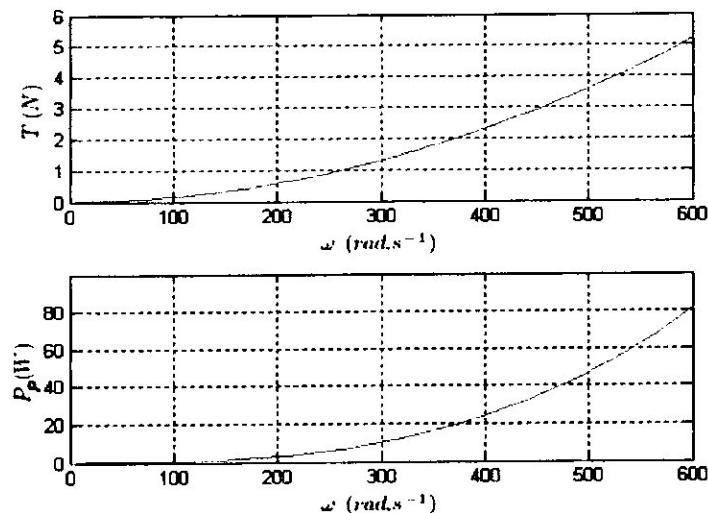
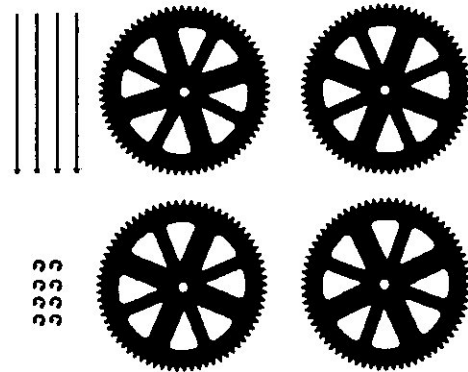


Figure 2.05 - Effort théorique et la puissance d'une hélice EPP1045.

Ces hélices ont été conçues par une équipe qui avait remporté le concours de la «Armée Française Micro Drone». Ils sont réalisés pour optimiser la consommation d'énergie et de la poussée, Les hélices sont marquées par la lettre «C» pour le sens «horaire» ou «A» pour le sens «anti-horaire». Les hélices doivent être montés comme suit, le moteur1: "C", motor2: "A", le moteur 3: "C" et le moteur 4: «A».

Le kit est composé de quatre hélices (2 «C» et 2 «A»), et huit circlips qui maintiennent les hélices et l'engrenage sur l'arbre. Ces engrenages sont utilisés pour augmenter le couple produit par chaque Moteur.

Figure 2.06 – Engrenages et circlips utilisés



### 2.2.3 Les moteurs et Les contrôleurs de vitesse

Les moteurs mis en œuvre dans ce type d'application sont généralement électriques à courant continu. Ils sont plus légers que les moteurs à combustion et n'ont pas besoin d'un combustible, qui, entre autres avantages, diminue le risque d'explosion. Les moteurs à courant continu disponibles sur le marché des amateurs de la radiocommandé RC sont soit brossé ou sans balais. Moteurs BRUSHLESS « sans balais » sont chers, mais ils ont une plus grande efficacité, puissance et n'ont pas besoin d'entretien régulier. Les moteurs brossés ne coûtent pas cher, mais ont une plus courte durée de vie et leurs pinceaux ont besoin de remplacements réguliers. Pour ces raisons, il est préférable d'utiliser des moteurs sans balais, parce que la perte de l'intégrité structurale du quadri rotor due à une défaillance du moteur doit être évité en utilisant un équipement plus fiable.

Il ya des cas où un moteur n'a pas le couple nécessaire pour faire tourner l'hélice à la vitesse requise, ou même quand il ya la nécessité de réduire la vitesse de l'hélice à une vitesse optimale inférieure à celle de l'arbre d'entraînement principal. Ce sont des situations où un PSRU (Unité de réduction de vitesse à hélice - un système de boîte de vitesses à réduction) est requis. Bien que ces unités sont disponibles à utiliser dans les drones RC (radiocommandé), dans le quadri rotor nous voulons avoir une structure aussi légère que possible, une façon d'avoir les avantages de couple élevé sans réducteurs mais d'utiliser une conception de moteur CC « Courant Continu » sans balais appelé "estafette".

Le moteur choisi est le «BL-Outrunner 2824-34 » modèle du fabricant Robbe ROXXY (Figure 2.6). Ce moteur a une puissance de 15 watts et capable de tourner à 32 000 tours par minute en vol stationnaire et correspond à 4200 tr/min sur l'hélice. Les moteurs paliers commencent la rotation à 10 350 Tr/min jusqu'à atteindre 41 400 Tr/min. Le moteur est connecté à son contrôleur électronique qui a été spécialement conçu et directement lié, nous avons choisis cette configuration pour éviter les problèmes de liaison et de câblage.

La vitesse d'un moteur BRUSHLESS est contrôlé par un des contrôleurs de vitesse électronique (ESC). Ce matériel reçoit la puissance de la batterie et l'entraîne vers le moteur en fonction d'un signal PWM (Pulse Width Modulation) qui est fourni par l'unité de contrôle à bord « la carte mère ». Le "thunderbird-9" ESC de Castle Creations est bien adapté pour le travail à la main, Il a une masse de 9g et qui est capable de fournir un courant maximal de 9A (qui est aussi le courant maximum admissible de la BL-Outrunner 2824-34 du moteur).

Ce kit comprend un ensemble de 4 moteur avec leurs contrôleur de vitesse et 3 vis court à métal et 3 vis longues à métal, la carte électronique du contrôleur de vitesse est elle même le support du moteur sur la tige du cadre, elle fait sécuriser et fixer le moteur lui-même sur la croix centrale (Figure 2.07).

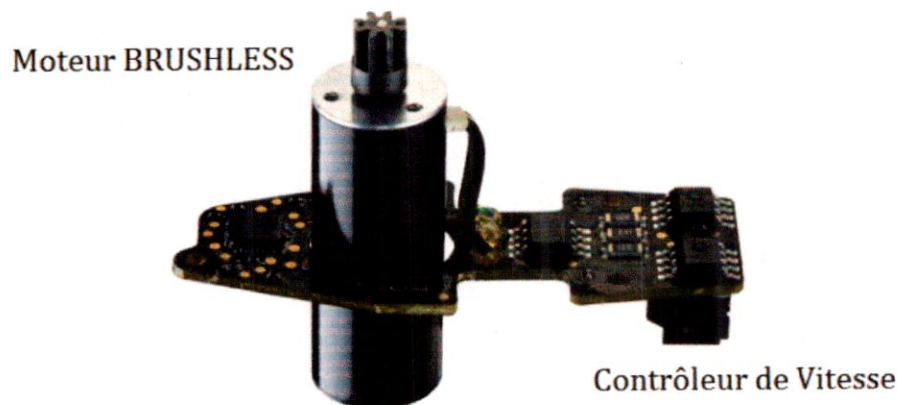


Figure 2.07 - Le Moteur Robbe ROXXY BL-Outrunner 2824-34 et le Contrôleur de Vitesse Thunderbird-9

## 2.2.4 Carte électronique de contrôle à bord « La carte mère »

Un système de stabilisation est nécessaire pour entraîner le quadri rotor parce que c'est un véhicule naturellement instable. La mise en œuvre des algorithmes de contrôle de stabilisation n'a pas été possible jusqu'à très récemment avec le développement de microcontrôleurs de petite taille.

Un microcontrôleur qui a obtenu une attention particulière de la communauté mondiale du robotique est l'ARDUINO. Cette plate-forme microcontrôleur se vend à très bon marché et dispose d'un environnement de langage C++ basé sur la possibilité du développement et qui est très intuitif à utiliser.



A partir des différentes versions de l'ARDUINO, celui qui est sélectionné pour ce projet est l'Arduino Duemilanove (Figure 2.08). Avec une masse de 35g, le Duemilanove dispose de 6 entrées analogiques avec une résolution de 10 bits, la communication port série, avec 4 branches fournissent une sortie PWM et de nombreuses autres fonctionnalités comme la possibilité d'intégrer une caméra ou d'autre système compatible avec telle entrée.

Elle se compose d'une plaque électronique, c'est la carte mère ou se trouve le micro processeur avec une mémoire flash pour l'implantation du programme de commande et de performance du modèle « P6 CPU avec ARM926, core32 bits, 468MHz Linux embarqué 128MB DDR mémoire, 128MB Flash mémoire et une interface USB(Figure 2.7) et aussi dans cette carte, on trouve l'émetteur récepteur wifi, elle est connecté à une deuxième plaque électronique c'est le centrale inertielle qui est équipé de quatre micros capteurs MEMS (Figure 2.8).

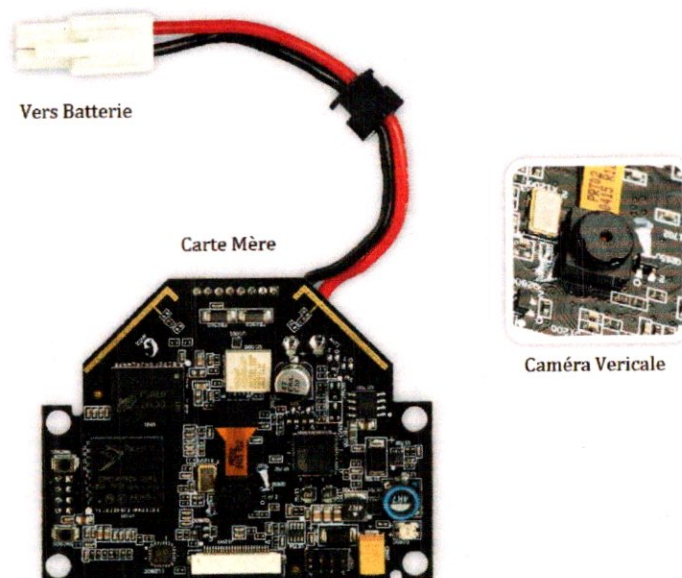


Figure 2.08 - Carte Electronique de Traitement et de Contrôle à Bord la Carte Mère et le Caméra verticale

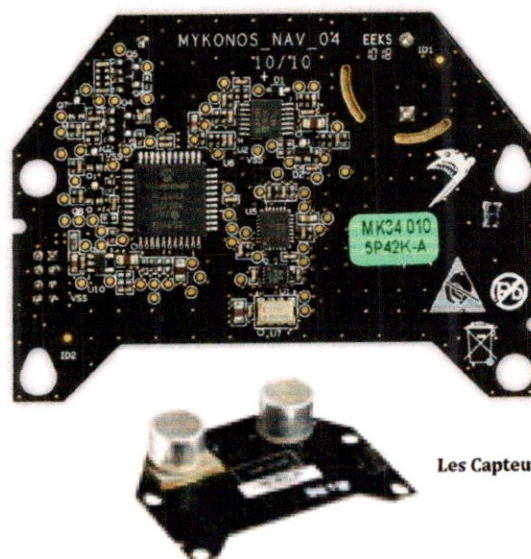
## 2.2.5 La centrale inertielle et ses micros capteurs MEMS

La deuxième plaque électronique utilisée c'est la centrale inertielle qui est équipé de quatre micros capteurs MEMS (Figure 2.09). Les capteurs d'un quadri rotor sont un élément clé de la boucle de régulation. Ils sont chargés de fournir des informations comme l'horizon de drone, l'accélération, altitude, position, et d'autres données nécessaires. Les avions modernes sont souvent porteurs de la technologie des capteurs robustes et coûteux, ce qui est souvent synonyme de grands et lourds systèmes électro-mécaniques. Dans notre prototype de quadri rotor, les mots-clés sont "légers et petit", ainsi quand il s'agit de mot petit, nous devrions envisager la technologie des MEMS (Micro-Electro-Mechanical Systems).

L'utilisation de capteurs à faible coût rend le traitement des données moins efficace, nécessite un processus de contrôle beaucoup plus difficile. En outre et en dépit des dernières avancées en matière des actionneurs miniatures, les lois d'échelle sont toujours défavorable et on doit faire face parfois au problème de la saturation de l'actionneur. Le prototype utilisé possède quatre capteurs:

- Un accéléromètre à 3 axes MEMS numérique placé au centre de gravité L'accéléromètre est utilisé dans une plage 2g et numérisés par une puce ADC 10 bits. Les données sont envoyées au microcontrôleur pour le calcul des vitesses angulaires de tangage et de roulis, le MEMS « ADXL330 » (Figure 2.6) et certains de ses principales caractéristiques sont les suivantes : consommation maximale de courant de 320 mA, une plage d'accélération de  $29,4\text{m/s}^2$  et une masse d'environ 2g.
- Un émetteur-récepteur à ultrasons et un récepteur à ultrasons pour mesurer la hauteur du drone jusqu'à 50 mètres. L'altimètre fournit une mesure à un taux de 25 Hz.
- Un gyroscope à deux axe (XY) et un autre de précision pour l'axe Z pour le calcul de la vitesse angulaire et les angles de tangage de roulis et de lacet avec +/-  $500^\circ/\text{sec}$ .
- un compas électronique "HMC6352", avec une masse de 0,14 g, une consommation de courant 1mA, mettre à jour le taux allant jusqu'à 20 Hz et une résolution de position sélectionnable.

Ces capteurs constituent l'unité de mesure inertielle. La fusion de ces données permet de calculer les angles d'Euler de drone. Ceux qui sont utilisés pour assurer la stabilité du système. La conception et le fonctionnement des différents composants électronique seront détaillés dans le chapitre du contrôle.



Les Capteurs Ultrason aux Verso

Figure 2.09 – Centrale inertielle avec les différents MEMS



## 2.2.6 La Communication Sans Fil

Les communications sans fil sont toujours un défi. Il faut pondérer des facteurs importants tels que la consommation d'énergie, le poids, la vitesse de transmission et de fiabilité. Heureusement, il est possible d'utiliser du matériel avec l'Arduino qui permet de satisfaire toutes les conditions précédentes, par exemple, le module 802.15.4 XBee 1mW (Figure 2.10). Il peut être enveloppé dans un jeu de commandes de série (utile parce que le Arduino peut utiliser la communication série), ne consomme que 50mA de courant, à un taux de données maximum de 250kbps (en utilisant la fréquence radio) et une gamme de 100m (la télémétrie grande échelle ne soit pas une exigence de ce travail) [3].

Mais avec la carte choisie comme l'on déjà mentionné, le module est installé directement sur la carte mère, par conséquent on a pas besoin de XBee 802.15.4. La communication cependant utilise deux modules celle de la carte mère embarqué qui va gérer tous les informations télémétrie pour l'identification du système pour des fins de contrôle et celle de la station de commande « le PC portable ». À cause de la limitation du champ WiFi des PC portable un collecteur « Mini Antenne » de signale WiFi peu être utilisé pour renforcer la communication et rendre l'endurance de command plus large jusqu'au 500m ou plus selon le collecteur utilisé. Pour notre cas, on va utiliser un Mini Antenne de la marque Black Diamond.



Figure 2.10 - le module wifi sans fil XBee 802.15.4 de 1mW.

Le module WiFi doit supporter la compression vidéo (VGA à QVGA et les compressé avec un codec vidéo MJPEG pour la caméra frontale, QCIF et MJPEG pour la verticale) et aussi gérer la communication WiFi avec les contrôleurs externes sur son propre réseau Ad-hoc.



## 2.2.7 Les batteries

Le stockage de l'énergie a connu de grands progrès dans les dernières décennies, principalement en raison de la recherche de sources d'énergie plus légers et durables pour l'industrie des appareils mobiles et, plus récemment, pour le marché émergent de voitures électriques. Mais l'industrie aéronautique n'a pas encore eu un intérêt notable dans les sources d'énergie électrique. Les parties intéressées dans ce domaine du développement sont principalement liés à quelques projets de recherche (dont certains font usage de l'énergie solaire comme source d'énergie) ou même certains développeurs amateurs qui sont déjà sur le chemin de la vente de leurs avions électriques (l'ElectraFlyer- C8 et le Sunseeker II9).

Sur le marché RC, les batteries électriques se sont avérées à être une solution à long terme moins cher aux moteurs à combustion. Plus précisément, les Batteries au Lithium-ion polymère (LiPo), une avancée récente dans la technologie de stockage d'énergie, pour offrir une capacité élevée, et une source d'alimentation léger et robuste qui a un grand spectre sur le marché d'applications. Pour ces raisons, le prototype du quadri rotor utiliser une batterie LiPo, à la fois pour les moteurs et pour la plaque électronique.

Le drone est alimenté par une batterie au lithium polymère (Figure 2.11) de 15g avec 3 cellules de haut grade, une capacité de 1000 m A à 11,1 volts et une capacité de décharge de 10 C. Il comprend un PCM (Protection Circuit Module) qui protège la batterie contre la surcharge, la décharge et les courts-circuits. La batterie est protégée par une enveloppe rigide, conforme aux normes de sécurité et le temps de recharge de la batterie est de 90 minutes. La batterie LiPo est capable de fournir 1000 m A de courant à 11,1 volt sur une période de 20 min.

Elle dispose de deux connecteurs: un connecteur de décharge qui fourni du courant au drone et une autre plus petite pour l'équilibre de charge. La charge d'équilibre assure une charge optimale de chaque cellule pour fournir une meilleure capacité et une plus longue vie.

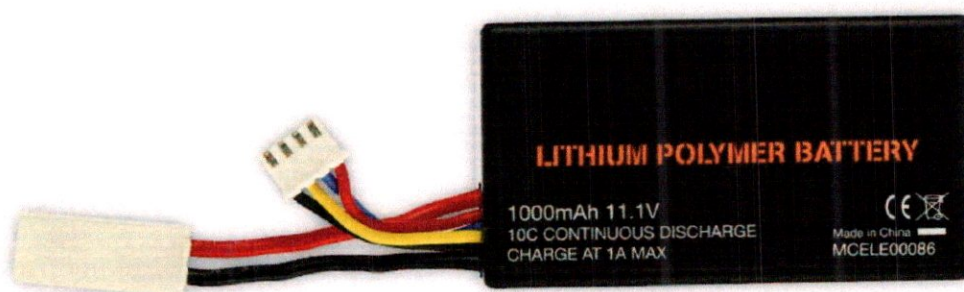


Figure 2.11 - Batterie Lithium-ion polymère 1000 mA, 10 C et 11,1 V

### ③ L'autonomie du vol

L'autonomie du vol est une spécification importante lors de la conception d'un quadri rotor. Le facteur influençant directement sur l'autonomie de vol est la consommation élevée de la puissance du moteur, qui augmente avec la valeur de la vitesse angulaire d'hélice. Un moteur à courant continu électrique n'a pas de comportement linéaire (figure 2.12). Habituellement, il est caractérisé par la saturation de vitesse angulaire ainsi que d'une zone morte précédant la tension minimale requise pour la rotation de l'hélice. La saturation empêche de dépasser la vitesse maximale autorisée par le moteur.

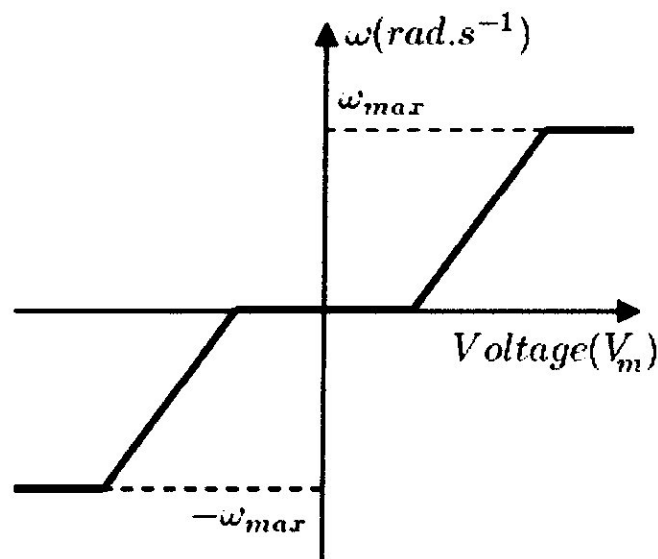


Figure 2.12- Exemple illustration de la vitesse angulaire d'un moteur à courant continu en fonction de la tension d'alimentation.

La propriété qui caractérise l'évolution de la vitesse angulaire d'un moteur CC avec la tension d'alimentation est le  $k_v$  (prononcé exactement comme «kv»). Cette propriété permet tout simplement de savoir combien de tour par minute le moteur va fournir pour chaque volt de l'électricité fournie. Ainsi, pour calculer la façon avec laquelle la vitesse angulaire  $\omega$  d'un moteur change avec la tension, nous pouvons utiliser:

$$\omega_v = \frac{2\pi k_v}{60} \quad \text{t}$$

$$\omega = \omega_v (V_m - V_0) \quad .05$$

Où  $\omega_v$  est la vitesse angulaire de l'hélice,  $V_m$  est la tension du moteur d'alimentation en énergie et  $V_0$  est la tension d'alimentation correspondante à la zone morte du moteur par volt.

À ce stade, il est seulement une question de combiner les équations (2.01) (en supposant que la poussée est égale au poids total du véhicule) et (2.05) avec la loi d'Ohm pour obtenir la consommation totale du courant électrique  $I'$  requise pour maintenir un quadri rotor d'une masse  $m$  donnée dans l'air:

$$I' = \frac{V_0}{R_m} + \frac{1}{R_m k_v} \left( \frac{\pi^2 m g}{4 c_T \rho r^4} \right)^{\frac{1}{2}} \quad . 06$$

Pour des raisons pratiques, nous pouvons réécrire 2.8 comme:

$$I' = I_0 + \frac{\pi}{2 R_m k_v r^2} \left( \frac{m g}{c_T \rho} \right)^{\frac{1}{2}} \quad 07$$

Où  $g$  est l'accélération de la gravité,  $R_m$  la résistance de bobine électrique du moteur et  $I'$  la consommation de courant électrique du moteur en condition hors charge. Maintenant que nous pouvons calculer les besoins du moteur en consommation électrique, il est temps d'intégrer cette information avec des propriétés de la batterie qui permettra le calcul de l'autonomie de vol  $f_t$  compte tenu de la charge électrique  $Q'$  de la batterie:

$$f_t = \frac{Q'}{I'} \quad 2.08$$

Le moteur « BL-2824-34 Outrunner » a une résistance de la bobine de  $0,3136 \Omega$  (ohm) qui est capable de tourner à 1100 tours par Volt. À ce stade, il n'est pas possible de prédire la masse exacte du drone, ni d'avoir une connaissance du courant à vide, supposons une masse de 1kg et un courant électrique minimale de 3A (une valeur minimale de ce type de moteur). L'équation (2.07) montre que chaque moteur consomme 3,23 A. Si nous insérons ces données dans l'équation (2.05), nous pouvons prédire une autonomie de vol d'environ 914s (15,23 minutes), un délai raisonnable, étant donné que nous sommes incertains de certaines propriétés des moteurs et du drone à ce stade.



## 4 Mouvements du quadri-rotor

Chaque rotor qui compose le quadri rotor est responsable d'une certaine quantité de poussée et de couple autour de son centre de rotation, ainsi que pour une force de traînée opposée à la direction du giravion de vol. Afin de définir l'orientation (ou attitude) autour de son centre de masse, les ingénieurs définissent généralement trois paramètres dynamiques, les angles de lacet, de tangage et de roulis. Ceci est très utile parce que les forces utilisées pour contrôler l'appareil autour de son centre de masse, l'amenant à tangage, le roulis ou de lacet.

Le quadri-rotor possède quatre types de mouvement (Figure 2.13) :

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

Pour chaque mouvement, il faut jouer sur la vitesse de rotation des moteurs. Dans notre cas, les moteurs avant 1 et arrière 3 tournent dans le sens horaire tandis que les moteurs gauche 2 et droit 4 dans le sens anti-horaire.

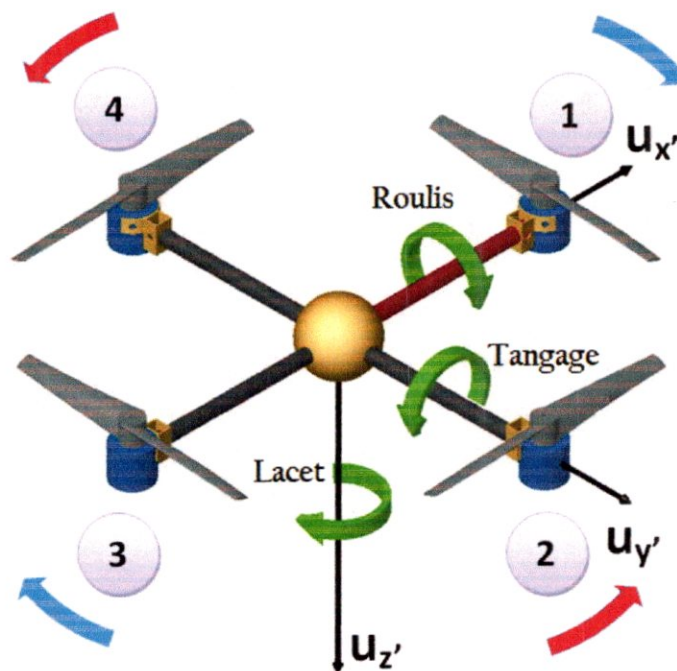


Figure 2,13 - différents mouvement du quadri rotor en configuration X

## 4.1 Les deux configurations du quadri-rotor

Dans l'architecture des quadri rotors, on rencontre deux types de configuration en + et en X « croisé » (Figure 2.14), la différence entre ces deux configurations se trouve juste dans le sens de diagonale et le nombre de moteurs contrôlés lors des mouvements latéraux [3].

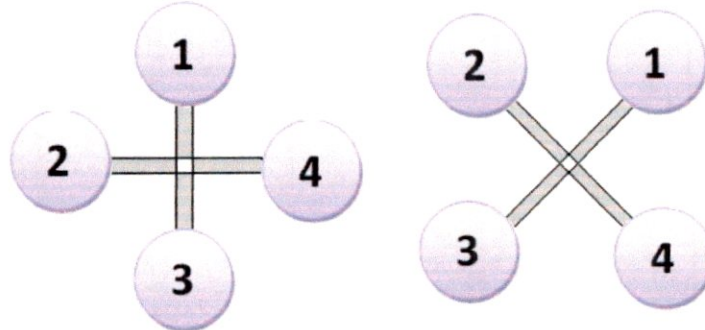


Figure 2.14 - Les deux configurations quadri-rotor + et X

Notre prototype est configuré en X pour des raisons de stabilité du contrôle car il contrôle les quatre moteurs deux par deux, lors de tous les mouvements de tangage de roulis et de lacet (figure 2.15).

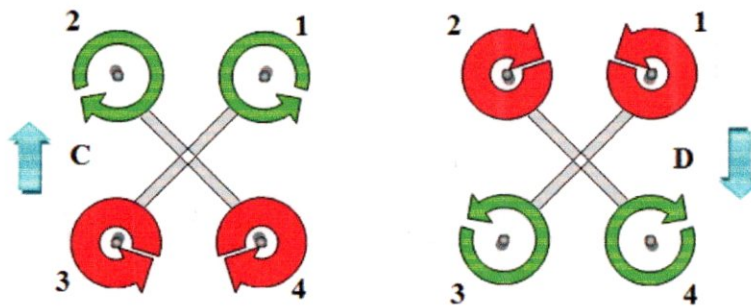


Figure 2.15 - Mouvements latéraux de la configuration X

Contrairement à la configuration plus (+) qui contrôle deux moteurs en tangage (avant M1 et arrière M2), et en roulis (gauche M2 et droite M1) Figure 2.16.

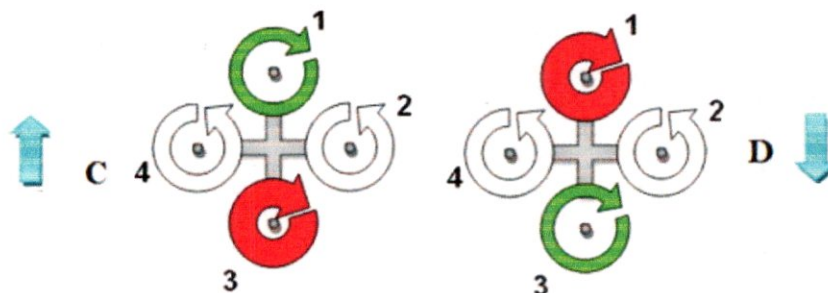


Figure 2.16 - Mouvements latéraux de la configuration +

Mais pour le lacet et le mouvement verticale la configuration + utilise les même moteurs comme celle en X. pour simplifier la modélisation et utilisé deux plan de symétrie, la configuration en + sera utilisé pour la modélisation, parce que les paramètres de modélisation ne s'influent pas et reste conformement au paramètres du contrôle et celle de la simulation [3].



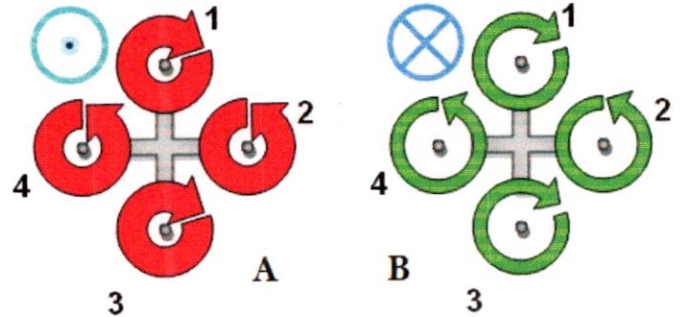
## 4.2 Les différents mouvements du quadri-rotor

### 4.2.1 Mouvement vertical

Il s'obtient en augmentant ou en diminuant la vitesse de rotation des quatre moteurs.

A : dans le sens de la montée B : dans le sens de la descente.

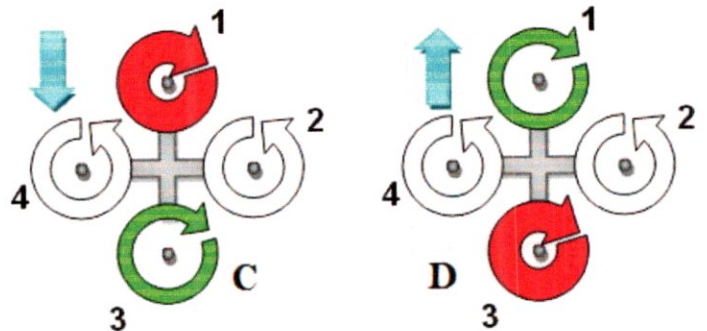
Figure 2.17 - Mouvement verticale A,B



### 4.2.2 Mouvement de tangage

Il s'obtient en agissant sur les moteurs avant et arrière, en diminuant la vitesse de rotation de l'un tout en augmentant celle de l'autre. Ainsi, si l'on souhaite incliner le quadri-rotor vers l'avant « D », il faut diminuer la vitesse de rotation du moteur avant 1 et augmenter celle du moteur arrière 3.

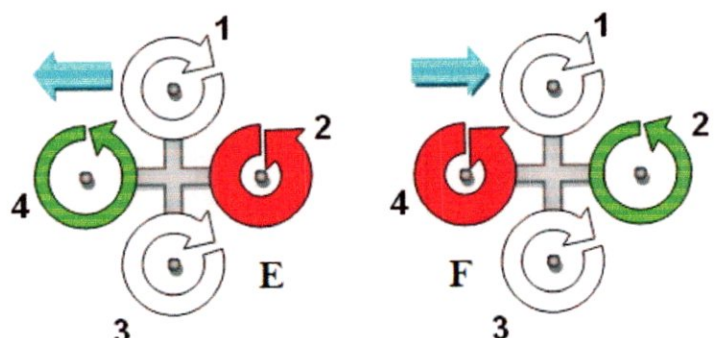
Figure 2.18- Mouvement de tangage C, D



### 4.2.3 Mouvement de roulis

Il s'obtient de la même manière mais cette fois ci en agissant sur les moteurs gauche 4 et droit 2. Ainsi, si l'on souhaite incliner le quadri-rotor vers la droite E, il faut diminuer la vitesse de rotation du moteur droit 4 et augmenter celle du moteur gauche 2.

Figure 2.19 - Mouvement de roulis E, F

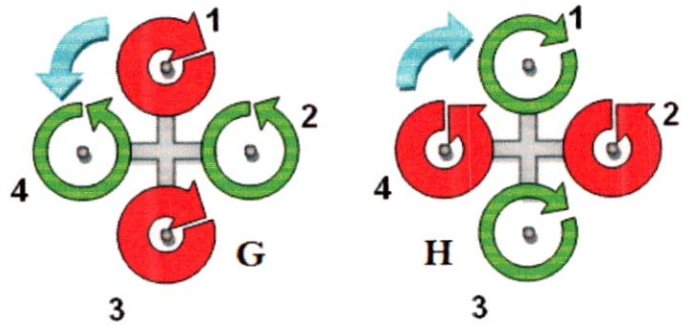




## 4.2.4 Mouvement de lacet

Il s'obtient en diminuant la vitesse de rotation d'un couple de moteurs opposés tout en augmentant celle de l'autre couple. Ainsi, pour obtenir un lacet sur la droite H, il faut diminuer la vitesse de rotation des moteurs avant 1 et arrière 3 tout en augmentant celle des moteurs 4 gauche et droit 2.

Figure 2.20 - Mouvement de lacet G, H



En effet, par le changement de ces trois angles d'un quadri rotor on est capable de le mètre en manoeuvre dans tous les directions souhaités (Figure 2.21).

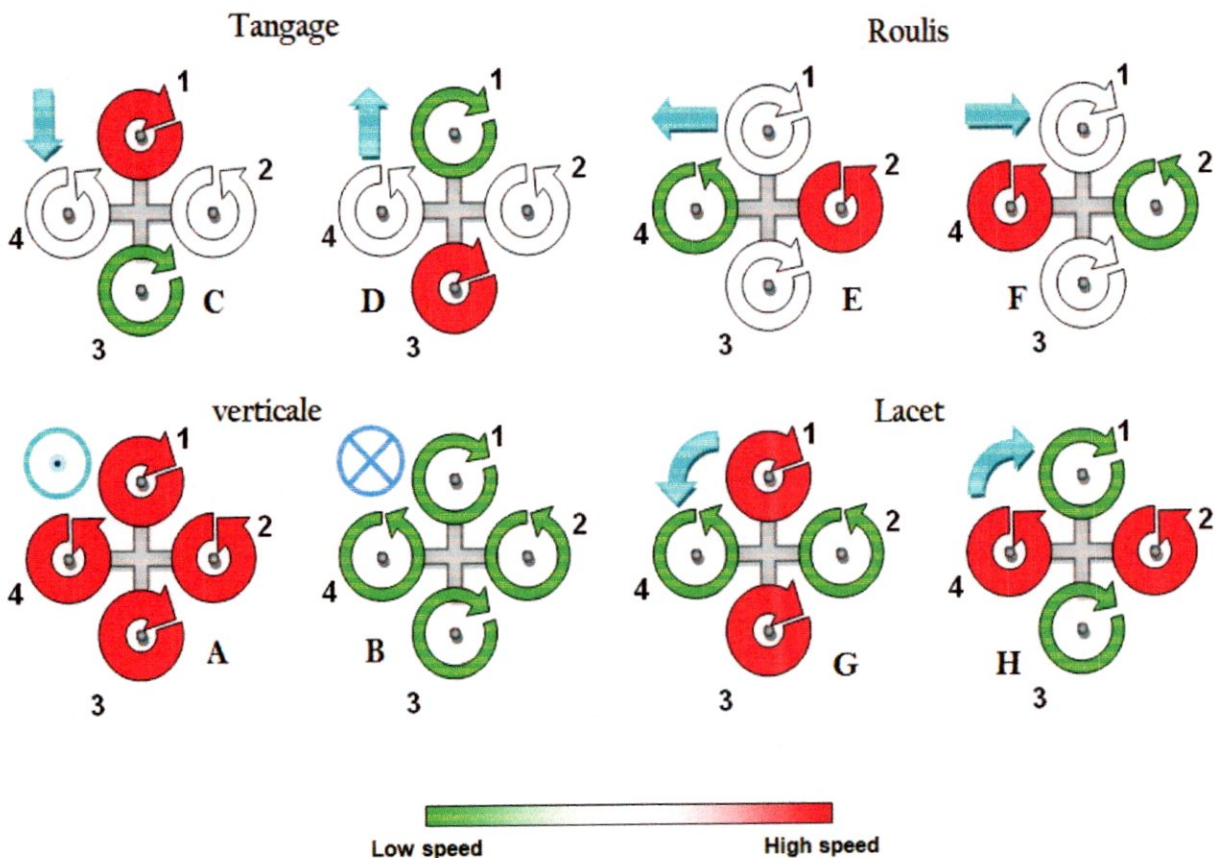


Figure 2.21- Illustration des différents mouvements d'un quadri rotor.

**Chapitre 3**



**Modélisation**

---

## ① Généralité

La première étape avant le contrôle est la modélisation du système dynamique. Cette phase permet de faciliter l'étape de contrôle du drone, comme elle offre une meilleure façon de compréhension des aptitudes et la limitation du system. Ce chapitre traite les équations et les techniques utilisées pour modéliser le drone ainsi que leurs capteurs, toute en donnant les bases mathématiques pour l'application du système dynamique pour le contrôle [3].

### ①.1 Hypothèses du modèle

Un grand nombre d'effets physiques ont lieu sur le drone. Malgré tout, il est nécessaire dans un premier temps d'effectuer des hypothèses afin d'éliminer ceux de faible importance. Dans ce cadre, les hypothèses faites dans la modélisation selon les deux méthodes Newton-Euler et Lagrange-Euler sont les suivantes :

- La structure en fibre de carbone est supposée rigide.
- L'hélicoptère possède une structure parfaitement symétrique ce qui induit que la matrice d'inertie sera supposée diagonale.
- La portance et la traînée de chaque moteur sont proportionnelles au carré de la vitesse, ce qui est une approximation très proche du comportement aérodynamique.
- Le centre du gravité et l'origine du repère mobile sont supposés les mêmes.
- Les hélices sont supposée rigides.
- On ne tient pas compte de la vitesse des rotors par rapport au sol (vol stationnaire ou à faible vitesse).

Le quadri rotor est un système mathématique complexe, il comporte plusieurs effets physiques de l'aérodynamique et de mécanique. Le modèle du quadri rotor doit mettre en considération tous les effets importants en tenant compte des effets gyroscopiques [8].



## 1.2 Repères fixe et mobile

L'écriture des équations qui représentent la dynamique complexe d'un avion implique d'abord de définir le système de coordonnées à utiliser. Seulement deux repères de référence sont nécessaires, un repère fixe à la terre et un repère mobile dont le comportement dynamique peut être décrit par rapport au repère fixe. Le système d'axes lié à la terre sera considéré comme un référentiel inertiel: celui dans lequel la première loi de Newton est valide [3].

Ensuite, on définit trois repères intermédiaires pour le passage du repère fixe lié à la terre au repère mobile, par trois rotations successives:  $(\varphi, \theta, \psi)$ . L'expérience montre que cela est acceptable, même pour les avions supersoniques, mais non pas pour les véhicules hypersoniques. Nous désignerons ce repère de référence par  $O_{NEB}$  (Nord-Est-Bas)- $(X_E, Y_E, Z_E)$ , car deux de ses axes ( $X_E$  et  $Y_E$ ) sont alignés respectivement avec le Nord et l'Est, et le troisième axe ( $Z_E$ ) est dirigé vers le bas, aligné vers le centre de la Terre (figure 2.21). Le repère mobile est désigné par  $O_{CG}$ , ou d'un aéronef-centrée sur le corps, et son origine coïncide avec le centre de gravité « CG » du quadri rotor (Figure 2.22).

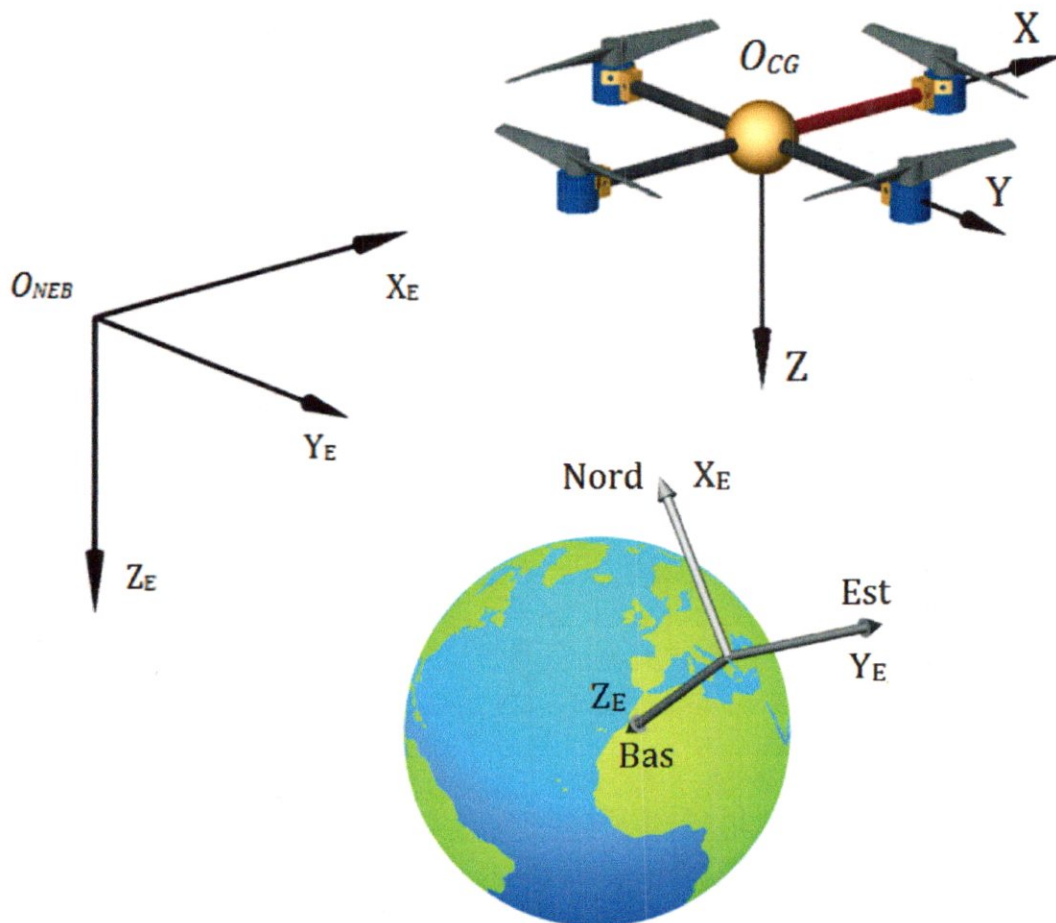


Figure 3. 01 – Les Repères de référence fixe de terre ( $X_E, Y_E, Z_E$ ) et mobile du drone( $X, Y, Z$ ).

### 1.3 Matrice de passage

Dans la théorie du contrôle, les connaissances du comportement dynamique d'un système donné peut être acquise par ses états. Pour un quadri rotor, son attitude par rapport à tous les trois axes de rotation est connue avec six états: les angles d'Euler ( $\varphi, \theta, \psi$ ) Roulis - tangage - lacet comme (Figure 3.1) et les vitesses angulaires ( $P-Q-R$ ), autour des différents axes du repère mobile  $O_{CG}$ .

Pourtant, les six autre états sont nécessaires: la position du centre de gravité ( $X,Y,Z$ ) et les composantes respectives de vitesse linéaires ( $U,V,W$ ) par rapport au repère fixe. Dans d'autres cas le quadri rotor dispose de 12 états qui décrivent 6 degrés de liberté.

Alors, nous devons en déduire les équations décrivant l'orientation du repère mobile par rapport au repère fixe, qui peut être obtenu en utilisant une matrice de passage. Il en résulte du produit matricielle entre trois autres matrices ( $R'(\varphi), R'(\theta)$  et  $R'(\psi)$ ), chacun d'entre eux représentant la rotation du repère  $O_{CG}$  autour de chacun des axes d' $O_{NEB}$ :

$$\begin{aligned} R'(\varphi) &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \end{bmatrix} \\ R'(\theta) &= \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \\ R'(\psi) &= \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \end{aligned}$$

$$\Pi = R'(\varphi)R'(\theta)R'(\psi) \quad 3.00$$

Après la multiplication des matrices  $R'(\varphi), R'(\theta)$  et  $R'(\psi)$ , on obtient :

$$\Pi = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & -c\phi s\psi + s\phi s\theta s\psi & s\phi s\psi + c\phi s\theta c\psi \\ c\theta s\psi & c\phi c\psi + s\phi s\theta s\psi & -s\phi c\psi + c\phi s\theta s\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad 3.01$$

Sachant que :  $s(\phi, \theta, \psi) \stackrel{\text{def}}{=} \sin(\phi, \theta, \psi)$ , and  $c(\phi, \theta, \psi) \stackrel{\text{def}}{=} \cos(\phi, \theta, \psi)$ .

Où  $\Pi$  est la matrice de passage qui exprime l'orientation des coordonnées du repère  $O_{CG}$  par rapport au repère de référence  $O_{NEB}$  [11].

## 2.1 Equations des forces

Selon la deuxième loi de Newton, les équations de force, en supposant que la masse du véhicule est constante, peut être représenté par:

$$\sum F = \frac{d}{dt}(mV) = \frac{dm}{dt} \vec{V} + m \frac{d}{dt} \vec{V} = m \frac{d}{dt} \vec{V} \quad 3.02$$

La Terre est une référence inertielle ( $X_E, Y_E, Z_E$ ), et le repère du corps est fixé au drone ( $X, Y, Z$ ).

En utilisant la règle de Coriolis:

$$\frac{d}{dt} \vec{V} = \dot{\vec{V}}^B + \vec{\omega}^B \times \vec{V}^B \quad 3.03$$

Où  $V$  et  $\omega$  sont respectivement les vecteurs des vitesses de translation et les vitesses angulaires dans les coordonnées du repère du corps.

$$\vec{V}^B = u\vec{i} + v\vec{j} + w\vec{k} \quad 3.04$$

$$\vec{\omega}^B = P\vec{i} + Q\vec{j} + R\vec{k} \quad 3.05$$

D'après l'équation (3.04) et l'équation (3.05), on peut obtenir:

$$\vec{\omega}^B \times \vec{V}^B = \begin{bmatrix} Qw - Rv \\ Ru - Pw \\ Pv - Qu \end{bmatrix} \quad 3.06$$

En remplaçant l'équation (3.06) dans l'équation (3.03) et puis le résultat est introduit dans l'équation (3.02) on obtient:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} Qw - Rv \\ Ru - Pw \\ Pv - Qu \end{bmatrix} \quad 3.07$$

L'équation (3.07) peut être présentée d'une manière simple:

$$\dot{u} = Rv - Qw + \frac{F_x}{m} \quad 3.08$$

$$\dot{v} = Pw - Ru + \frac{F_y}{m} \quad 3.09$$

$$\dot{w} = Qu - Pv + \frac{F_z}{m} \quad 3.10$$

Où  $F_x, F_y, F_z$  sont les forces nettes dans un système inertielle représenté dans le système de coordonnées du corps.



Où  $L$ ,  $M$  et  $N$  sont respectivement les moments de roulis, tangage et lacet, dans le système de coordonnées du corps. Equation (3,17) peut être présentée par la relation suivante:

$$\begin{bmatrix} \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} = I^{-1} \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} - \vec{\omega}^B \times \vec{H} \quad 3.18$$

En raison de la symétrie du modèle quadri rotor, la matrice d'inertie dans l'équation (3.12) peut être remplacée par la matrice d'inertie principale, qui est la matrice diagonale de la matrice du moment d'inertie donné par :

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad 3.19$$

Ensuite, les équations peuvent être réécrites comme suit:

$$\dot{P} = \frac{L}{I_{xx}} + \frac{QR}{I_{xx}} (I_{zz} - I_{yy}) \quad 3.20$$

$$\dot{Q} = \frac{M}{I_{yy}} + \frac{PR}{I_{yy}} (I_{xx} - I_{zz}) \quad 3.21$$

$$\dot{R} = \frac{N}{I_{zz}} + \frac{PQ}{I_{zz}} (I_{yy} - I_{xx}) \quad 3.22$$

Les équations (3.08) à l'équation (3.10) et de l'équation (3.20) à celle (3,22) sont appelés **équations dynamiques** du véhicule.

## 2.3 Equations cinématiques

En utilisant la matrice de passage, on peut présenter la vitesse du véhicule dans le système inertiel, au lieu du système de coordonnées du corps.

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \Pi \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad 3.23$$

Où  $\Pi$  est défini comme l'équation (3.01).

Il est possible d'exprimer les équations par :

$$\dot{x} = (c\theta c\psi)u + (-c\phi s\psi + s\phi s\theta s\psi)v + (s\phi s\psi + c\phi s\theta c\psi)w \quad 3.24$$

$$\dot{y} = (c\theta s\psi)u + (c\phi c\psi + s\phi s\theta s\psi)v + (-s\phi c\psi + c\phi s\theta s\psi)w \quad 3.25$$

$$\dot{z} = -(s\theta)u + (s\phi c\theta)v + (c\phi c\theta)w \quad 3.26$$

En outre, le taux de changement des angles d'Euler du véhicule est présenté dans les coordonnées de référence en utilisant la matrice représentée par l'équation. (3.27).

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \tan(\theta) \sin(\phi) & \tan(\theta) \cos(\phi) \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \sin(\phi)/\cos(\theta) & \cos(\phi)/\cos(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad 3.27$$

En outre, on peut écrire les équations des taux des angles d'Euler par:

$$\dot{\phi} = P + \tan(\theta) \sin(\phi) Q + \tan(\theta) \cos(\phi) R \quad 3.28$$

$$\dot{\theta} = \cos(\phi) Q - \sin(\phi) R \quad 3.29$$

$$\dot{\psi} = \frac{\sin(\phi)}{\cos(\theta)} Q - \frac{\cos(\phi)}{\cos(\theta)} R \quad 3.30$$

Les équations (3.24) à (3.26) et de l'équation (3.28) à celle(3.30) sont appelées **équations cinématiques** du véhicule.

Les équations différentielles non linéaires du mouvement d'un corps rigide avec six degrés de liberté sont la combinaison des équations dynamiques et cinématiques.

Les principales forces qui agissent sur le corps sont la poussée d'hélice, les forces de traînée et de gravité. La direction de la poussée d'hélice est perpendiculaire à la surface de rotation et sa valeur est directement proportionnelle au carré de la vitesse de rotation.

## 2.4 Force de traînée

La force de traînée est proportionnelle au carré de la vitesse par rapport à chaque axe et au coefficient de traînée selon l'équation suivante:

$$\begin{bmatrix} F_{dx} \\ F_{dy} \\ F_{dz} \end{bmatrix} = \frac{1}{\Pi} \begin{bmatrix} c_{dx} v_x^2 \\ c_{dy} v_y^2 \\ c_{dz} v_z^2 \end{bmatrix} \quad 3.31$$

Où  $C_{d(x,y,z)}$  sont des constantes en fonction des coefficients de traînée  $C_{(x,y,z)}$  dans la direction  $x$ ,  $y$  et  $z$  tel que :  $C_{d(x,y,z)} = \frac{1}{2} \rho A C_{(x,y,z)}$  où :  $\rho$  : la densité de l'air et  $A$  : la section de l'hélice

Et  $v_{(x, y, z)}$  sont les composantes de la vitesse dans les directions  $x$ ,  $y$  et  $z$ .  $F_{d(x, y, z)}$  sont les forces de traînée dans les directions  $x$ ,  $y$  et  $z$ . Comme la vitesse de chaque axe est présenté dans le repère terre, nous devons le diviser par la matrice de passage (3.01) pour obtenir ses composantes dans le repère du corps [3].

## 2.5 Force de gravité

La force principale agissante sur le drone quadri rotor est la force de gravité, qui est égal à la masse totale de drone multipliée par l'accélération de la gravité comme suit:

$$F_g = Mg \quad 3.32$$

Où  $M$  est la masse totale du drone,  $g$  est l'accélération de la gravité.

$F_g$  est la force gravitationnelle du repère de terre et sa direction est vers le sol (direction  $z$  négative du repère terre).

Par conséquent, on peut diviser la force de gravité par la matrice de passage pour prendre effet sur chaque axe du repère du corps[3].

$$F_{gb} = \begin{bmatrix} -\sin(\theta)Fg \\ \cos(\theta)\sin(\phi)Fg \\ \cos(\theta)\cos(\phi)Fg \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{gb1} \\ F_{gb2} \\ F_{gb3} \end{bmatrix} \quad 3.33$$

Où  $F_{gb}$  est la force de gravité dans le repère du corps et  $F_{gb(1,2,3)}$  sont respectivement, ses composantes dans les direction  $x$ ,  $y$  et  $z$ . La résultante des forces dans les directions  $x$ ,  $y$  et  $z$  sont:

$$F_x = F_{dx} + F_{Tx} + F_{gb1} \quad 3.34$$

$$F_y = F_{dy} + F_{Ty} + F_{gb2} \quad 3.35$$

$$F_z = F_{dz} + F_{Tz} + F_{gb3} \quad 3.36$$



## 2.6 Force de poussée

Les équations ci-dessous montrent les forces équivalentes de poussée le long de chaque axe:

$$F_{Tx} = F_2 + F_4 \quad 3.37$$

$$F_{Ty} = F_1 - F_3 \quad 3.38$$

$$F_{Tz} = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 \quad 3.39$$

Où :

- $F_{Tx}$ ,  $F_{Ty}$  et  $F_{Tz}$  sont respectivement, les composantes des forces de poussée sur les axes x, y et z.
- $F_1$ ,  $F_2$ ,  $F_3$  et  $F_4$  sont les forces de poussée perpendiculaires générés par chaque hélice.

Pour se déplacer dans la direction y, il faut que le quadri-rotor tourne autour de l'axe des x, comme indiqué dans la figure 3.7. Pour obtenir la rotation de roulis, nous avons besoin de générer des forces de déséquilibre dans la paire sur l'axe des y. Cette force de déséquilibre doit s'élever au-dessus des forces d'inertie qui s'opposent à la rotation [3].

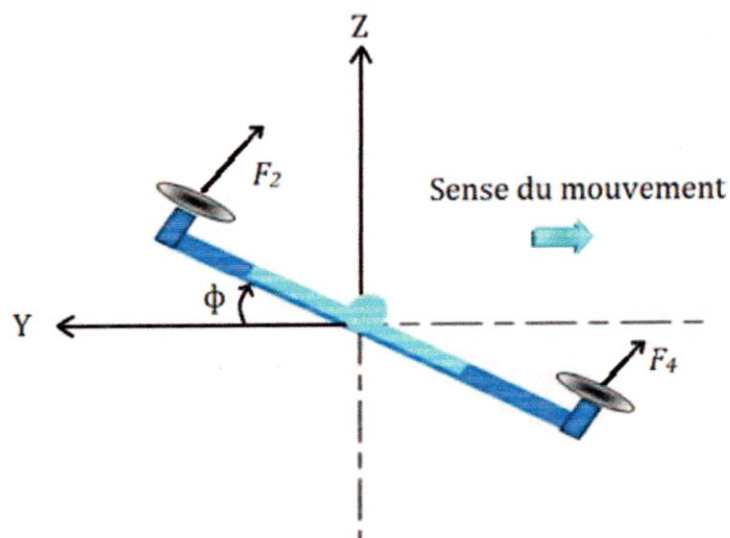


Figure 3.03 - Rotation de Roulis de quadri-rotor

L'angle de roulis ( $\varphi$ ) est approché comme le système de premier ordre de  $(y_d - y)$ . En d'autres termes, l'angle de roulis est la sortie du contrôleur PI de  $y$  exprimé par la relation suivante:

$$\phi_d = k_{py}(y_d - y) + k_{dy}(-\dot{y}) \quad 3.40$$

Où  $y_d$  et  $\phi_d$  sont les valeurs souhaitées,  $k_{py}$ , le  $k_{dy}$  sont les constantes du gain du contrôleur.

La rotation de tangage est la même que la rotation de roulis, à l'exception que la rotation est appliquée sur l'angle de tangage ( $\theta$ ), comme indiqué dans la figure 3,8, ce qui provoque la rotation autour de l'axe  $y$  afin de créer le mouvement le long de l'axe  $x$ .

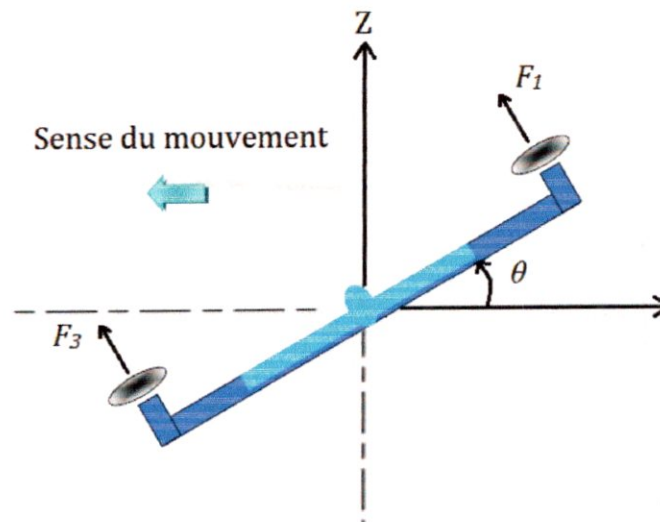


Figure 3.04 - Rotation de Tangage de quadri-rotor

L'angle de tangage ( $\theta$ ) est approché comme le système de premier ordre de  $(x_d - x)$  comme indiqué par la relation suivante:

$$\theta_d = k_{px}(x_d - x) + k_{dx}(-\dot{x}) \quad 3.41$$

Où  $x_d$  et  $\theta_d$  sont les valeurs souhaitées,  $k_{px}$ , le  $k_{dx}$  sont les valeurs des constantes du gain.

La rotation autour de l'axe de lacet du corps est appliquée pour obtenir les composantes des moments de roulis et de tangage en utilisant la matrice de passage suivante:

$$R_\psi = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & -\sin(\psi) \\ \sin(\psi) & \cos(\psi) \end{bmatrix} \quad 3.42$$

## 2 Développement du modèle selon Newton-Euler

Le drone quadri rotor est un avion sans pilote dont la portance est générée par ses quatre rotors. Il contient quatre hélices. Deux hélices opposées forment une paire. La première paire est située sur l'axe des x et dans le sens horaire alors que la seconde paire est situés sur l'axe des y et une rotation dans le sens antihoraire, comme indiqué dans la Figure 3.1.

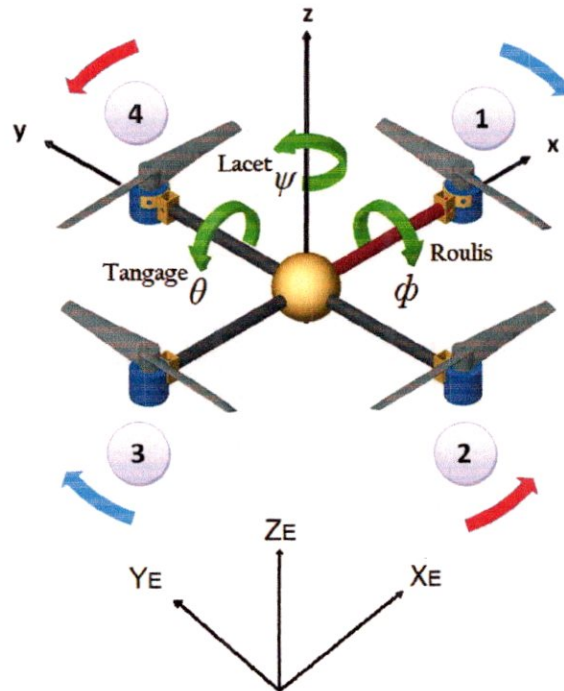


Figure 3.02 – Configuration du modèle

Le repère fixe à la terre ( $X_E, Y_E, Z_E$ ) est utilisé pour spécifier l'emplacement du drone. Le repère du corps du drone ( $X, Y, Z$ ) et les angles ( $\phi$ ) de roulis, ( $\theta$ ) de tangage, et ( $\psi$ ) de lacet sont utilisés pour spécifier l'orientation du véhicule.

En général, son mouvement est commandé en faisant varier la force de portance produite par les rotors. Chaque rotor produit à la fois une poussée et un couple autour de son centre de rotation. Les effets gyroscopiques et les couples aérodynamiques ont tendance à être annulés et ces quatre rotors n'ont pas de plateau cyclique [8].

Les équations du mouvement sont présentées sur le repère du corps  $O_{CG}$  ( $X, Y, Z$ ). Pour tout point du drone exprimé dans le repère lié à la terre  $O_{NEB}$  ( $X_E, Y_E, Z_E$ ), on peut utiliser la matrice de passage comme:

$$\Pi = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & -c\phi s\psi + s\phi s\theta s\psi & s\phi s\psi + c\phi s\theta c\psi \\ c\theta s\psi & c\phi c\psi + s\phi s\theta s\psi & -s\phi c\psi + c\phi s\theta s\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad 3.01$$



Le moment appliqué sur le cadre du drone le long d'un axe est la différence entre les moments produits par chaque hélice sur l'autre axe.

$$L = M_{T\phi} = l_2 F_2 \cos(R_2) - l_4 F_4 \cos(R_4) \quad 3.43$$

$$M = M_{T\theta} = l_1 F_1 \cos(R_1) - l_3 F_3 \cos(R_3) \quad 3.44$$

$$N = M_{T\psi} = l_1 F_1 \sin(R_1) + l_2 F_2 \sin(R_2) + l_3 F_3 \sin(R_3) + l_4 F_4 \sin(R_4) \quad 3.45$$

Où  $l_i$  est la longueur entre l'hélice et le centre de gravité (CG) et  $i = 1, 2, 3,$  et  $4$  pour chaque hélice,  $MT_\phi$ ,  $MT_\theta$  et  $MT_\psi$  sont les moments produits par la force de poussée.

Notez que les forces et les moments tiennent compte de l'effet de l'orientation de chaque hélice en multipliant les forces par le sinus ou le cosinus de l'angle d'orientation. A noter également que la force de traînée a été négligée dans le calcul du moment, cette force a été trouvée pour causer une perturbation négligeable sur le moment total en dehors du régime de vol intéressé.

Les paramètres de drone quadri-rotor utilisés dans la modélisation dynamique sont présentés dans le tableau 3.1

Symbole	Description	Valeur	Unité
$M$	Masse du quadri rotor	0.4	kg
$l$	Distance de CG	0.2	m
$I_{xx}$	Moment d'inertie (x)	0.48	kg.m <sup>2</sup>
$I_{yy}$	Moment d'inertie (y)	0.48	kg.m <sup>2</sup>
$I_{zz}$	Moment d'inertie (z)	0.73	kg.m <sup>2</sup>
$g$	Accélération de la gravité	-9,8	m/s <sup>2</sup>
$C_{d(x,y,z)}$	Constant de la traînée	0,0025	N.s <sup>2</sup> /m <sup>2</sup>

Tableau 3.1 - Les paramètres physiques du drone quadri-rotor

## 2.7 Linéarisation du modèle du Drone

En raison de la complexité du modèle non-linéaire, la linéarisation est nécessaire pour obtenir la forme simple du modèle et d'être en mesure d'appliquer certaines techniques de contrôle linéaires. Par conséquent, la linéarisation du modèle est présentée dans la section suivante.

Un système convertit une série de signal, appelée signaux d'entrée, par l'intermédiaire du processus à une autre série de signal, appelée signaux de sortie. En plus de ces signaux, il ya une autre sorte de signal qui est un signal interne, appelé signal d'état. Intuitivement, ces signaux doivent être suffisants pour déterminer le futur comportement du système.

La connexion de l'ensemble de ces signaux ainsi présente la représentation d'espace d'état du système. C'est le modèle mathématique qui est un ensemble des équations différentielles ordinaires de premier ordre.

Un modèle linéarisé est une approximation du système non linéaire, qui est valable dans une petite région du point de fonctionnement. Il est plus facile de travailler avec des modèles linéaires pour certaines techniques de contrôle.

Il ya de nombreuses méthodes pour linéariser le système. La linéarisation *Jacobienne* est l'une des méthodes la plus populaire, parce qu'elle donne le système linéarisé autour du point d'exploitation ou autour du point d'équilibre. Elle utilise une approximation du premier ordre, c'est à dire une série de Taylor du premier ordre, autour du point de fonctionnement.

Les variables d'état sont choisis comme suit :

- Positions de translation  $(x, y, z)$  dans le repère d'inertie
- Leurs dérivés dans le repère du corps  $(u, v, w)$
- La position angulaire  $(\phi, \theta, \psi)$  dans le repère du corps
- Leurs dérivés dans la le repère d'inertie  $(p, q, r)$ .

Il est possible d'écrire les variables d'état comme un vecteur tel que :

$$X = [x \ y \ z \ u \ v \ w \ \phi \ \theta \ \psi \ p \ q \ r]^T$$

Comme les positions de translation  $(x, y, z)$  dans le repère d'inertie et l'angle de lacet  $\psi$  (*le cap*) n'affectent pas la stabilité et les résultats de la simulation, alors on peut les négliger de la matrice de l'espace d'état, mais ils peuvent être utilisés lors des études de navigation et des trajectoires. Le vecteur X devient :  $X = [u \ w \ q \ \theta \ v \ p \ \phi \ r]^T$

Les signaux d'entrée sont les vitesse de chaque rotor :  $U = [u_1 \ u_2 \ u_3 \ u_4]^T$ .

En outre, les valeurs de la force de traînée sont trop petites, par conséquent on peut les négliger lors de la linéarisation.

Considérons le système non linéaire, représenté par l'équation (3.08) à (3.10), l'équation (1.17) à (3.19), l'équation (3.21) à (1,23) et de l'équation (3.25) à (3.27), et négliger les petits termes tels que les produits de la vitesse de translation et angulaires, on obtient:

$$x = (c\theta c\psi)u + (-c\phi s\psi + s\phi s\theta s\psi)v + (s\phi s\psi + c\phi s\theta c\psi)w \quad 3.46$$

$$y = (c\theta s\psi)u + (c\phi c\psi + s\phi s\theta s\psi)v + (-s\phi c\psi + c\phi s\theta s\psi)w \quad 3.47$$

$$z = -(s\theta)u + (s\phi c\theta)v + (c\phi c\theta)w \quad 3.48$$

$$u = -\sin(\theta)g \quad 3.49$$

$$v = \cos(\theta)\sin(\phi)g \quad 3.50$$

$$w = \cos(\theta)\cos(\phi)g + U_1/m \quad 3.51$$

$$P = U_2/I_{xx} \quad 3.52$$

$$Q = U_3/I_{yy} \quad 3.53$$

$$R = U_4/I_{zz} \quad 3.54$$

$$\dot{\phi} = P + \tan(\theta)\sin(\phi)Q + \tan(\theta)\cos(\phi)R \quad 3.55$$

$$\dot{\theta} = \cos(\phi)Q - \sin(\phi)R \quad 3.56$$

$$\dot{\psi} = \sin(\phi)\sec(\theta)Q + \cos(\phi)\sec(\theta)R \quad 3.57$$

Où  $U_1 = u_1 + u_2 + u_3 + u_4$ ,  $U_2 = l_1 u_1 - l_3 u_3$ ,  $U_3 = u_2 l_2 - l_4 u_4$  et  $U_4 = u_1 + u_3 - u_2 - u_4$

En outre,  $U_1$  représente la commande de la force de poussée totale générée par les rotors et son effet est pris dans la direction z.

$U_2$  représente la commande de l'axe longitudinale.

$U_3$  représente la commande de l'axe latérale.

$U_4$  représente la commande de l'axe de lacet.

La Représentation de l'espace d'Etat du modèle linéaire est présentée sous la forme suivante :

$$\dot{X} = A X + B U$$

$$Y = C X + D U \quad .58$$

OU  $X$ : Vecteur d'état tel que  $X = [u \ w \ q \ \theta \ v \ p \ \phi \ r]^T$

$Y$ : Vecteur commande tel que  $Y = [u_1 \ u_2 \ u_3 \ u_4]^T$



Où:

$$A = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial X_1} & \frac{\partial f_1}{\partial X_2} & \dots & \frac{\partial f_1}{\partial X_{12}} \\ \frac{\partial f_2}{\partial X_1} & \frac{\partial f_2}{\partial X_2} & \dots & \frac{\partial f_2}{\partial X_{12}} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial f_{12}}{\partial X_1} & \frac{\partial f_{12}}{\partial X_2} & \dots & \frac{\partial f_{12}}{\partial X_{12}} \end{bmatrix}$$

Et

$$B = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial u_1} & \frac{\partial f_1}{\partial u_2} & \frac{\partial f_1}{\partial u_3} & \frac{\partial f_1}{\partial u_4} \\ \frac{\partial f_2}{\partial u_1} & \frac{\partial f_2}{\partial u_2} & \frac{\partial f_2}{\partial u_3} & \frac{\partial f_2}{\partial u_4} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\partial f_{12}}{\partial u_1} & \frac{\partial f_{12}}{\partial u_2} & \frac{\partial f_{12}}{\partial u_3} & \frac{\partial f_{12}}{\partial u_4} \end{bmatrix}$$

- Où
- $C = I_B$  où  $I_B$  est une matrice identique de 8 par 8.
  - $D = 0_{8 \times 4}$  où  $0_{8 \times 4}$  est une matrice nulle de 8 par 4.
  - $f_{1-12}$  sont respectivement les équations (3.01) à (3.12).

La matrice D est doit être vide, car il n'ya pas de couplage direct entre les entrées et les sorties du système.

La matrice A est défini comme la dérivée partielle du premier ordre des équations du système en respectant les variables d'état du système au point d'équilibre.

En outre, la matrice B est définie comme la dérivée partielle du premier ordre des équations du système en respectant les entrées de commande au point d'équilibre. Matrices C et D sont spécifiées sur la base des signaux de sortie.

Pour faire la linéarisation aussi générale que possible, les dérivées seront prises au point général, sans valeurs spécifiques. Pour obtenir la linéarisation autour du point de fonctionnement spécifique, on doit substituer ce point de fonctionnement au lieu du point général.

$$A = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & a_{14} & a_{15} & a_{16} & a_{17} & a_{18} & a_{19} & a_{110} & a_{111} & a_{112} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & a_{24} & a_{25} & a_{26} & a_{27} & a_{28} & a_{29} & a_{210} & a_{211} & a_{212} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & a_{34} & a_{35} & a_{36} & a_{37} & a_{38} & a_{39} & a_{310} & a_{311} & a_{312} \\ a_{41} & a_{42} & a_{43} & a_{44} & a_{45} & a_{46} & a_{47} & a_{48} & a_{49} & a_{410} & a_{411} & a_{412} \\ a_{51} & a_{52} & a_{53} & a_{54} & a_{55} & a_{56} & a_{57} & a_{58} & a_{59} & a_{510} & a_{511} & a_{512} \\ a_{61} & a_{62} & a_{63} & a_{64} & a_{65} & a_{66} & a_{67} & a_{68} & a_{69} & a_{610} & a_{611} & a_{612} \\ a_{71} & a_{72} & a_{73} & a_{74} & a_{75} & a_{76} & a_{77} & a_{78} & a_{79} & a_{710} & a_{711} & a_{712} \\ a_{81} & a_{82} & a_{83} & a_{84} & a_{85} & a_{16} & a_{87} & a_{88} & a_{89} & a_{810} & a_{811} & a_{812} \\ a_{91} & a_{92} & a_{93} & a_{94} & a_{95} & a_{96} & a_{97} & a_{98} & a_{99} & a_{910} & a_{911} & a_{912} \\ a_{101} & a_{102} & a_{103} & a_{104} & a_{105} & a_{106} & a_{107} & a_{108} & a_{109} & a_{1010} & a_{1011} & a_{1012} \\ a_{111} & a_{112} & a_{113} & a_{114} & a_{115} & a_{116} & a_{117} & a_{118} & a_{119} & a_{1110} & a_{1111} & a_{1112} \\ a_{121} & a_{122} & a_{123} & a_{124} & a_{125} & a_{126} & a_{127} & a_{128} & a_{129} & a_{1210} & a_{1211} & a_{1212} \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} & b_{13} & b_{14} & b_{15} & b_{16} & b_{17} & b_{18} & b_{19} & b_{110} & b_{111} & b_{112} \\ b_{21} & b_{22} & b_{23} & b_{24} & b_{25} & b_{26} & b_{27} & b_{28} & b_{29} & b_{210} & b_{211} & b_{212} \\ b_{31} & b_{32} & b_{33} & b_{34} & b_{35} & b_{36} & b_{37} & b_{38} & b_{39} & b_{310} & b_{311} & b_{312} \\ b_{41} & b_{42} & b_{43} & b_{44} & b_{45} & b_{46} & b_{47} & b_{48} & b_{49} & b_{410} & b_{411} & b_{412} \end{bmatrix}^T$$

$$\text{Où: } b_{6_1} = b_{6_2} = b_{6_3} = b_{6_4} = \frac{1}{m}, b_{7_2} = b_{7_4} = \frac{l_2}{I_{xx}}, b_{8_1} = \frac{l_1}{I_{yy}}, b_{8_3} = -\frac{l_3}{I_{yy}},$$

En fin, les matrices A, B, C et D de modèle linéarisé du quadri-rotor sont déterminés par la formule générale. On peut observer que les systèmes d'équations linéaires ne dépendent pas des composants de translation.

Par conséquent, les composants de translation du point d'équilibre n'affectent pas le système linéaire du quadri-rotor. La Linéarisation a été faite sans tenir compte de la stabilité du contrôle mais la stabilité du drone quadri-rotor avec le contrôleur peut être obtenu par les résultats de la simulation. Pour avoir une bonne présentation écrite, les formules mathématique des dérivées ont été mis en annexe A.

## 2.2 Equations des moments

Les équations de moment sont obtenues en utilisant les équations d'Euler du mouvement, il est possible d'écrire que:

$$\sum \vec{M} = \frac{d}{dt}(\vec{H}) = \frac{d}{dt}(\vec{I}\vec{\omega}) \quad 3.11$$

$H$  et  $I$  sont le moment cinétique et le moment d'inertie du véhicule.

La matrice d'inertie est donnée par :

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad 3.12$$

La dérivée du moment cinétique s'exprime :

$$\frac{d}{dt}\vec{H} = \dot{\vec{H}}^B + \vec{\omega}^B \times \vec{H} \quad 3.13$$

Avec :

$$\vec{H} = \vec{I}\vec{\omega} = \begin{bmatrix} I_{xx}P - I_{xy}Q - I_{xz}R \\ -I_{yx}P + I_{yy}Q - I_{yz}R \\ -I_{zx}P - I_{zy}Q + I_{zz}R \end{bmatrix} \quad 3.14$$

sa dérivée est :

$$\dot{\vec{H}} = \begin{bmatrix} I_{xx}\dot{P} - I_{xy}\dot{Q} - I_{xz}\dot{R} \\ -I_{yx}\dot{P} + I_{yy}\dot{Q} - I_{yz}\dot{R} \\ -I_{zx}\dot{P} - I_{zy}\dot{Q} + I_{zz}\dot{R} \end{bmatrix} \quad 3.15$$

De même

$$\begin{aligned} \vec{\omega}^B \times \vec{H} &= \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_{xx}P - I_{xy}Q - I_{xz}R \\ -I_{yx}P + I_{yy}Q - I_{yz}R \\ -I_{zx}P - I_{zy}Q + I_{zz}R \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} -R(-I_{yx}P + I_{yy}Q - I_{yz}R) + Q(-I_{zx}P - I_{zy}Q + I_{zz}R) \\ R(I_{xx}P - I_{xy}Q - I_{xz}R) - P(-I_{zx}P - I_{zy}Q + I_{zz}R) \\ -Q(I_{xx}P - I_{xy}Q - I_{xz}R) + P(-I_{yx}P + I_{yy}Q - I_{yz}R) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad 3.16$$

Les moments obtenus sont :

$$\begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx}\dot{P} - I_{xy}\dot{Q} - I_{xz}\dot{R} \\ -I_{yx}\dot{P} + I_{yy}\dot{Q} - I_{yz}\dot{R} \\ -I_{zx}\dot{P} - I_{zy}\dot{Q} + I_{zz}\dot{R} \end{bmatrix} + \vec{\omega}^B \times \vec{H} \quad 3.17$$



### ③ Développement du modèle Selon Lagrange-Euler

Nous avons déjà développé un modèle par la méthode de Newton-Euler qui utilise les concepts de forces et de couples. Il s'agit maintenant de développer un modèle suivant une approche Lagrangienne, c'est-à-dire en utilisant les énergies potentielles et cinétiques [1] :

$$\Gamma_i = \frac{d}{dt} \left( \frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial \mathcal{L}}{\partial q_i} \quad 3.59$$

$$L = T - V \quad 3.60$$

Avec :

- $q_i$  : coordonnées généralisées.
- $\Gamma_i$  : forces généralisées données par les forces non conservatives.
- $T$  : énergie cinétique totale.
- $V$  : énergie potentielle totale.

Les deux approches sont évidemment équivalentes physiquement, mais les énergies n'étant pas des quantités vectorielles, elles sont conceptuellement plus faciles à utiliser dans une vaste gamme de problèmes [1].

Cette approche de Lagrange-Euler mène aux mêmes résultats que l'approche Newton-Euler et elle est basée sur le calcul des paramètres suivantes [8]:

- Cinématique.
- Energie cinétique et potentielle.
- Equations de mouvement.
- Model dynamique.

Jusqu'à ce point la partie de la modélisation du drone Quadri-Rotor a été finalisée, l'étape suivante est la conception d'un contrôleur LQR pour stabiliser notre système.

Dans cette partie du travail notre objectif est de développer un système de contrôle assez fiable et stable que possible, c'est pour cela nous avons proposé toute une stratégie qui est basée sur deux systèmes :

- Un système de contrôle et de navigation installé sur la station sol «PC portable », qui constitue la première partie du contrôle.
- Un système embarqué sur le drone qui constitue la deuxième partie du contrôle.

Ces deux Systèmes font ensemble les deux éléments indispensables pour la partie du contrôle du drone, ils sont reliés entre eux avec une connexion permanente lorsque l'appareil est en vol.

En effet, chaque système se compose d'une partie hardware et une partie software « Matérielle et programme », le premier système sera appelé le système de contrôle sol, et le deuxième sera appelé le système embarqué, les deux systèmes seront décrits dans la section suivante. On va donner les différents étapes de la configuration du logiciel et aussi le principe de fonctionnement des différents éléments des deux systèmes ensemble.

L'autre élément essentiel dans le contrôle est la stabilité du système, notre stratégie a pris en compte ce problème, c'est pour cela et après l'exécution de logiciel du contrôle et après la mise en place de tous les éléments indispensables mentionnés avant, il nous reste que la stabilisation du système qui se fait par un développement d'un régulateur « Contrôleur » de stabilité par une simulation du système sous SIMULINK du logiciel MATLAB. Le choix du logiciel du contrôle est une phase très sensible parce que le fonctionnement de tout les autres éléments dépend de ce dernier, c'est pour cela que nous avons choisi un logiciel qui est compatible avec la carte mère choisie et il fait le traitement avec des contrôleurs **PID** « Proportionnel, Intégratif, dérivatif ».

Les Contrôleurs **PID** utilisent à la base un système espace d'état développé selon un modèle non linéaire, sa modélisation à pris en compte tous les incertitudes et les perturbations qui peuvent arriver au système lors du vol stationnaire ou en translation, cet approche traite la stabilité avec un très haut niveau de réhabilité, il est utilisé spécialement au niveau professionnel, leur objectif est de concevoir une matrice des Gains **PID** pour les introduire au logiciel du contrôle. C'est pour cela nous avons adopté une autre méthode c'est **LQR** « Linéaire Quadratique régulateur », car les contrôleurs **PID** traitent avec un système **SISO** «single input single output», cependant les contrôleurs **LQR** traitent des systèmes **MIMO** «multi inputs multi outputs», et c'est le cas pour notre système. Et pour rendre cette étape plus intéressante une synthèse plus détaillée sera illustrée sur les contrôleurs **PID** et **LQR**.

## ① Description des systèmes

Dans cette section, nous décrivons les deux systèmes sol et embarqué du contrôle ils constituent ensemble les éléments pré requis du fonctionnement du contrôle (Figure 4.01).

### ①.1 Système Sol

Le système sol se compose de deux parties :

- **Hardware**
  - Un PC portable qui doit comporter : une carte réseau WiFi plus des entrées USB et aussi une carte graphique puissante.
  - Un Joystick pour la navigation du drone.
  - Un mini antenne WiFi pour assurer une meilleur connexion.
- **Softwares :**
  - Un logiciel de contrôle et de navigation qui doit être compatible avec la carte électronique qui porte les micros capteurs MEMS, pour une meilleure lecture des informations.
  - Un système d'exploitation Linux, qui doit aussi porter des mises à jour et des bibliothèques requises pour le démarrage du logiciel du contrôle.
  - Microsoft visuel studio C++ version 2008 et plus, pour la configuration du logiciel avant l'installé sur Linux.

### ①.2 Système Embarqué

Le système embarqué se compose de deux partie :

- **Hardware**
  - La carte mère électronique à bord.
  - La centrale inertielle connectée à la carte mère.
  - Un émetteur/récepteur sans fil, pour notre cas et comme nous avons déjà mentionné, il est intégré directement sur la carte mère.
- **Softwares**
  - Un programme injecté dans la mémoire flash de la carte mère, ce programme est un algorithme qui reçoit les instructions depuis le logiciel sol et fait envoyer à son tour les informations de déférentes performances détectées par les capteurs, c'est un fichier de type PFL.



## ② Description des éléments du contrôle

Dans cette section, nous présentons la description et le principe de fonctionnement des éléments principaux du contrôle, que se soit Hardware ou Software, appartient au système sol ou embarqué, ces éléments principaux sont :

- La carte mère et la centrale inertielle.
- Le logiciel de contrôle sol installé sur le PC.
- Le programme intégré dans la mémoire flash sur la carte mère.
- Le système d'exploitation Linux.
- Protocole de connexion WiFi supporté.
- Implantation du Joystick du contrôle.

Ces éléments font la base du contrôle sans fil, c'est pour cette raison qu'une description est faite.

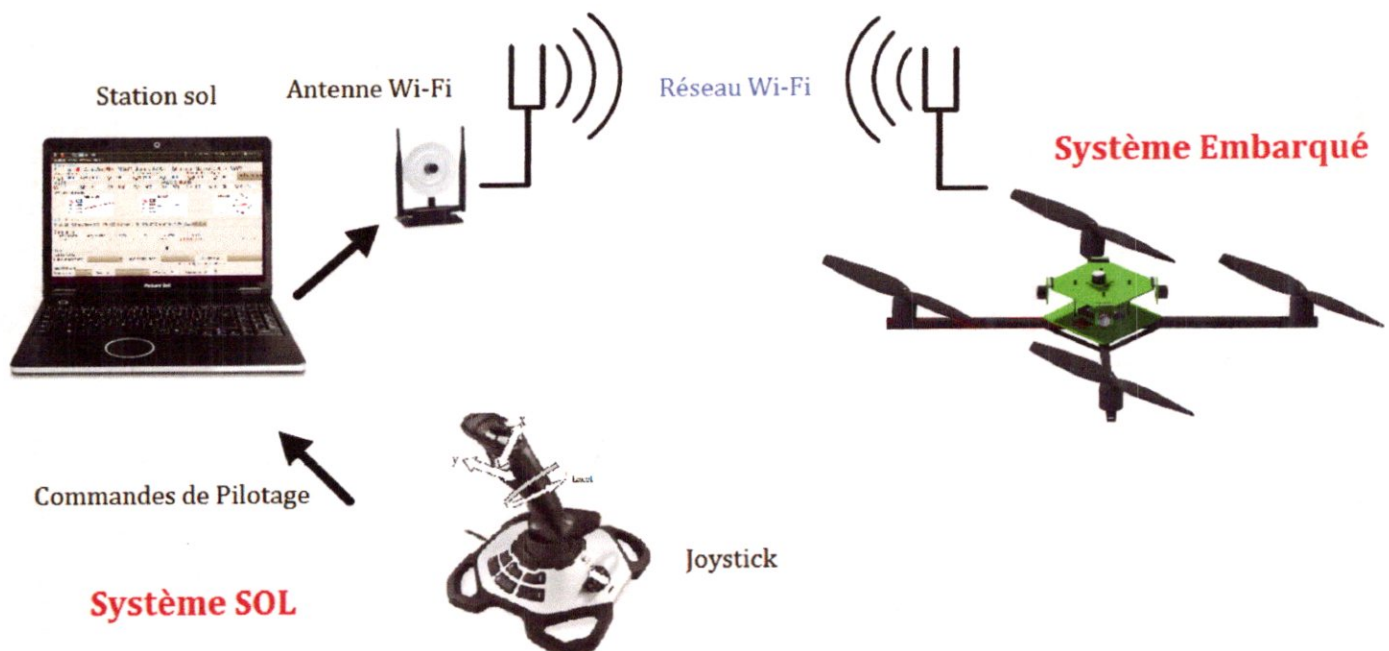


Figure 4.01 – Schémas du système du contrôle

## 2.1 La Carte mère et la centrale inertielle

Ils existent plusieurs types et modèles des cartes électroniques sur le marché, ils sont disponibles, on peut les acheter depuis plusieurs site d'internet. La carte doit être supporter ou bien être compatible avec logiciel du contrôle, sur le marché il existe plusieurs qui sont construites par des entreprises électroniques comme l'ARDUINO et Dragonfly ou bien par des individus.

L'essentiel dans la carte est la compatibilité avec la centrale inertielle parce que les cartes électroniques qui sont développées à partir des composants simples et des capteurs indépendant disponibles sur le marché et comme ya des différents modèles de ces micros capteurs, il y'aura des problèmes lors de traitement des données par la carte mère. C'est un problème qu'a été découvert par un groupe des étudiants français lors de leurs projet de fins étude appelé Coriolis [7], l'origine de ce problème c'est la modélisation des capteurs, parce que les constructeurs ne donnent pas leur modélisation qui est un secret professionnel.

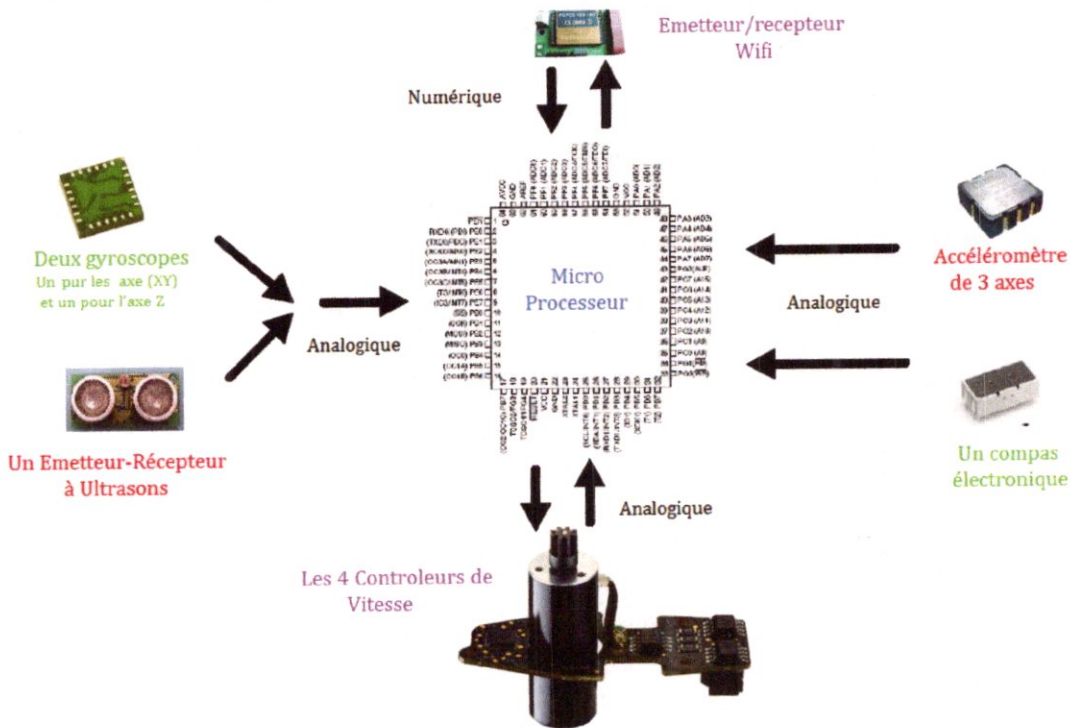


Figure 4.02 – Schémas présente le fonctionnement du carte mère avec la centrale inertielle

Cependant notre choix est fixé sur la carte l'**Arduino Duemilanove**, c'est une version très récente de l'ARDUINO, qui est compatible avec plusieurs logiciel du contrôle inclus notre logiciel choisi pour le contrôle du drone. Les caractéristiques de cette carte sont mentionnés précédemment dans le chapitre 2, le micro processeur de la carte mère traite les données **Analogiques** qui viennent de la centrale inertielle et les convertis aux donnés **Numériques** pour qu'il puisse l'envoyer par la suite à la station sol (Figure 4.2).



## 2.2 Le logiciel de contrôle

Le logiciel de contrôle installé sur le PC est l'un des éléments indispensables pour le contrôle du drone. Son choix et son implantation sont les étapes les plus critiques du travail, une faute ou une mauvaise contribution d'une seule ou plusieurs étapes de configuration peut porter des conséquences catastrophiques, notre choix est fixé sur le **Drone Navigation**, un programme qui a été développé par une équipe d'informaticiens qui veulent construire un programme plus universel que possible, pour satisfaire les besoins des différents utilisateurs des différentes cartes de contrôle. Sur le marché, plusieurs logiciels et programmes sont disponibles comme : L'Arduino, Q Grounds-control, Open pilot copter control platform, Drone navigation, etc., le choix du Drone Navigation est fait pour plusieurs raisons :

- Il est gratuit, il suffit de le télécharger directement sur internet après une inscription en ligne, sous format compressé «TAR BZ2» spéciale pour Linux.
- Il a une interface claire, simple et bien adaptée au phénomène, elle permet le contrôle avec plusieurs options (Figure 4.3).

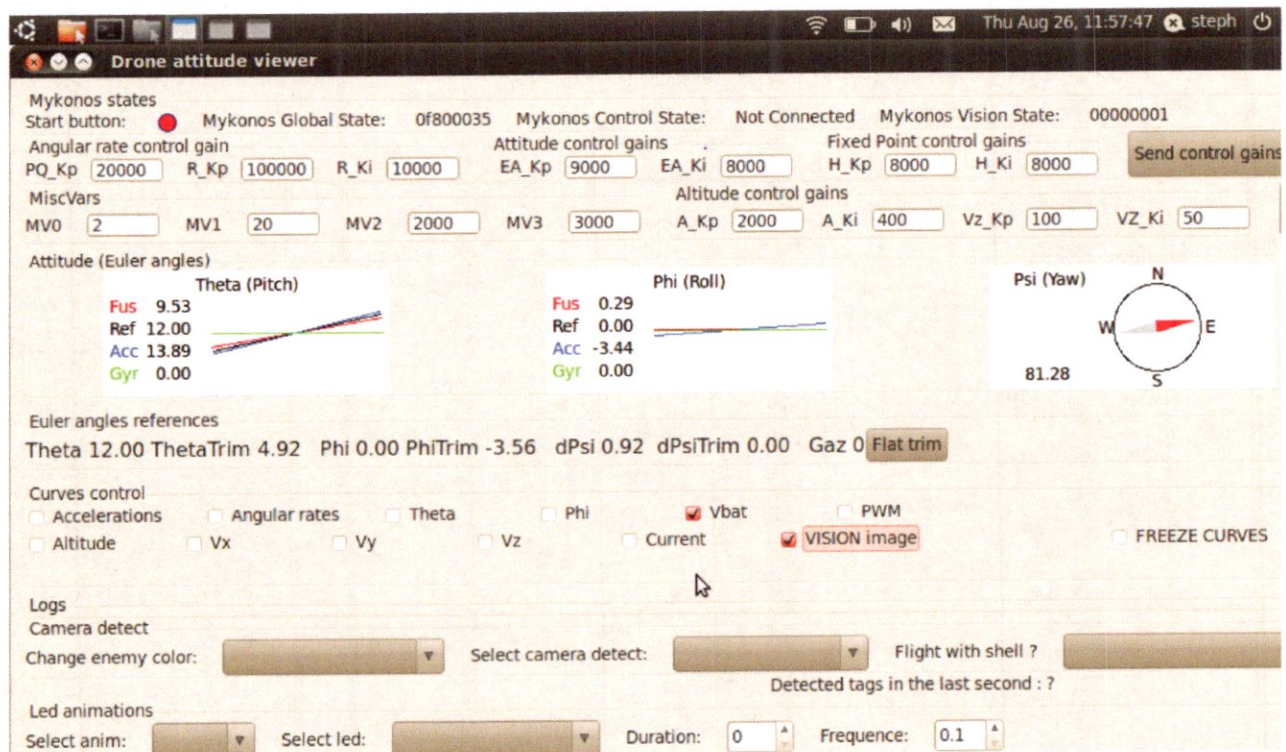


Figure 4.03 – Interface du logiciel Drone Navigation

- Il traite le contrôle avec des contrôleurs PI.
- Il contient plusieurs fenêtres dont une qui permet la visualisation de la caméra embarquée sur le drone.

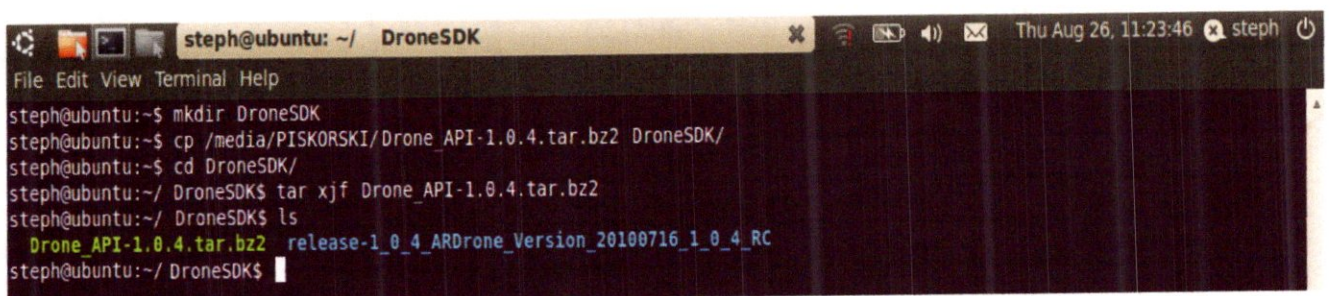


- Il permet aussi de suivre les performances du drone en temps réel, comme les angles d'Euler, ce qui est une option très rare dans les autres logiciels, elle rend le contrôle plus efficace et elle permet une détection facile des problèmes.
- Les étapes de sa configuration sont à un nombre acceptable.
- Les bibliothèques et les mises à jour requises sont disponibles sur l'internet.
- Il supporte aussi l'utilisation des Joystick qui facilite la manipulation des manœuvres.
- La raison principale est sa compatibilité avec notre carte l'Arduino Duemilanove.

Pour exécuter le logiciel, il faut suivre plusieurs étapes de configuration et de programmation en C++, Le pack vient avec un guide qui offre un aide précieux, il contient aussi l'Algorithme PFL intégré sur la carte mère qui est le sujet de la section suivante.

La configuration sera faite par Linux qui est un système d'exploitation plus fiable et efficace que les systèmes Microsoft Windows, elle utilise l'application TERMINAL de Linux, c'est une application en mode de commande comme le MS-DOS du Microsoft, tout d'abord il faut extraire le dossier **TAR BZ2**, ensuite suivre une série de commande pour obtenir le programme exécutable **Drone Navigation**, après des mises à jour doivent être télécharger, car ils constituent les bibliothèques vidéos et performances qui sont utiliser par le logiciel drone navigation pendant le contrôle (Figure 4.4) .

L'ordinateur doit être connecté à l'internet lors de téléchargement des déférentes mises à jours, il faut aussi configurer le Joystick, cette étape aussi requiert une mise à jour, et avant de terminer, ils restent quelques étapes secondaires comme le réglage de la connexion et l'installation du radar WiFi sous Linux.



```

steph@ubuntu: ~/ DroneSDK
File Edit View Terminal Help
steph@ubuntu:~$ mkdir DroneSDK
steph@ubuntu:~$ cp /media/PISKORSKI/Drone_API-1.0.4.tar.bz2 DroneSDK/
steph@ubuntu:~$ cd DroneSDK/
steph@ubuntu:~/ DroneSDK$ tar xjf Drone_API-1.0.4.tar.bz2
steph@ubuntu:~/ DroneSDK$ ls
Drone_API-1.0.4.tar.bz2  release-1_0_4_ARDrone_Version_20100716_1_0_4_RC
steph@ubuntu:~/ DroneSDK$

```

Figure 4.04 – Interface De l'application TERMINAL de Linux

A la fin et après l'exécution du programme, il reste juste d'introduire les différent gains des contrôleurs PI obtenues lors de la simulation sous MATLAB, les différentes étapes de configuration du logiciel **Drone Navigation** sont détaillés dans l'annexe **B**.

**Chapitre 4**



**Contrôle**



## 2.3 Le programme PFL intégré à Bord

Un autre programme est aussi obligatoire pour la mise en marche de la connexion PC-Drone, il s'agit d'un Algorithme au format PFL compatible avec le drone navigation, il doit intégrer la mémoire flash de la carte mère à bord, il constitue le software embarqué, ce fichier est obtenu par le pack du logiciel drone navigation, pour l'intégrer sur la carte mère, il existe deux façon : soit par USB ou bien par WiFi.

## 2.4 Le système d'exploitation Linux

Linux est un système d'exploitation comme le Windows, il est vastement utilisé quand il s'agit du traitement des données des systèmes sensibles, quand la fiabilité du système est une chose évidente, Linux possède plusieurs aspects positifs que le Windows surtout pour la vitesse de traitement des données et lors de l'installation des périphériques, Linux cherche lui même les pilotes appropriés de chaque matériel installé.

La version **Ubuntu 11.04** est l'une des meilleures versions de Linux, Ubuntu a été construit sous la fondation de **Linux**, ce qui est un membre de la Famille **Unix**, Unix est l'un des anciens type des systèmes d'exploitation, il offre une réhabilitée et une sécurité dans les applications professionnel depuis presque un demis siècle. Plusieurs serveurs dans le monde qui portent les données des sites populaires comme You Tube et Google utilisent quelque version des systèmes Unix.

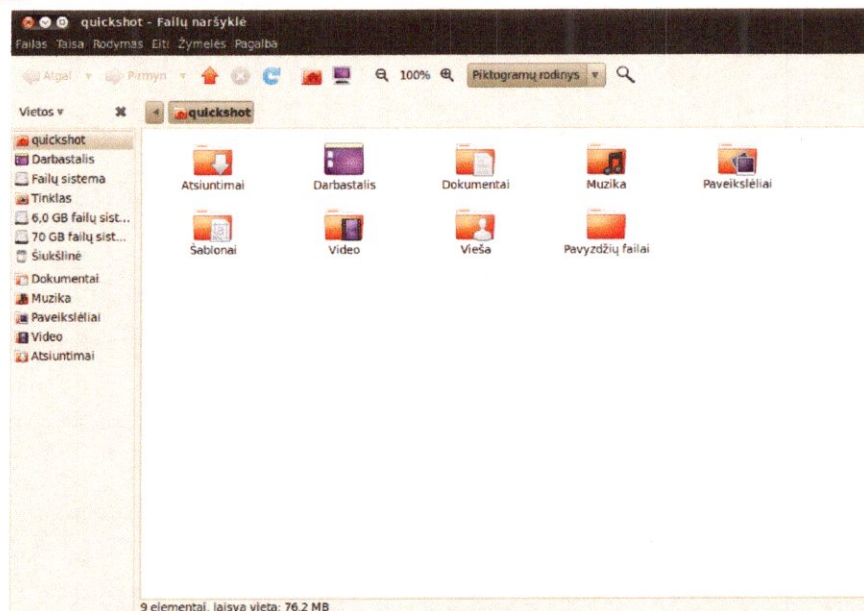


Figure 4.05 – Interface du poste de travail de Linux Ubuntu 11.04

Pour l'usage scientifique et professionnel, Linux offre une interface simple et accessible pour la majorité des utilisateurs (Figure 4.05) et comme il ne supporte pas les fichiers exécutables comme le Windows, il est bien sécurisé contre les virus et les attaques via l'internet.



## 2.5 Le Protocole de la Connexion Wi-Fi

La communication est le principe de fonctionnement du système, elle doit être fiable, rapide et explicite, car la connexion relie les deux modules, le premier est relatif au drone et le deuxième est relatif à la station sol « PC Portable ». Pour cela, elle utilise deux périphériques (Figure 4.06) :

- Un Émetteur/Récepteur WiFi intégré directement sur la carte mère à bord.
- Un Mini Antenne « Collecteur » de champ WiFi, relié directement au PC Portable via un câble USB

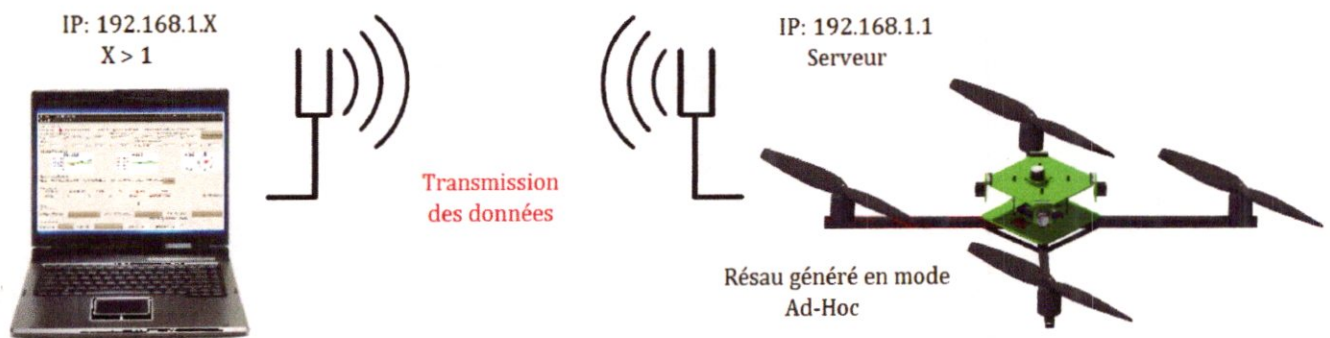


Figure 4.06 – La connexion entre la station sol et le drone

Le protocole utilisé est sous le mode Ad-Hoc, pour une connexion WiFi il ya deux modes de connexion le mode Accès-Point et le Ad-Hoc, est comme la carte mère génère un réseau Ad-Hoc, nous somme obligé de configuré le PC Portable et de travailler sur ce mode.

Autre chose est très importante, c'est la configuration des adresse IP des deux modules, et comme le module embarqué est configuré avec une adresse IP par défaut qui est : **192.168.1.1** nous somme obligés encore de configurer l'adresse IP du PC portable pour qu'elle soit supérieure à celle du drone : **192.168.1.X** tell que X est supérieur à 1.

Quand il s'agit des adresses IP lorsque la première est inferieure, elle devient le serveur; c'est un protocole de connexion (Figure 4.06).

## 2.6 Implantation du joystick du contrôle

Pour rendre le contrôle des manœuvres du drone plus efficace et juste sous linux, l'implantation d'un Joystick est simple, il faut juste suivre quelques étapes mais le problème posé c'est que notre logiciel ne le prend pas en considération, il faut le configurer pour lui permettre de reconnaître le Joystick.

Le joystick choisi pour le contrôle est de marque **LOGITHECH**, c'est un joystick de trois degrés de liberté avec une porte USB, ce type de joystick est souvent utilisé par les simulateurs de vols (Figure 4.9). La configuration du joystick se divise en deux étapes principales:

- L'identification du joystick
- Le calibrage du joystick

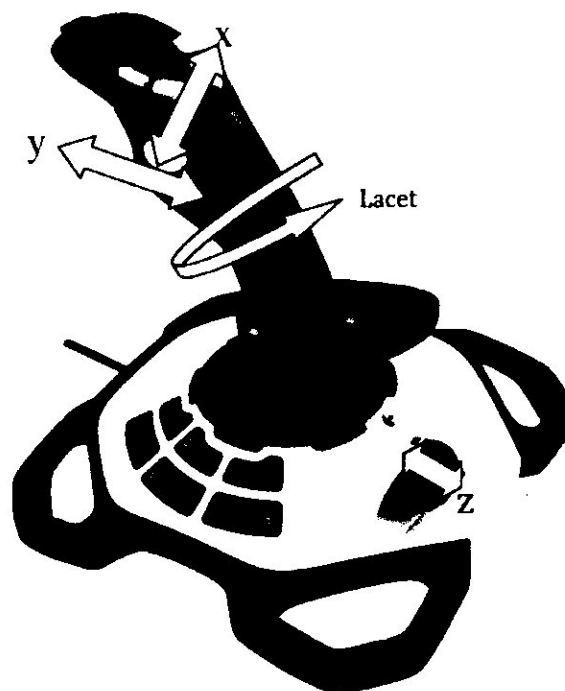


Figure 4.09 – Le Joystick Logithèque utilisé

Jusqu'à ce point, nous avons donné la description des différents éléments et aussi résumés les étapes de configuration de chaque élément, pour mener à bien un contrôle efficace, ceux qui nous ont amené à la phase finale de la partie du contrôle, qui est la préparation de la simulation numérique, nous allons introduire les deux types de contrôleurs que nous avons mentionnés déjà les contrôleurs **PID** et **LQR**. L'introduction consiste à donner la base requise pour l'exécution de la simulation.

Le contrôle du drone est fait à travers trois services de communication :

- **Le contrôle et la configuration du drone** : il se fait par l'envoi des commandes sur la porte UDP 5556, la transmission des commandes est critique, avec une fréquence de 30 fois par seconde.
- **Information sur le statut du drone** : la position, la vitesse, la vitesse de rotation des moteurs etc., nommés **navdata** sont envoyés par le drone au PC portable via la porte UDP 5554, ces informations aussi sont envoyés 30 fois par seconde.
- **Le retour vidéo** : il est envoyé par le drone via la porte UDP 5555, les images de ce vidéo peut être détecté en utilisant un codec vidéo inclus dans les bibliothèques du logiciel, son format peut être modifié à partir d'une configuration bien déterminée.

Une quatrième porte de communication nommée **contrôle Channel** peut être établie sur la porte TCP 5559 pour transférer les données critiques au contraire des autre données qui peuvent être perdues sans danger, elle est utilisée pour envoyer les données importantes comme l'algorithme PFL, ou d'autres données de configuration.

La dernière étape de la configuration de la connexion, c'est de faire un test des performances, on fait ça par une commande de **PING** sous l'application **TERMINAL** de Linux. La commande **PING** doit être suivit par l'adresse IP du serveur (Figure 4.7).

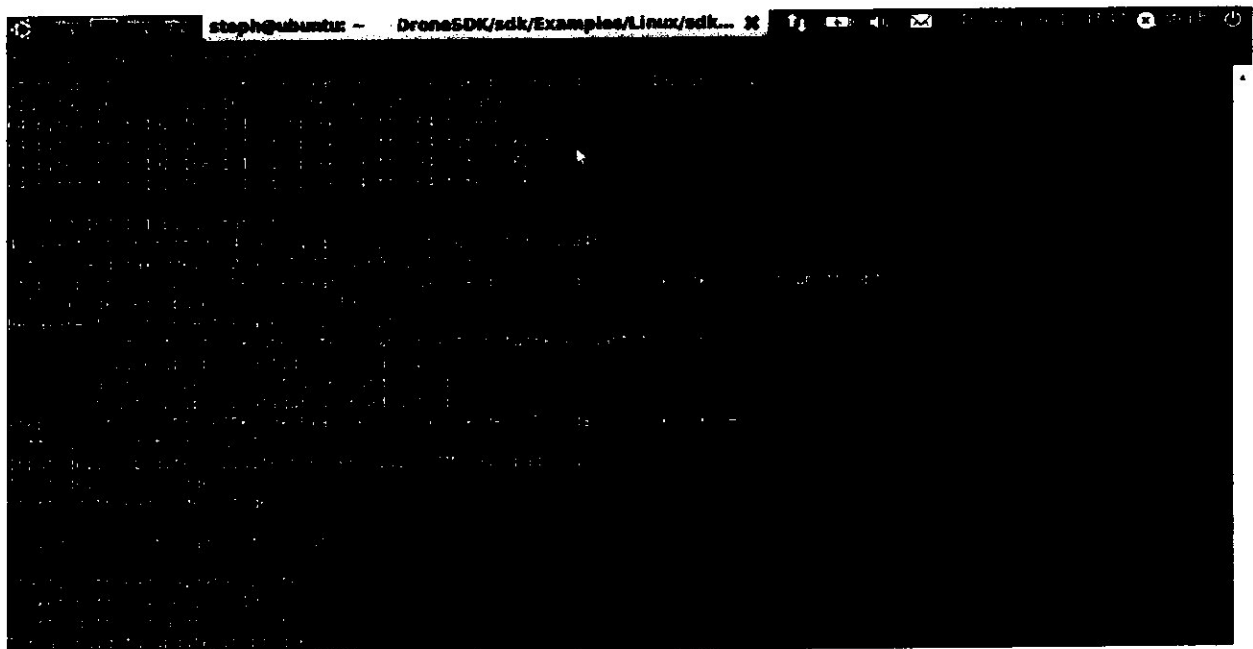


Figure 4.07 – Le TEST PING De la connexion entre la station sol et le drone

Si la connexion entre les deux modules est réussit, la commande **PING** doit donner les retours des performances et les statistiques de la connexion ce qu'il s'agit des temps de réponse des commandes ou le temps nécessaire pour que les donnés puissent aller et retourner.



D'après la section de la communication sans fil du chapitre 2, nous avons besoin d'un collecteur de réseau WiFi pour augmenter l'endurance et le champ d'opération du drone, alors l'utilisation d'une mini antenne qui va remplacer la carte réseau du PC Portable, ces minis antennes sont largement utilisées quand il s'agit de se connecter a un réseau avec un signale faible ou très loin.

Pour cela le choix est porté sur le modèle 360000G de la marque Black Diamond (Figure 4.08), malgré qu'il existe plusieurs autres modèles sur le marché, car se branche avec le PC portable avec une simple porte USB et il possède aussi une interface sous Windows qui permet de voir les performances de la connexion établie entre le drone et le PC portable, comme la force et la qualité du signale.



Figure 4.08 – L'Antenne du modèle 360000G

L'Antenne utilisé est reconnue directement par Linux, il n'a pas besoin de s'installé, et après avoir effectuer le test PING, on peut utiliser la connexion établie soit pour injecter l'algorithme PFL ou pour lancer le programme de contrôle en toute sécurité.

### ③ Les Contrôleurs de stabilité

La concentration sera basée sur le **PID** car le logiciel de contrôle Drone Navigation traite avec les gains **P** et **I** mais il n'utilise pas les gains **D** (dérivatif).

Tout d'abord, on traite la stabilité et quelques définitions seront données.

Considérons un système continu de dimension finie décrit par une équation différentielle vectorielle non-linéaire du premier ordre :  $\dot{x} = f(x, t)$

- **Définition du Point d'équilibre**

Un vecteur  $x_e \in \mathcal{R}^n$  est dit point ou état *d'équilibre* si  $f(x_e) = 0$

Remarque: tout point d'équilibre peut être ramené à l'origine par un simple changement de variable  $x \leftarrow x - x_e$ . Donc, sans perte de généralité, les définitions et théorèmes qui suivent seront établis en considérant  $x_e = 0$ .

- **Définition de la stabilité locale simple et asymptotique**

L'état d'équilibre  $x_e = 0$  du système est stable si, pour tout régions  $\varepsilon > 0$ , il existe un signal d'entrée borné qui conduit à une sorte bornée

$$\text{Tel que } |C| < r \Rightarrow |x(t)| < \varepsilon \quad \forall t > 0$$

*Asymptotiquement stable*, s'il est stable et si  $r$  peut être choisi tel que :

$$|x(t=0)| < r \Rightarrow \lim_{t \rightarrow \infty} x(t) = 0$$

*Marginalement stable*, s'il est stable sans être asymptotiquement stable.

- **La stabilité au sens de LYAPUNOV**

Physiquement, la stabilité au sens de LYAPUNOV garantit que la trajectoire  $x(t)$  dans l'espace d'état restera à l'intérieur de la boucle  $B(x_e, \varepsilon)$  si son point de départ appartient à une boucle  $B(x_e, r)$ . La stabilité asymptotique inclut cette propriété, mais spécifie de plus que toute trajectoire initialisée dans la boucle  $B(x_e, r)$  converge vers  $x_e$ . Par abus de langage, on parle de stabilité du système au lieu de parler de stabilité du point d'équilibre.

### • Définition de la stabilité asymptotique globale

Si le système est asymptotiquement stable quel que soit le vecteur d'état initial  $x(t = 0)$  alors le point d'équilibre est *globalement asymptotiquement (ou exponentiellement) stable*.

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

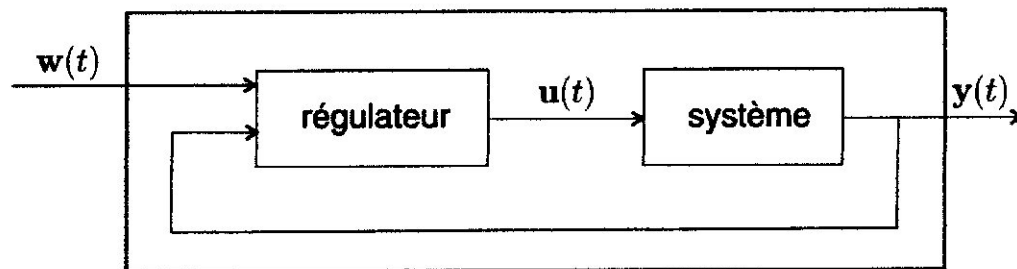


Figure 4.10- Principe de la régulation d'un système

En effet, le drone est piloté grâce à quatre consignes : les consignes de puissance (qui permet de contrôler l'altitude), de roulis  $\Phi$ , de tangage  $\Theta$  et de lacet  $\Psi$ . Ces consignes sont ensuite envoyées aux différents moteurs.

La consigne de puissance est envoyée à tous les moteurs, tout comme le lacet. Le tangage et le roulis sont obtenus en contrôlant seulement deux moteurs (1 et 3 pour le tangage et 2 et 4 pour le roulis). Le sous-système quadri-rotor modélise les équations de la mécanique.

Les correcteurs implémentés dans le logiciel sont des correcteurs Proportionnel-Intégral (PI). Les différents gains que l'on peut observer permettent de convertir les angles (radians) en tensions (volts) qui sont envoyées aux variateurs. Cependant, il est toujours possible d'étudier les différents gains de correcteurs à mettre en place afin d'obtenir une stabilité satisfaisante.



### 3.1 Les contrôleurs PID

Le PID est un correcteur utilisé en automatique afin de stabiliser des systèmes mécaniques. Il est énormément utilisé dans l'industrie et dans le monde des machines automatisées. Les régulateurs PID sont essentiellement des algorithmes primaires qui sont utilisés dans des applications de commande [9]. Ces algorithmes contrôlent la sortie d'un système en minimisant la différence entre le point de consigne (valeur désirée) et le point courant (valeur observée). Un exemple d'application classique de la de régulation PID est le thermostat du four.

Afin d'appliquer un PID, on observe l'écart entre la valeur autour de laquelle on veut stabiliser, la consigne et la valeur réelle observée sur le système. On appelle cet écart l'erreur. Il ya trois actions qui constituent le contrôle PID[7]:

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

Le réglage d'un PID consiste à déterminer les coefficients gains  $K_p$ ,  $K_i$  et  $K_d$  optimaux pour que le système soit stable (Figure 4.11).

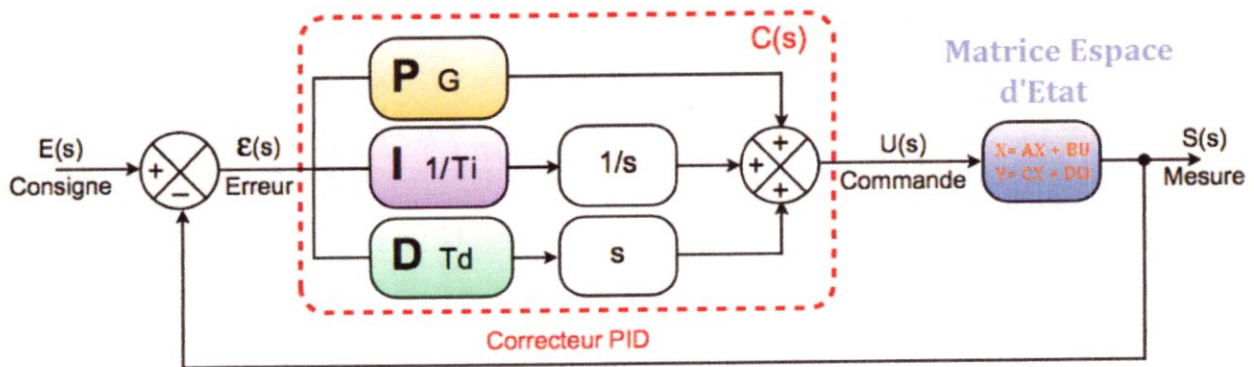


Figure 4.11 – Schéma du régulateur PID

Ces trois termes sont ensuite multipliés par leurs constantes respectives et ensuite additionnés pour donner la sortie finale du contrôle PID [7].

$$PID = K_p \cdot error + K_i \cdot \int error dt + K_d \cdot \frac{d error}{dt} \quad 4.01$$

Avant d'approfondir avec le contrôleur PID. Il faut comprendre les effets de chacun de ces termes PID. Chacun de ces termes ajoute à l'effet global de la sortie du PID. Chaque terme a également ses propres problèmes associés cependant quand ils se résument ensemble, leurs comportements aura une tendance à compléter les lacunes des uns et des autres.

### ③.1.1 Le contrôleur proportionnel P

Le Contrôleur proportionnel est essentiellement la différence entre la valeur désirée et la valeur mesurée :

$$\text{Proportionnelle} = \text{point de consigne} - \text{point courant}$$

La différence est parfois appelé l'erreur. Par conséquent, la taille de terme de contrôle P se change avec la taille de l'erreur.

Le terme P possède le plus grand effet sur le comportement des contrôleurs PID en raison que sa sortie est basée purement sur l'erreur et rien d'autre.

Pour en revenir à l'analogie thermostat du four mentionné plus haut. Si la température du four est de 270 degrés (température mesurée) et nous avons mis la température à 300 degrés (la température désirée). Le contrôleur P nous disent que la température du four doit augmenter de 30 degrés. Par conséquent la valeur de 30 degrés est renvoyée au contrôleur PID par le terme P.

Le même concept pourrait fonctionner avec le drone. Le module d'estimation d'attitude de bord (central inertielle) mesure les inclinaisons (angles de roulis et de tangage) du drone à l'aide des capteurs inertiels (Chapitre 2).

Les données provenant du module d'estimation de l'attitude va réagir en tant que valeur observée ou point courant. La valeur désirée ou de consigne sera transmis par l'utilisateur via un joystick (pour le comportement autonome, le système lui-même va décider quelles sont les points de consignes).

Si le drone est réglé sur une position stationnaire les consignes seront mises à zéro degré. Toute différence entre l'angle de mesure et de consigne sera émise par le contrôleur proportionnel [9].

### ③.1.2 Le contrôleur intégratif I

Le contrôleur intégratif donnera la somme des erreurs dans le temps. Il est utilisé pour traiter le comportement asymptotique ainsi que pour compenser les erreurs de l'état d'équilibre. Habituellement, il y aura des erreurs qui sont trop petits pour être ramassés par le contrôleur P. Le contrôleur intégratif va résumer ces petites erreurs qui aura un impact plus important sur la sortie du système. L'intégrale sera également pris en compte de tout biais présent dans le système en accumulant ces erreurs et de se corriger au fil du temps. Sur le drone, le terme intégral est déterminé par l'équation suivante [9]:

$$\text{Intégrale} = \text{Intégral} + (\text{proportionnelle} \times (\text{la période entre le prélèvement}))$$

Un problème associé avec le contrôleur intégré est le fait que, parfois, l'intégrale aura tendance à accumuler un grand nombre quand il ya une force qui agit sur le système d'une façon qui ne permet aucun changement qui doit avoir lieu. Ce problème est appelé « intégrale de liquidation ».

### ③.1.2 Le contrôleur différentiel D

La fonction principale du contrôleur différentiel est d'amortir les changements qui s'opèrent au sein du système. Le terme dérivé D prendra soin des problèmes des retours d'états positifs présent au sein de l'unité de commande proportionnelle. Parce que le contrôleur dérivatif s'intéresse au taux de variation de l'erreur. Sa sortie pourrait varier en fonction de la rapidité du changement de l'erreur. Le contrôleur dérivé s'avère un outil effectif à amortir la sortie du régulateur proportionnel. Le contrôleur dérivé lorsqu'il est implémenté dans le microcontrôleur ressemble à l'équation suivante [9]:

$$D = \frac{\text{L'erreur courante} - \text{l'erreur précédente}}{\text{Période entre le prélèvement}}$$

Les développeurs du logiciel drone navigation ne tiennent pas en compte le contrôleur différentiel D, pour des raisons pratique de la simulation, leur modèle SimuLink cependant est un modèle PI.



## 3.2 Les Contrôleurs LQR

### • Principe

Dans le cas où le système d'équations différentielles est un système linéaire ou linéarisé autour d'un point de fonctionnement, on peut le représenter sous la forme suivante :

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \quad x \in \mathbb{R}^n \quad u \in \mathbb{R}^m \quad 4.02$$

$$y(t) = Nx(t) \quad y \in \mathbb{R}^p \quad 4.03$$

D'où A est la matrice d'état, B est la matrice de contrôle.

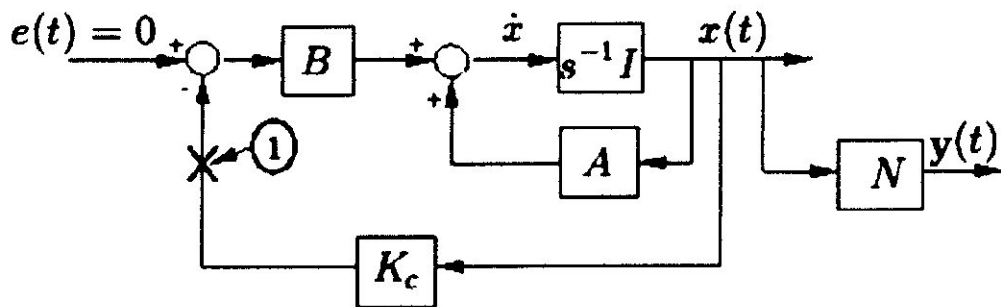


Figure 4.12 - Schéma général de la commande linéaire quadratique

➤ Transfert du système: ( $s$  désigne la variable de LAPLACE).

$$G_{zu}(s) = \frac{Z y}{U}(s) = N(sI - A)^{-1} B \quad 4.04$$

➤ Transfert de boucle ouverte corrigée:

$$L_c(s) = K_c (sI - A)^{-1} B \quad 4.05$$

### • Hypothèse

La paire (A,B) est stabilisable, c'est-à-dire qu'il n'y a pas de mode incontrôlable dans le système. Autrement dit le rang de la matrice de contrôlabilité est pleine.

## • Résultats

La **Synthèse Linéaire Quadratique** dénommée **LQ** ou **LQR** (Linear Quadratic Regulator) consiste en la recherche d'une matrice de gain  $K_c$  telle que la commande par retour d'état :

$$u(t) = -K_c x(t) \quad 4.06$$

Qui stabilise le système et minimise le critère quadratique LQ :

$$J = \int_0^{\infty} \left( x^T(t) Q x(t) + u^T(t) R u(t) \right) dt \quad 4.07$$

Où les matrices de pondérations  $Q$  et  $R$  satisfont :

$$R > 0, Q \geq 0$$

Avec :  $K_c = R^{-1} B^T P$  4.08

Où  $P$  solution positive de l'équation de RICCATI:

$$PA + A^T P - PBR^{-1}B^T P + Q = 0 \quad 4.09$$

On a alors:

$$J_{\min} = x_0^T P x_0 \quad 4.10$$

( $x_0$  : État initial à  $t=0$ ).

*Remarque* : Si la commande de sortie est considéré, le critère à minimiser :

$$J = \int_0^{\infty} \left( x^T(t) Q_x x(t) + u^T(t) R u(t) \right) dt \quad 4.11$$

Dans cette section, nous avons présenté le principe et l'hypothèse sur les quel le contrôle LQR est basé. Les étapes pratiques de la simulation du contrôleur LQR seront résumées dans le chapitre suivant.

Ce chapitre constitue la phase pratique de ce travail, nous allons mettre le système à l'épreuve, en utilisant les méthodes de la simulation illustrées dans le chapitre contrôle, pour montrer à quel degré le système est stable et quelle est la meilleure méthode pour le faire.

La stratégie adoptée consiste à établir deux types de test :

- **Une simulation à boucle ouverte** : elle consiste à tester le système en absence de régulateur de stabilité.
- **Une simulation avec LQR** : c'est une simulation dans laquelle on introduit un régulateur LQR, le régulateur a été développé selon un algorithme exprimé en MATLAB suivant la base théorique explicitée dans le chapitre du contrôle. Un modèle Simulink aussi sera développé en utilisant les résultats de l'exécution de l'algorithme LQR.

Des interprétations seront faites pour chaque test, l'analyse de chaque graphe est obtenu, pour permettre de conclure si le régulateur LQR proposé peut être intéressant.

Avant de commencer, le test les trois critères qui caractérisent chaque système sont :

- **La stabilité** : Le système  $(A, B, C, D)$  est strictement stable si et seulement si toutes les valeurs propres de la matrice d'état  $A$  sont à parties réelles strictement négatives :

$$\operatorname{Re}(\lambda_i(A)) < 0 \quad 5.01$$

tell que les  $\lambda_i$  ont les valeurs propres de  $A$ , elles sont également les pôles du système.

- **La contrôlabilité** : Soit la matrice de contrôlabilité définie par :

$$C_o = [ B \quad AB \quad A^2B \quad \dots \quad A^{n-1}B ] \quad 5.02$$

Le système  $(A, B, C, D)$  est contrôlable si le rang de  $C_o$  est égal à l'ordre du système :

$$\operatorname{rang}(C_o) = n \quad 5.03$$



- **L'observabilité** : Soit la matrice d'observabilité définie par :

$$O_b = \begin{bmatrix} C \\ CA \\ CA^2 \\ \vdots \\ CA^{n-1} \end{bmatrix} \quad 5.04$$

Le système (A, B, C, D) est observable si le rang de  $O_b$  est égal à l'ordre du système:

$$\text{rang}(O_b) = n \quad 5.05$$

Cette partie du travail utilise les résultats obtenus lors de la modélisation les matrices A, B, C et D, les valeurs (x,y,z) de la matrice A et aussi l'angle de cap  $\psi$ , sont négligés car ils n'influent pas sur la stabilité du système. Nous présentons ci-dessus les différentes matrices de la simulation:

- La matrice espace d'état A :

	<i>u</i>	<i>w</i>	<i>q</i>	$\theta$	<i>v</i>	<i>p</i>	$\varphi$	<i>r</i>
<i>u</i>	-0.0469	-0.0296	1.4106	-32.1394	-0.0034	0.21	0	0
<i>w</i>	-0.0311	-0.6892	-0.1084	1.4901	-0.0032	-0.0012	-1.8032	0
<i>q</i>	0.1559	-0.068	-5.8228	0	0.0465	0.7644	0	0
$\theta$	0	0	0.9984	0	0	0	0	-0.0561
<i>v</i>	0.0047	-0.0039	0.2102	0.0837	-0.0998	-1.443	32.0888	0.4197
<i>p</i>	0.2176	-0.0148	-2.3849	0	-0.4276	-17.881	0	0.428
$\varphi$	0	0	-0.0026	0	0	1	0	-0.0464
<i>r</i>	-0.0116	-0.2397	0	0	0.2881	0.1293	0	-1.7523

Tableau 5.1 - La matrice espace d'état A

- La matrice de commande B :

	u	w	q	$\theta$	v	p	$\varphi$	r
U <sub>1</sub>	-18.1857	-391.015	-30.9937	0	-2.3784	-9.0806	0	-75.505
U <sub>2</sub>	32.5193	-1.4548	-85.857	0	-3.4852	-155.97	0	0
U <sub>3</sub>	3.4817	-0.3507	-50.0334	0	32.5522	497.447	0	0
U <sub>4</sub>	0	0	0	0	-43.3123	-43.3504	0	180.7083

Tableau 5.2 - La matrice de commande B

- La matrice identique C :

	u	w	q	$\theta$	v	p	$\varphi$	r
u	1	0	0	0	0	0	0	0
w	0	1	0	0	0	0	0	0
q	0	0	1	0	0	0	0	0
$\theta$	0	0	0	1	0	0	0	0
v	0	0	0	0	1	0	0	0
p	0	0	0	0	0	1	0	0
$\varphi$	0	0	0	0	0	0	1	0
r	0	0	0	0	0	0	0	1

Tableau 5.3 - La matrice identique C

- La matrice zéros D :

	u	w	q	$\theta$	v	p	$\varphi$	r
U <sub>1</sub>	0	0	0	0	0	0	0	0
U <sub>2</sub>	0	0	0	0	0	0	0	0
U <sub>3</sub>	0	0	0	0	0	0	0	0
U <sub>4</sub>	0	0	0	0	0	0	0	0

Tableau 5.4 - La matrice de zéros D

## ① Évaluation du système

### ①.1 Calcul des valeurs propres et les modes du système

Dans le programme MATLAB, on a calculé les valeurs propres et les modes du système par la command 'Damp'

Les résultats des vecteurs propres sont représentés dans le tableau ci-dessus :

Valeurs propres	Amortissement	Freq. (rad/s)	modes
-1.78e+001	1.00e+000	1.78e+001	Roulis hollandais
-6.17e+000	1.00e+000	6.17e+000	Roulis hollandais
9.76e-002 + 1.01e+000i	-9.65e-002	1.01e+000	Courte période
9.76e-002 - 1.01e+000i	-9.65e-002	1.01e+000	Courte période
1.02e-002 + 8.48e-001i	-1.20e-002	8.48e-001	Spirale
1.02e-002 - 8.48e-001i	-1.20e-002	8.48e-001	Phugoïde
-6.89e-001	1.00e+000	6.89e-001	Phugoïde
-1.84e+000	1.00e+000	1.84e+000	Roulis hollandais

Tableau 5.5 - Valeurs propres du système à boucle ouverte

- **Spirale** : correspond au mouvement lentement convergent ou divergent. Le mode de spirale instable est caractérisé par une trajectoire de vol tournante et par une augmentation de l'angle de roulis.
- **Roulis hollandais « dutch roll »** : correspond au mouvement très peu amorti oscillatoire à une basse fréquence et à une combinaison entre les mouvements de lacet et de roulis. Ce mouvement de roulis hollandais ressemble au mouvement d'une personne qui fait du patin.
- **Phugoïde** : Le mode de période longue est caractérisé par des variations dans l'angle de tangage, dans l'altitude et dans la vitesse  $u$
- **Courte période** : Le mode longitudinal de période courte consiste dans une réponse courte (de 1 à 4 secondes) d'un hélicoptère soumis à une perturbation.



Les valeurs propres du système montrent que le système est instable, on constate quatre valeurs :

$$[ 9.76e-002 + 1.01e+000i ; 9.76e-002 - 1.01e+000i$$

$$1.02e-002 + 8.48e-001i ; 1.02e-002 - 8.48e-001i ]$$

Dont la partie réelle est positive. (Deux mode Courte période, le mode spiral et un mode phuguide sont instables).

Les vecteurs propres peuvent être visualisés sous forme trigonométriques afin de mieux voir les modes stables et instable.

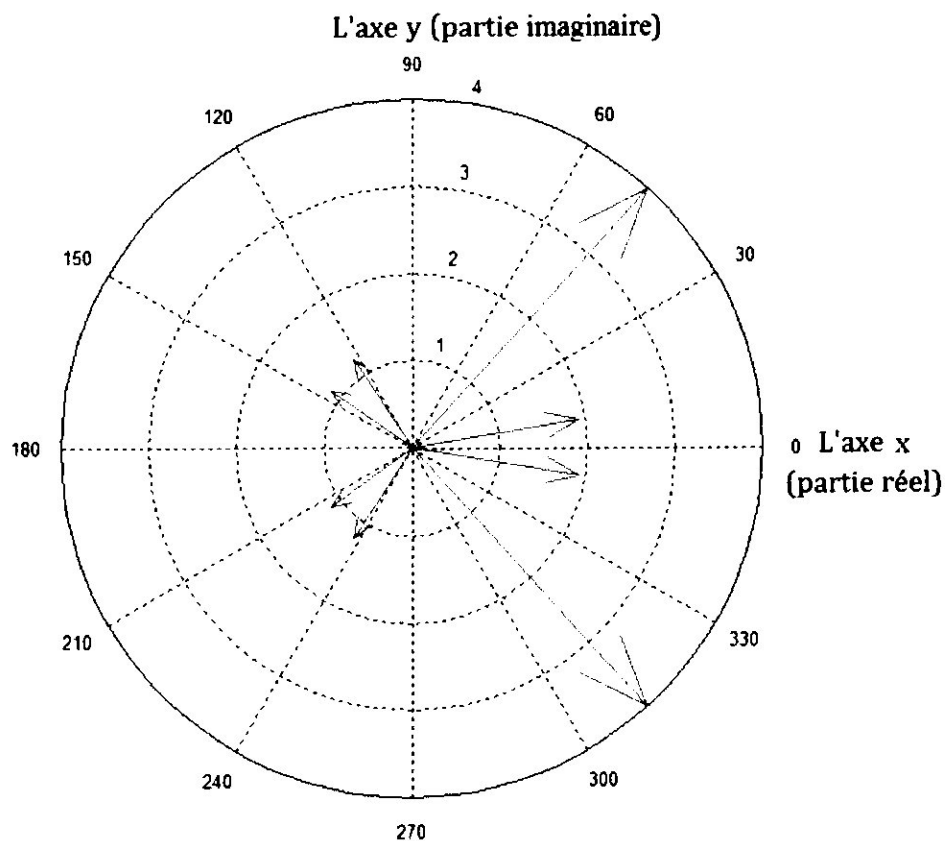


Figure 5.01 - Schéma représente les valeurs propres sous forme trigonométrique

On remarque que la moitié des modes sont stables, le système est marginalement instable. La méthode des pôles est un moyen mathématique pour juger si le système est stable ou non. Dans MATLAB, l'outil Simulink permet de visualiser tous les pôles afin de connaître leurs caractéristiques et permettra de prévoir le comportement du système.

## 1.2 Simulation à boucle Ouverte

Ce système décrit par :  $\dot{x} = Ax + Bu$  5.06

$$Y = Cx + Du \quad 5.07$$

Qui est schématisé en Simulink comme le montre la figure (5.2) :

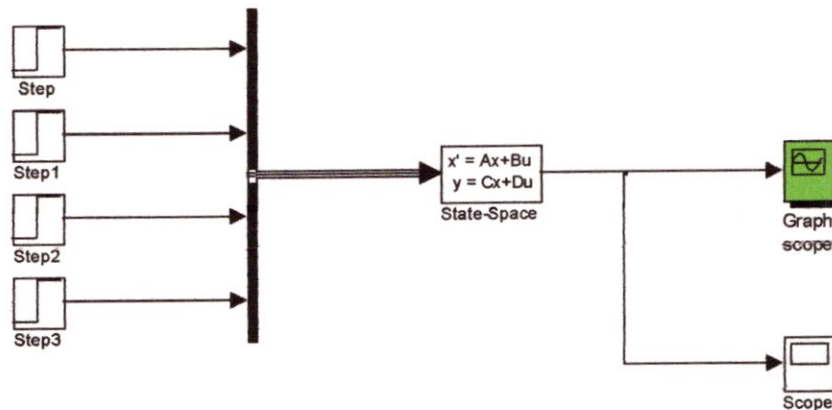


Figure 5.02 - Schéma du modèle Simulink à boucle ouverte

La visualisation obtenue sur l'écran est montré par le graphe ci-dessus.

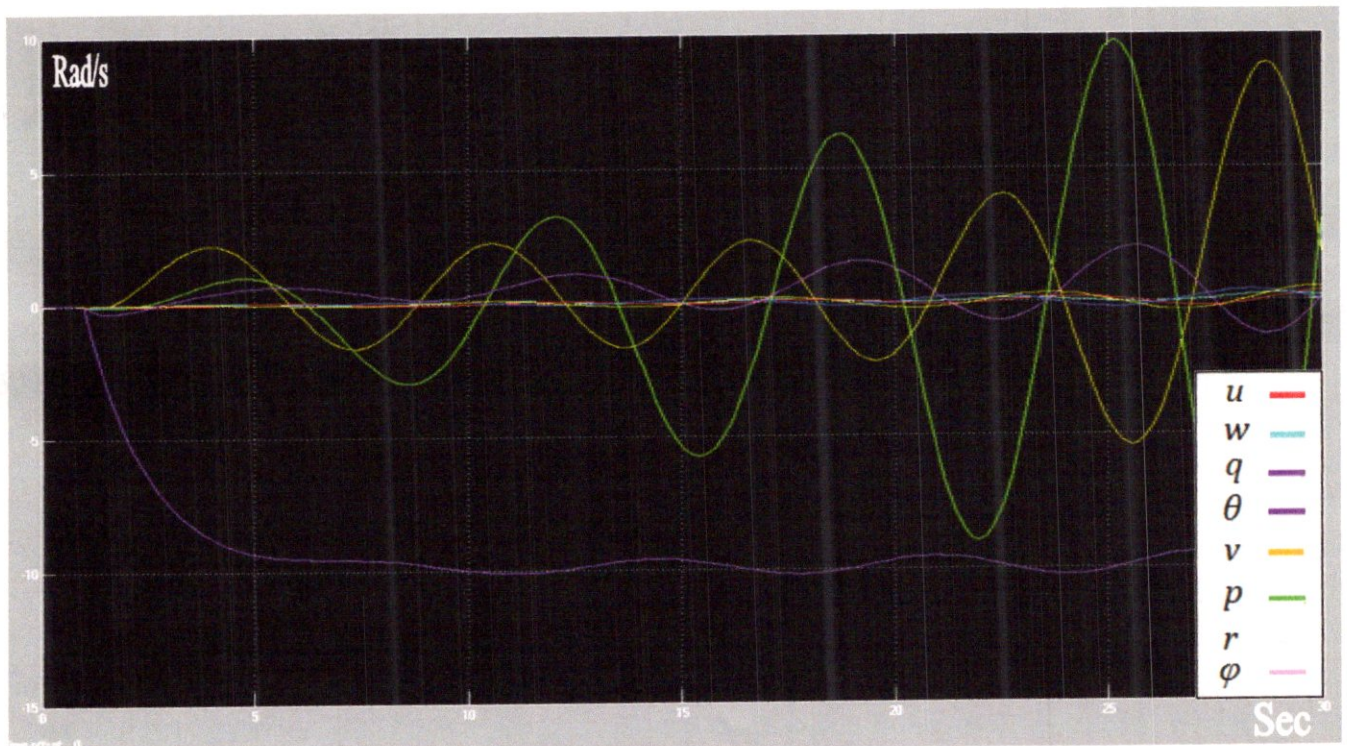


Figure 5.03 - Graphe du Simulink à boucle ouverte

On observe huit graphes correspondent aux huit états, ils évoluent dans un intervalle de 30 secondes. Parmi ces huit états, quatre graphes sont loin du point de référence (la ligne zéro). Les six autres pôles sont toute proches de la ligne de référence et alors on peut les considérer stable mais le système reste marginalement instable. Dans l'absence des contrôleurs le système du drone reste instable, alors on doit chercher un moyen pour stabiliser tous les états du système c'est pour cela que l'introduction du régulateurs LQR est faite.

**Chapitre 5**



**Simulation  
et résultats**



## ② Simulation en boucle fermée avec le contrôleur LQR

Puisque le système est marginalement instable il aura besoin d'une matrice de retour d'état  $K$  afin d'assurer la stabilité du système. On obtient la matrice  $K$  en utilisant la méthode linéaire quadratique régulateur (LQR), telle que :

$$\dot{x} = [A - BK]x \quad 5.08$$

$$y = Cx \quad 5.09$$

Où  $K$  est le gain de la méthode. Dans MATLAB, on utilise la fonction *lqr*, on obtient les nouvelles valeurs propres qui sont tous avec une partie réelle négative ce qui implique que le système soit totalement stable. La matrice  $C$  est une matrice identique de même dimension que  $A$ .

L'évaluation du système après la mise au point du contrôleur LQR montre que le système se stabilise complètement, le tableau ci-dessus présente les résultats du calcul des nouvelles valeurs propres :

Valeurs propres	Amortissement	Freq. (rad/s)
-5.25e+002	1.00e+000	5.25e+002
-4.02e+002	1.00e+000	4.02e+002
-1.81e+002	1.00e+000	1.81e+002
-1.02e+002	1.00e+000	1.02e+002
-3.28e+000 + 4.44e+000i	5.94e-001	5.52e+000
-3.28e+000 - 4.44e+000i	5.94e-001	5.52e+000
-3.86e+000 + 4.05e+000i	6.89e-001	5.59e+000
-3.86e+000 - 4.05e+000i	6.89e-001	5.59e+000

Tableau 5.6 - Valeurs propres du système avec le régulateur LQR

**Observation :** les parties réelles de tous les valeurs propres deviennent négatives ce qui implique que le système se stabilise totalement.

Nous présentons ci-dessus le modèle Simulink développé :

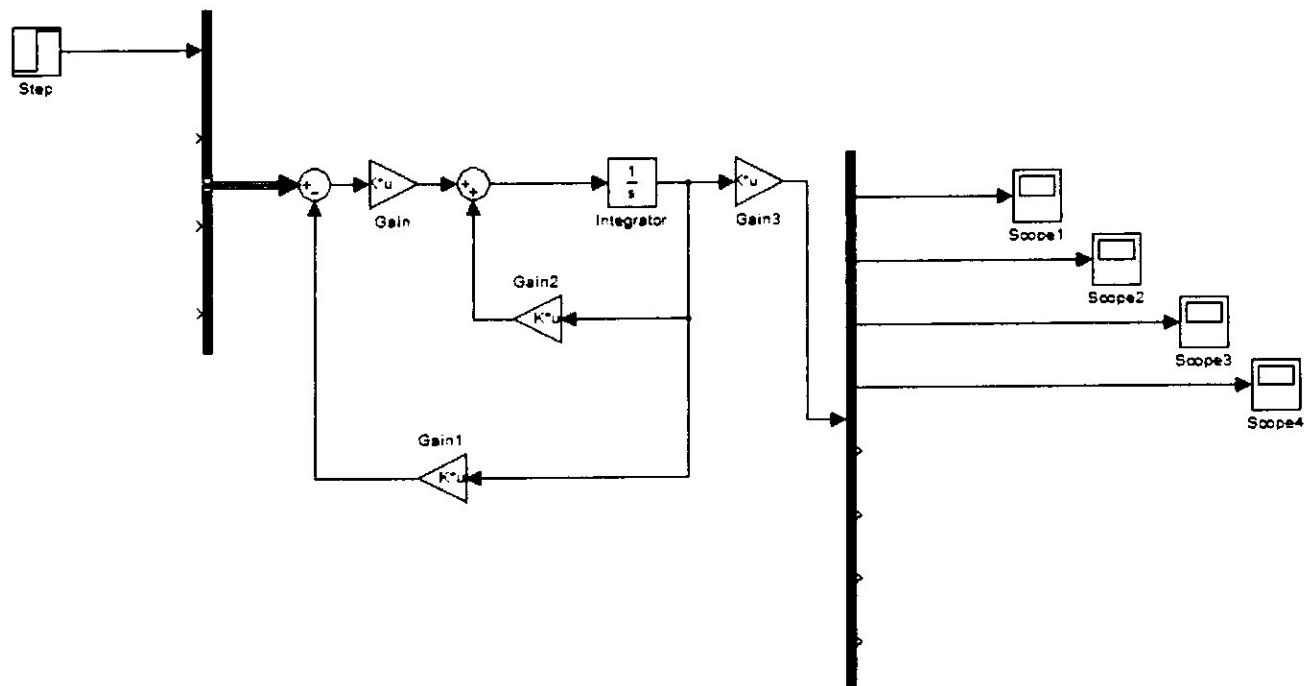


Figure 5.04 - Schéma du modèle Simulink LQR

La simulation LQR est faite avec chacun des quatre entrées indépendantes avec une pulsation de 0.4 rad/s, parce que les quatre commandes du système sont des différences potentielles appliqués sur les bornes des moteurs (Voltage ou puissances électrique) qui se traduit en vitesse angulaire des moteurs car la modélisation tient compte que les vitesses angulaires de chaque moteur.

Pour une meilleur analyse du système, nous allons afficher les graphes des sorties les plus affectés par chaque commande ( $U_1$ ,  $U_2$ ,  $U_3$ ,  $U_4$ ). Les résultats seront affichés dans l'ordre suivant :

- L'effet de la commande de poussé totale  $U_1$  sur  $u$ ,  $w$ ,  $q$ ,  $\theta$
- L'effet de la commande longitudinale  $U_2$  sur  $u$ ,  $w$ ,  $q$ ,  $\theta$
- L'effet de la commande latérale  $U_3$  sur  $u$ ,  $v$ ,  $p$ ,  $\phi$
- L'effet de la commande de lacet  $U_4$  sur  $u$ ,  $w$ ,  $q$ ,  $r$

## 2.1 L'effet de la commande de poussé totale $U_1$ sur $u, w, q, \theta$

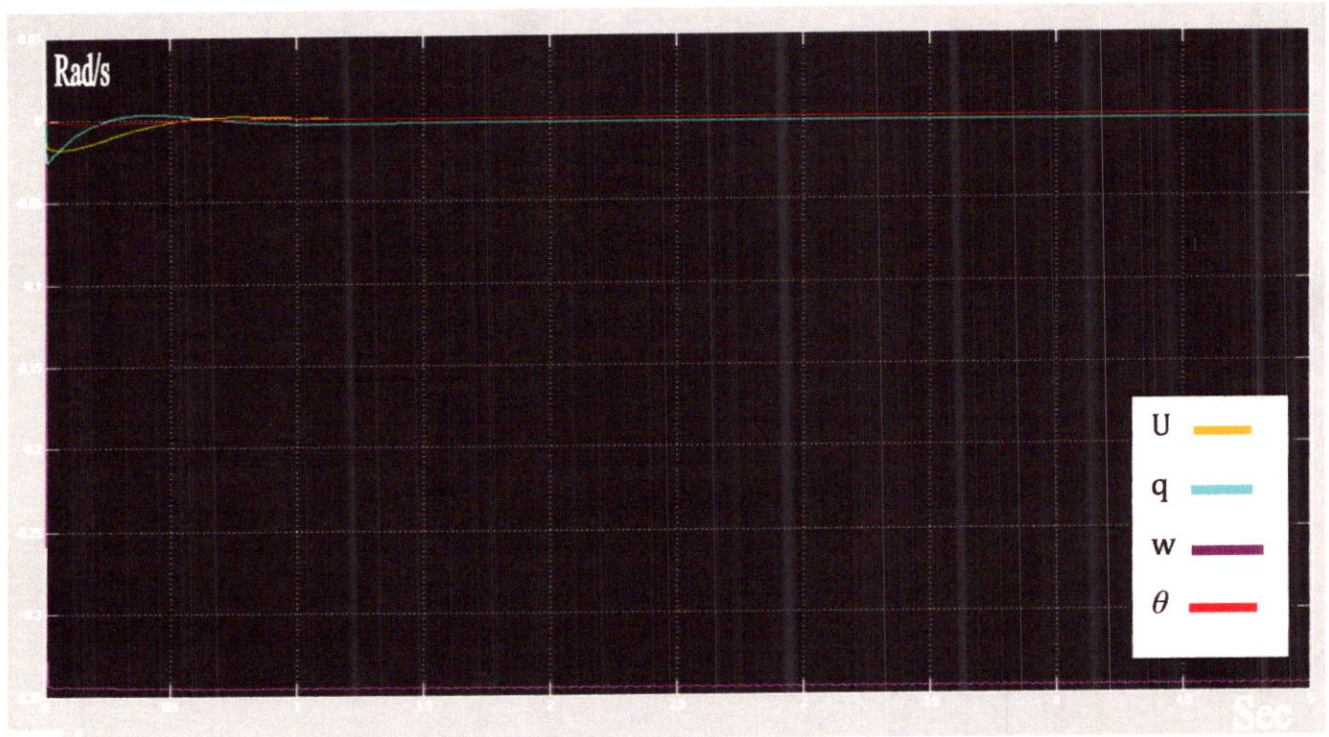


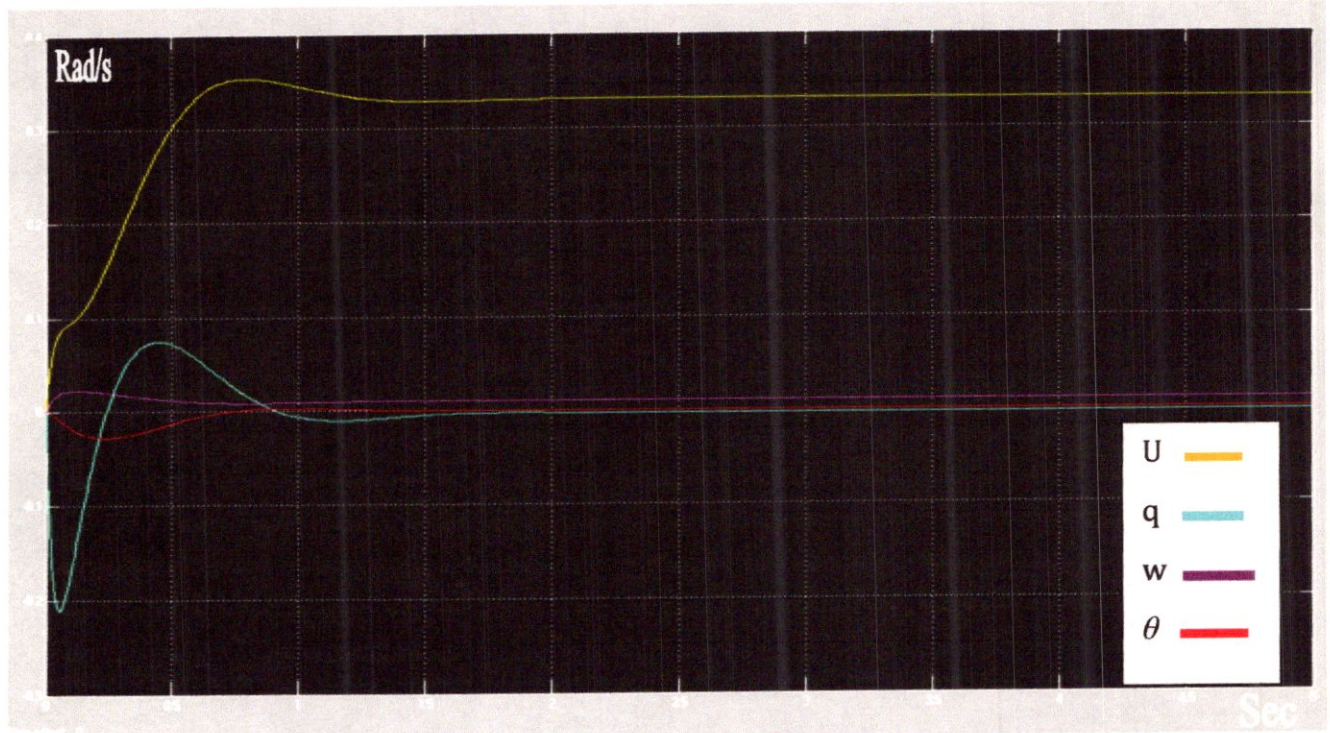
Figure 5.05 - Graphe du Simulink de l'influence de  $U_1$

L'application d'une commande de  $0.4 \text{ rad/s}$  sur la force de poussée totale des quatre rotors provoque une vitesse de montée  $w$ . La courbe obtenue de l'effet de l'action  $U_1$  sur  $w$  montre une réponse de zéro à  $-0.35 \text{ rad/s}$ , le drone monte vers le haut (indiqué par la vitesse  $w$  négative). La vitesse  $w$  se stabilise avant  $0.05$  secondes à une valeur approximativement égale à  $-0.35 \text{ rad/s}$ . On observe que les autres états sont perturbés mais ils reviennent au mode stable entre une période de  $0.5$  secondes. Le drone est maintenu en mode vol de monté avec une vitesse vertical de  $0.35 \text{ m/s}$ .



## 2.2 L'effet de la commande longitudinale $U_2$ sur

$u, w, q, \theta$



Quand on applique une commande de 0.4 rad/s sur la commande longitudinale, on obtient un déplacement longitudinal suivant l'axe des  $x$ , qui traduit par la variation de translation  $u$  et la variation de l'angle théta ( $\theta$ ), après elle se stabilise à une valeur de 0.33 rad/s. Les autres états se stabilisent après une durée d'une seconde.



## 2.3 L'effet de la commande latérale $U_3$ sur $u, v, p, \phi$

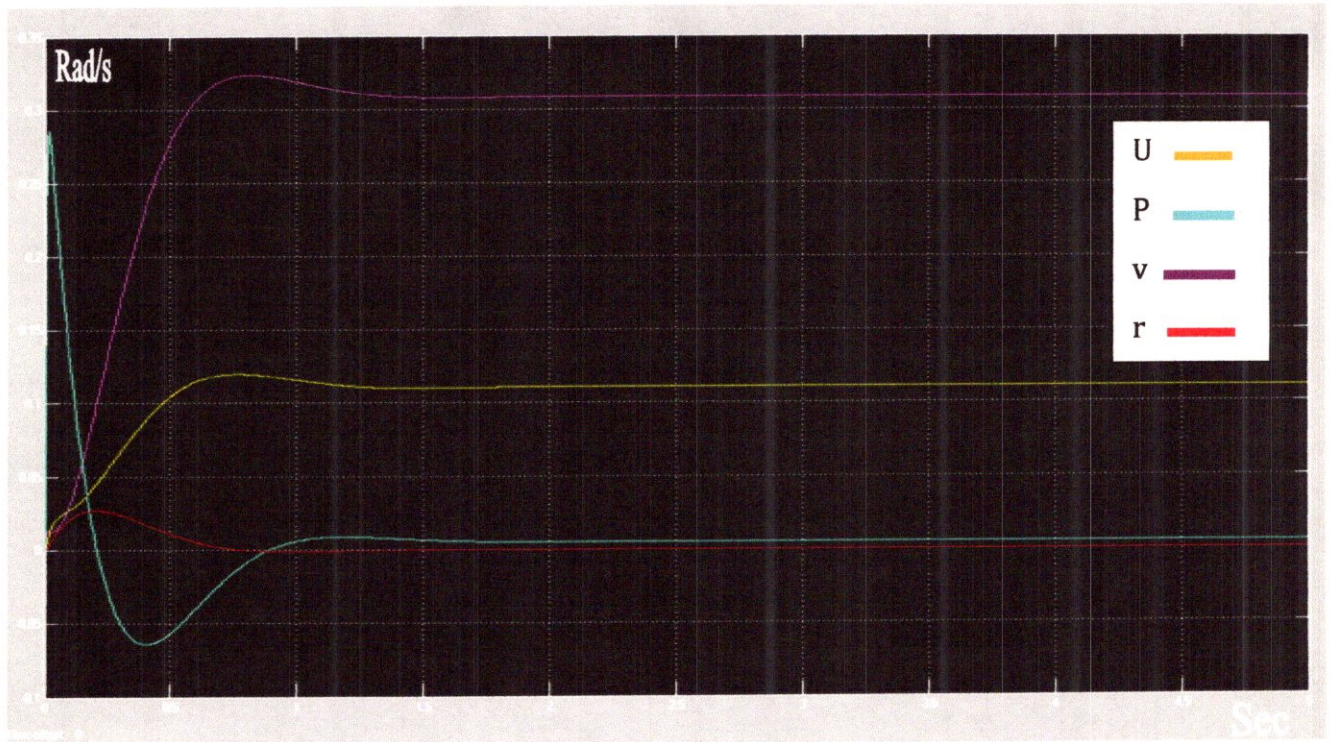


Figure 5.07- Graphe du Simulink de l'influence de  $U_3$

On note que l'action sur cette commande affecte la vitesse latérale  $v$  d'une valeur de 0.32 m/s et aussi une petite perturbation sur vitesse angulaire de roulis  $p$ , les autres états retournent plus rapidement au mode stable après une période de 1.2 seconde. Car le drone quadri rotor il change son angle au cour de la translation puisque les quadri rotors ne puissent pas faire une action de roulis ou de tangage sans translation suivant le plan x-y.



## 2.4 L'effet de la commande de lacet $U_4$ sur

$u, w, q, r$

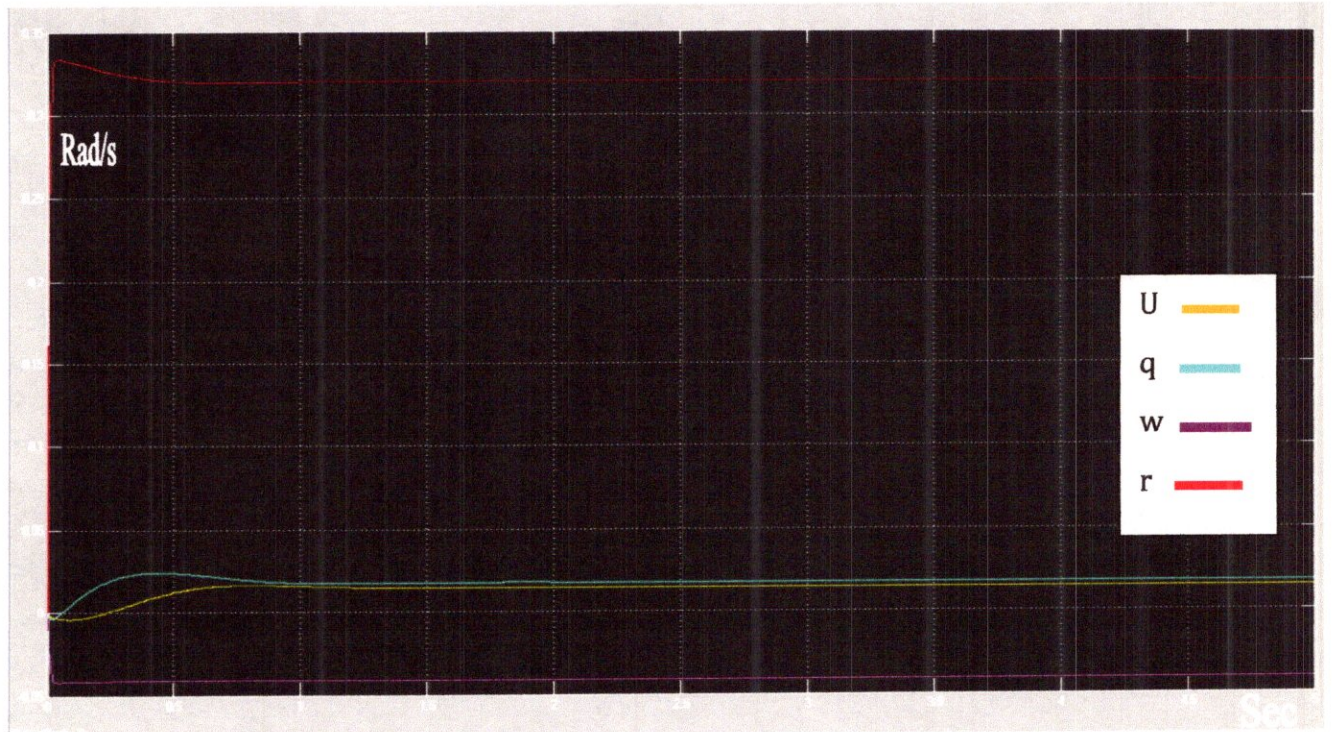


Figure 5.08 - Grappe du Simulink de l'influence de  $U_4$

L'action sur la commande de lacet avec  $0.4 \text{ rad/s}$  donne un déplacement angulaire de lacet de  $0.33 \text{ rad/s}$ . Cette commande est très utile pour garder la stabilité suivant l'axe de lacet  $z$ , ce qui implique que la commande de lacet des quadri rotors est l'action la plus stable de tous les commandes, c'est un aspect qui caractérise les quadri rotors. Elle ne nécessite pas un mouvement de translation comme le roulis et le tangage.

On conclut que le régulateur LQR, est très efficace pour la stabilisation du système des quadri rotors.



# Annexe B

Toutes les étapes de la configuration sont faites sous Linux.

- **Préparation de l'environnement du développement**

D'abord, il faut télécharger le pack du logiciel au format d'archive compressé «tar bz2» à partir du site internet: <http://www.instructables.com/id/RC-Quadrotor-Helicopter/>

Après, on extrait l'archive dans la direction choisie. Dans cette configuration, on note SDK la direction choisie, voici la commande d'extraction sous le terminal :

```
tar xjf «le nom du pack téléchargé» -«<SDK>».tar.bz2
```

Dans le dossier SDK, on exécute la commande `ls` pour libérer les sous programmes du logiciel.

- **Téléchargement des bibliothèques nécessaires**

La deuxième étape consiste à télécharger les dossiers des performances vidéo qui adaptent la plateforme installée avec les différents périphériques de l'ordinateur. On doit être connecté à l'internet pour terminer cette étape.

Sur le terminal, on exécute les deux commandes suivantes :

```
sudo apt-get update  
sudo apt-get install libsdl-dev libgtk2.0-dev libiw-dev
```

- **Identification du joystick**

Avant de compléter la configuration, on doit identifier l'outil avec lequel on veut piloter le drone. D'abord, on le branche avec l'ordinateur et après on tire son ID à l'aide de la commande: `ls usb` sur le terminal :

```
Bus 005 Device 001: ID 1d6b:0001 Linux Foundation 1.1 root hub  
Bus 004 Device 002: ID 0a5c:219b Broadcom Corp.  
Bus 004 Device 001: ID 1d6b:0001 Linux Foundation 1.1 root hub  
Bus 003 Device 001: ID 1d6b:0001 Linux Foundation 1.1 root hub  
Bus 002 Device 002: ID 046d:c21a Logitech, Inc. Precision Gamepad  
Bus 002 Device 001: ID 1d6b:0001 Linux Foundation 1.1 root hub  
Bus 001 Device 003: ID 0ac8:c33f Z-Star Microelectronics Corp.  
Bus 001 Device 001: ID 1d6b:0002 Linux Foundation 2.0 root hub
```

On s'intéresse à ID 046d:c21a0 : c'est l'identité du joystick, elle doit être copié dans le fichier d'emplacement : `sdk_demo/Sources/UI/gamepad.h`

Dans la ligne suivante, on copie :

```
#define GAMEPAD_LOGITECH_ID 0x046dc21a
```

Après, il reste de définir les commandes du joystick sur le terminal et on exécute les deux commande suivante :

```
sudo apt-get install joystick  
jstest /dev/input/js0
```

Enfin, un tableau devrait apparaitre pour permettre de calibrer les touches du joystick.

- **Compilation du programme de la navigation**

A ce stade, il reste que l'installation du programme de contrôle pour cela deux compilations devraient être exécutés sous le terminal dans les deux emplacements avec la commande `make` :

```
cd SDK/DroneLib/Soft/Build
```

Après cette commande, une série des paramètres devrait apparaitre sur la fenêtre du terminal. A la fin, on peut compiler le deuxième emplacement :

```
cd hSDKi/Examples/Linux/sdk_demo/Build  
make
```

Un fichier exécutable devrait crier sur le bureau sous le nom `Drone_Navigation`, c'est le programme de contrôle. Mais avant le lancer, il faut configuré d'autres sous programmes dans le Windows sous C++ suivant les paramètres de la carte mère utilisée. Le pack de la carte mère inclus ses fichiers de configuration et un guide pour les utilisés avec tel logiciel.

La connexion Wi-Fi doit être configurée suivant les étapes mentionnées avant, la commande `ping` sur le terminal devrait affiché les statistiques si la connexion entre le drone et l'ordinateur est bien établie.

Si toutes les étapes mentionnées ci-dessus ont été exécutées parfaitement, on peut lancer le programme `drone_Navigation` en toute sécurité. Une fois le programme est démarré, on peut modifier les paramètres du contrôle ou de pilotage du drone et suivre son statut en temps réel, avec un retour vidéo pour mieux piloter le drone à l'extérieur. Le programme offre une vaste gamme d'option pour toute utilisation.

## Conclusion

Dans les deux premiers chapitres, nous avons discuté les diverses applications des quadrirotors et leurs différents composants. On peut concevoir un drone miniature à partir des composants plus simples qu'on peut les trouver sur le marché des armateurs ou les acheter directement sur internet. D'après l'étude des mouvements des quadrirotors dans le chapitre deux, cet engin devient plus intéressant que les avions et les hélicoptères, il peut se déplacer dans toutes les directions en faisant juste un changement de la vitesse de ses rotors.

Dans la partie de la modélisation, nous avons donné les équations linéaires du mouvement du drone quadri-rotor, commençant par l'application des bases de la deuxième loi de Newton, passant par les équations non-linéaires qui sont linéarisées par la suite autour des conditions d'état d'équilibre général basé sur la linéarisation *Jacobienne* et par l'utilisation de la commande « *linmod* » disponible dans MATLAB, ce résultat peut être considéré comme une preuve de modèle linéaire appliqué au drone. Le modèle linéaire est obtenu dans une formule générale pour enrichir notre travail et pour être utilisé dans la conception des contrôleurs de stabilité dans la partie simulation permettant soumettre le système aux différents tests. Les résultats de la simulation présentés dans le chapitre cinq montrent le bon choix de la modélisation.

Dans le quatrième chapitre, nous avons donné les différentes étapes pour concevoir un système de contrôle très fiable, le matériel utilisé est très simple sauf l'implantation du logiciel du contrôle, cette phase est très critique car elle nécessite une bonne maîtrise des outils de programmation comme le C++, nous avons rencontré plusieurs difficultés et nous avons perdu quelques performances mais le contrôle de pilotage du drone a été conservé.

L'introduction et la synthèse du développement des contrôleurs PID et LQR sont traités, ce qui nous a affirmés que les gains sont une balance entre les erreurs du système et les efforts du contrôle. Ce chapitre présente un compromis entre trois aspects: le contrôle, la visualisation et la stabilité du système qui constitue notre objectif fixé dès le début. Il y a plusieurs systèmes de contrôle qui ne permettent pas d'analyser l'état et les performances du vol en temps réel, il donne une simple aptitude de contrôle.

Le meilleur moyen pour trouver ces coefficients optimaux (gains) du quadri-rotor est d'utiliser la simulation sous MATLAB en s'appuyant sur le modèle établi dans le chapitre trois. L'exécution de la simulation en boucle ouverte donne une idée générale sur la stabilité de notre système, il possède quatre états instables car la partie réelle de leurs valeurs propres est positive, par conséquent le système a besoin d'un régulateur de stabilité lors du contrôle.



Le contrôleur LQR a prouvé son efficacité, tous les états sont devenus stable après son application elle utilise une seule matrice des gains K tandis que la méthode PID utilise trois gains, la méthode que nous avons développée peut être adoptée dans une nouvelle plateforme du contrôle. Le même résultat a été confirmé par d'autres équipes qui ont travaillé sur cette méthode comme le projet de l'OS4.

L'instabilité des quatre états est due principalement aux valeurs de la matrice d'état déduite de la phase de la modélisation, sous certaines hypothèses, ce qui influe négativement sur la stabilité du système et provoque l'instabilité de quelques états. L'amélioration de l'espace d'état peut être faite par d'autres méthodes expérimentales ce qui constitue une perspective très importante pour la suite du travail.

En générale, le résultat de ce travail est le développement d'un système complet de contrôle, un prototype a été réalisé, une station sol de contrôle est mise au point, un système de pilotage a été exécuté parfaitement et aussi une étude de simulation numérique a été faite et qui a analysé la stabilité du système.

Au niveau du travail réalisé plusieurs améliorations peuvent être mise en considération, le plus en améliorant avec des applications concernant les trois parties : la modélisation, le contrôle et la simulation qui sont résumés ci-dessous :

- Développement ou remplacement des composants hardware ou software pour améliorer les performances du système.
- Développer un modèle en prenant en considération tous les incertitudes et les perturbations qui peuvent arriver au système et aussi l'utilisation d'un modèle non linéaire pour augmenter la stabilité du système et offrir un modèle totalement stable, pour cela on doit utiliser la modélisation de chaque composant comme les capteurs et les moteurs, une base expérimentale doit être mise en compte.
- Mise à l'épreuve d'autres contrôleurs de stabilité comme le MRAK et le  $H_\infty$  «Le contrôle robuste», pour savoir le mieux adopté pour le contrôle du système.

La meilleure façon de juger l'approche LQR adoptée dans ce travail est de développer toute une plateforme de contrôle pour intégrer ce régulateur pratiquement et d'introduire un système de guidage par GPS, cette idée est la prochaine étape de développement, elle constitue aussi une perspective.

# Bibliographie

- [1] S. Bouabdallah «design and control of quadrotors with application to autonomous flying »  
École polytechnique fédérale de Lausanne. Thèse no 3727 (2007) pour l'obtention du grade de docteur des sciences.
- [2] Roland Siegwart, André Noth « Synthèse et implémentation d'un contrôleur pour micro hélicoptère à quatre rotors » École polytechnique fédérale de Lausanne. 2004
- [3] Jorge Miguel Brito Domingues « Quadrotor prototype »  
Université des techniques Lisbonne. Thèse pour l'obtention du diplôme de master génie mécanique. Octobre 2009
- [4] University of Florida GATOR, <http://www.mae.ufl.edu/mav/>.
- [5] S. Bouabdallah et al., «Design and control of an indoor micro quadrotor»  
(IEEE) International Conference on Robotics and Automation (ICRA'04),  
(New Orleans, USA) 2004.
- [6] Pascal Brisset « Drones civils perspectives et réalités »  
Ecole Nationale de l'Aviation Civile, Aout 2004.
- [7] Arnaud Buirette, Jérémie Sangaré, Bénédicte Watier, Issa Fortin.  
« Drone quadri rotor autonome Coriolis » École Centrale d'Électronique  
Rapport final du projet de fin d'études 2010
- [8] Alaeddín Baní Milhím « Modeling and Fault Tolerant PID Control of a Quad-Rotor UAV»  
Pour l'obtention du: Master of Applied Science (Mechanical Engineering)  
Concordia University Montreal, Quebec, Canada. November 2010.
- [9] Muhammad Esa Attia, Nawid Jamali « Control of a 4-rotor blade helicopter»  
Pour l'obtention du : Bachelor of Engineering (Computer Engineering)  
The university of new south wales. November 3, 2004
- [10] G. Hoffmann et al., «The stanford testbed of autonomous rotorcraft for multi agent control (starmac) » 23rd Digital Avionics Systems Conference (DASC'04)  
Salt Lake City, USA. October 2004.

- [11] Marcelo De Lellis Costa de Oliveira «Modeling, Identification and control design of a micro Quadrotor Aircraft ». Thèse du master of science.  
Czech Technical University in Prague. Join 2004.
- [12] E. Altug «Vision based control of unmanned aerial vehicles with applications to an autonomous four rotor helicopter Quad rotor ». PhD thesis.  
University of Pennsylvania. 2003.
- [13] R. F. Stengel, Flight Dynamics. Princeton University Press. Spring 2002.
- [14] P. Castillo et al., Modelling and Control of Mini-Flying Machines.
- [15] G. D. Padfield, Helicopter flight dynamics. Blackwell Science. Original Edition 1992.
- [16] F. Weick, Aircraft Propeller Design. McGraw-Hill. 1998.
- [17] R. W. Prouty, Helicopter Performance, Stability, and Control. PWS Engineering.  
Edition 2002.
- [18] I. D. Landau, *Commande des systemes*. Hermès science.
- [19] A. Fossard, *Commande des Systems Multidimensionnels*. Dunod.
- [20] W. H. Yeadon, *Handbook of Small Electric Motors*. McGraw-Hill. 2003
- [21] H. Baruh, *Analytical Dynamics*. McGraw-Hill.
- [22] F. Lewis and C. Abdallah, *Control of Robot Manipulators*. Macmillan.
- [23] PROXFLYER, <http://www.proxflyer.com/>.
- [24] VTI SCA100T, <http://www.vti.fi>.
- [25] Analog Device ADXRS300, <http://www.analog.com>.
- [26] SHARP GP2Y0A02YK, <http://www.sharpsma.com>.
- [27] AERO-EPFL, <http://aero.epfl.ch/>.
- [28] Berkeley MFI, <http://www.berkeley.edu>.



## Annexe A

Cette annexe présente les formules mathématiques des principaux dérivées de la matrice A.

$$a_{1_4} = \cos(\psi_o) \cos(\theta_o)$$

$$a_{1_5} = \cos(\psi_o) \sin(\theta_o) \sin(\phi_o) - \sin(\psi_o) \cos(\phi_o)$$

$$a_{1_6} = \cos(\psi_o) \sin(\theta_o) \cos(\phi_o) + \sin(\psi_o) \sin(\phi_o)$$

$$a_{1_{10}} = (\cos(\psi_o) \sin(\theta_o) \cos(\phi_o) + \sin(\psi_o) \sin(\phi_o))v_o \\ + (-\cos(\psi_o) \sin(\theta_o) \sin(\phi_o) + \sin(\psi_o) \cos(\theta_o))w_o$$

$$a_{1_{11}} = -\cos(\psi_o) \sin(\theta_o) u_o + \cos(\psi_o) \cos(\theta_o) \sin(\phi_o) v_o \\ + \cos(\psi_o) \cos(\theta_o) \cos(\phi_o) w_o$$

$$a_{1_{12}} = -\sin(\psi_o) \cos(\theta_o) u_o + (-\sin(\psi_o) \sin(\theta_o) \sin(\phi_o) - \cos(\psi_o) \cos(\phi_o))v_o \\ + (-\sin(\psi_o) \sin(\theta_o) \cos(\phi_o) + \cos(\psi_o) \sin(\phi_o))w_o$$

$$a_{2_4} = \sin(\psi_o) \cos(\theta_o)$$

$$a_{2_5} = \sin(\psi_o) \sin(\theta_o) \sin(\phi_o) + \cos(\psi_o) \cos(\phi_o)$$

$$a_{2_6} = \sin(\psi_o) \sin(\theta_o) \cos(\phi_o) + \cos(\psi_o) \sin(\phi_o)$$

$$a_{2_{10}} = (\sin(\psi_o) \sin(\theta_o) \cos(\phi_o) - \cos(\psi_o) \sin(\phi_o))v_o \\ + (-\sin(\psi_o) \sin(\theta_o) \sin(\phi_o) - \cos(\psi_o) \cos(\phi_o))w_o$$

$$a_{2_{11}} = -\sin(\psi_o) \sin(\theta_o) u_o + \sin(\psi_o) \cos(\theta_o) \sin(\phi_o) v_o \\ + \sin(\psi_o) \cos(\theta_o) \cos(\phi_o) w_o$$

$$a_{2_{12}} = \cos(\psi_o) \cos(\theta_o) u_o + (\cos(\psi_o) \sin(\theta_o) \sin(\phi_o) - \sin(\psi_o) \cos(\phi_o))v_o \\ + (\cos(\psi_o) \sin(\theta_o) \cos(\phi_o) + \sin(\psi_o) \sin(\phi_o))w_o$$

$$a_{3_4} = -\sin(\theta_o)$$

$$a_{3_5} = \cos(\theta_o) \sin(\phi_o)$$

$$a_{3_6} = \cos(\theta_o) \cos(\phi_o)$$

$$a_{3_{10}} = \cos(\theta_o) \cos(\phi_o) v_o - \cos(\theta_o) \sin(\phi_o) w_o$$

$$a_{3_{11}} = -\cos(\theta_o) u_o - \sin(\theta_o) \sin(\phi_o) v_o - \sin(\theta_o) \cos(\phi_o) w_o$$

$$a_{4_{11}} = \cos(\theta_o) g$$

$$a_{5_{10}} = \cos(\theta_o) \cos(\phi_o) g$$

$$a_{6_{10}} = -\cos(\theta_o) \sin(\phi_o) g$$

$$a_{6_{11}} = -\sin(\theta_o) \cos(\phi_o) g$$

$$a_{10_7} = 1.0$$

$$a_{10_8} = \tan(\theta_o) \sin(\phi_o)$$

$$a_{10_9} = \tan(\theta_o) \cos(\phi_o)$$

$$a_{10_{10}} = \tan(\theta_o) \sin(\phi_o) q_o - \tan(\theta_o) \sin(\phi_o) r_o$$

$$a_{10_{11}} = \sec(\theta_o)^2 \sin(\phi_o) q_o + \sec(\theta_o)^2 \cos(\phi_o) r_o$$

$$a_{11_8} = \cos(\phi_o)$$

$$a_{11_9} = -\sin(\phi_o)$$

$$a_{11_{10}} = -\sin(\phi_o)q_o - \cos(\phi_o)r_o$$

$$a_{12_8} = \sin(\phi_o)\sec(\theta_o)$$

$$a_{12_9} = \cos(\phi_o)\sec(\theta_o)$$

$$a_{12_{10}} = \cos(\phi_o)\sec(\theta_o)q_o - \sin(\phi_o)\sec(\theta_o)r_o$$

$$a_{12_{11}} = -\sin(\phi_o)\tan(\theta_o)\sec(\theta_o)q_o - \cos(\phi_o)\tan(\theta_o)\sec(\theta_o)r_o$$