

Université ABBES LAGHROUR Khenchela



Faculté des Sciences et de la Technologie
Département de Génie Industriel
جامعة عباس لغرور خنشلة
كلية العلوم والتكنولوجيا
قسم الهندسة الصناعية



N° Série :.....

Mémoire de fin d'étude

Pour l'obtention du diplôme de Master

Filière : Electrotechnique

Spécialité : Commande Electrique

Présenté par

REGHIS OMAR

MILI RABAH

THEME

*Conception et Réalisation d'un Drone
Commandé à Distance*

Soutenu le 06-09-2020 devant la commission d'examen composée de :

Mr. BENHADDA NABIL	MCB	à l'Université de Khenchela	Président
Mr. SAIDI ABDELKADER	MAA	à l'Université de Khenchela	Encadreur
Mr. BOUTABBA TAREK	MCB	à l'Université de Khenchela	Examineur

Promotion 2019/2020

Le sommaire

Remerciement	7
Liste des symboles et abréviations	8
List des tableaux.....	10
List des figures.....	11
Introduction générale.....	14

Chapitre I

Etat de l'art sur les drones et les autopilotes

I. Introduction.....	17
II. Les premiers drones opérationnels.....	17
II.1. Classification des drones.....	18
II.1.1. Principales catégories (par taille)	18
II.1.2. Les mini et micros drones	18
II.1.3. Les drones tactiques.....	19
II.1.4. Les drones stratégiques à « haute endurance »	19
III. Les quadrirotors.....	20
III.1. les avantages et les inconvénients des quadrirotor.....	23
III.2. Utilisation d'un drone quadrirotor.....	23
IV. Conclusion.....	24

Chapitre II

Modélisation de quadrirotor & équations de mouvements

I. Introduction.....	25
II. Hypothèse du modèle.....	26
II.1 Le Roulis.....	26
II.2. Le tangage.....	27
II.3. Le lacet.....	27
II.4. Développement du modèle selon Lagrange	29
II.4.1. L'équation de Lagrange est	29
II.4.2. Énergie cinétique.....	29
II.4.3 Expression de l'énergie potentielle	30

II.4.4 L'équation de roulis.....	30
II.4.6. L'équation de lacet.....	32
II.5. Les expression de la vitesse.....	34
II.6. L'étude dynamique d'un quadrirotor.....	34
II.6.1. Expressions des forces non conservative	35
II.6.2 Pour l'effet gyroscopique ?.....	35
II.6.3. Pour la portance	35
II.6.4 Pour la traînée.....	36
II.6.5. l'expression d'accélération angulaire.....	37
II.6.6. L'équations d'accélération suivant l'axes (X, Y, Z).....	37
II.7. Etude dynamique d'un moteur.....	37
II.7.1. Les équations d'un moteur DC.....	37
II.8. Conclusion.....	39

Chapitre III

Conception des parties de drone

I. Introduction.....	41
II. Principe de fonctionnement.....	41
II.1. L'armature.....	42
II.2. Les processeurs.....	42
II.3. Les capteurs d'orientation et d'altitude.....	44
II.4. Accéléromètre.....	45
II.5. Gyroscope.....	46
II.6. Magnétomètre.....	47
II.7. La centrale inertielle.....	47
II.8. Les moteurs.....	48
II.9. Les hélices.....	49
II.10. Contrôleur électronique de vitesse.....	49
II.11. Communication – XBEE.....	50
II.12. Interfaçage 3.3v-5v.....	51
II.13. Système d'alimentation.....	51
III. Définition Arduino.....	52
III.1. L'interface	53

III.2. Les fenêtres de commande ARDUINO.....	53
III.2.1. La première étape.....	53
III.2.2. La deuxième étape.....	54
III.2.3. La troisième étape.....	54
III.3. Intérêt d'investir dans une carte Arduino.....	55
III.4. Fonctionnement/utilisation	55
VI. Un joystick.....	55
II.1. Radiocommande.....	55
II.3. Conclusion	56

Chapitre VI

Simulation et commande d'un drone

I. Introduction :.....	57
II. Le Modèle simulink d'un Quadrirotor :.....	57
III. La stabilité de quadrirotor :.....	60
III. 1. La stabilité de quadrirotor avec le PID :.....	60
III.2. Les résultats de la commande par PID.....	63
III.3. Conclusion.....	64
III.4. Résultats obtenus sans régulateur PID.....	65
IV. Le contrôle et la stabilité de quadrirotor.....	65
IV.1. La régulation quadrirotor avec PID.....	66
IV.2. Les résultats de la commande par PID.....	67
V. La commande linéaire quadratique LQR.....	69
V.1. Présentation du filtre LQR	69
V.2. Ajout d'une action intégrale	71
V.3. Les résultats de la commande par LQR.....	73
VI. Conclusion.....	74

Chapitre V

Résultat et réalisation

I. Introduction.....	76
II. Cahier de charge.....	76
III. Etapes de la construction.....	77
III.1. Le Châssis (Frame).....	77

IV.	Conclusion.....	79
V.	Conclusion général.....	80
IV.	Perspectives.....	81
VII.	Difficultés rencontrées	81
	Réisme.....	82

BIBLIOGRAPHIE

- [1] <http://drone-zone.e-monsite.com/pages/a-quoi-sert-un-drone.html>
- [2] <https://www.federation-drone.org/les-drones-dans-le-secteur-civil/histoire-du-drone>
- [3] R. Lozano, P. Castillo, S. Salazar, D. Lara, "Stabilisation de véhicules aériens à décollage vertical : Théorie et application", Rapport Heudiasyc, UMR CNRS 6599 UTC Compiègne.
- [4] G. Romeo, G. Frulla, and E. Cestino, Design of a high-altitude long-endurance solar
- [5] <https://www.abcclim.net/regulation-p-pi-pid.html>
- [6] <https://circuitdigest.com/article/what-is-pid-controller-working-structure-applications>
- [7] Le PID utilisé en régulation de position et/ou de vitesse de moteurs électriques
- [8] L. Gautier, B. Hamilton, J. Hazebrouck, and T. Tourrette, Pilotage d'un quadri-rotor via un FPGA. Tuteur ESIEE engineering, Journées pédagogiques, 2008.
- [9] Christophe Le Lann2 - 2006-2007--- [9] C. le Lann, "Le PID utilisé en régulation de position et/ou de vitesse de moteurs électriques". Projet de fin d'étude, 2007.
- [10] M. Stefick, « Introduction to Knowledge Systems ». Morgan Kaufmann, 1995
Connecté ; dernière visite le 02 Février 2016.
- [11] J. Baichtal, Building Your Own Drones: A Beginners Guide to Drones, UAVs, and ROVs. quepublishing.com, 2015.
- [12] Onera, "Conférence," in Mieux connaître les drones, 2015.
- [13] K. Saber, Modélisation et commande d'un mini quad-copter. PhD thesis, UNIVERSITE DU 20 AOUT 1955 SKIKDA, 2013.
- [14] afcadillac, "Généralités." http://drone.afcadillac.net/composition_dun_drone.html.
Connecté ; dernière visite le 02 Février 2016.
- [15] T. Bresciani, Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter. Lund University, October 2008.

[16] yvind Magnussen and K. Skjnhaug, Modeling, Design and Experimental Study for a Quadcopter System Construction. University of Agder, 2011.

[17] Astalaseven and E. etolyte, Arduino pour bien commencer en électronique et en programmation. Site de zéro, 2014.

[18] Powered unmanned air vehicle for multi-payload and operations”, Aerospace Engineering 2007

[19] H. Hoifodt, “Dynamic modeling and simulation of robot manipulators, the newton-euler formulation,” Master’s thesis, University of science and technology Norwegian, 2011.

[20] Air and space Europe, Current and future UAV Military Users and Applications, VOL. 1, NO 5/6, 1999

Remerciements

Au terme de ce travail, Nous souhaitons remercier en premier lieu **Mr. SAIDI ABEDLKADER** pour avoir dirigé notre travail, son encadrement, ses critiques constructives, ses précieux conseils.

Un grand merci pour:

- Le chef de département de génie électrique et tous les professeurs de la branche, nous ont offert une bonne formation.
- Merci à tous ceux qui de près ou de loin ont participé à l'aboutissement de ce travail.
- Enfin, nous souhaitons remercier nos familles, Qui nous apporté leur aide et sans lesquels ce travail n'aurait pas vu le jour.

Liste des Symboles et abréviations

symbole	Description
GPS	Système mondial de positionnement
I_x	le moment d'inertie selon l'axe X (Kg.m ²)
I_y	moment d'inertie selon l'axe Y en (Kg.m ²)
I_z	le moment d'inertie selon l'axe Z en (Kg.m ²)
I_r	le moment d'inertie autour du moteur en (Kg.m ²)
d	coefficient de traînée (kg. m. rad ⁻²)
b	coefficient de poussée (kg. m. rad ⁻²)
l	demi-envergure du quadrirotor en (m)
m	la masse de quadrirotor en (Kg)
g	l'accélération de gravité en (m/s ²)
φ	L'angle de rotation autour l'axe 'X' en (rad/s)
θ	L'angle de rotation autour l'axe 'Y' en (rad/s)
ψ	L'angle de rotation autour l'axe 'Z' en (rad/s)
Ω_i	La vitesse de moteur 'i' en (m/s)
PID	Proportionnelle intégrale dérivé
k_p, k_i, k_d	Gain de proportionnel, d'intégrales, dérivées
MLP	Multi Layer Perceptrons
DDL	degré de liberté
ESC	variateur de vitesse électronique
Li-Po	Accumulateur lithium-ion polymère

Abréviations :

M: moteur

RC : radio commande

RF : radio fréquence

3D : trois dimensions

DDL : degré de liberté

PPM : Pulse-Position Modulation

LALE: Löw Altitude Long Endurance

MALE: Medium Altitude Long Endurance

UAV : Unmanned Aerial Vehicle

BF : Boucle Fermée.

LTI : Linéaires Invariants dans le Temps.

W : Vitesse de rotation de moteur μ

RC: Radio Commande

RJ45: Registered Jack 45

ROLL: Roulis

RPM: Revolutions per minute (tours par minutes)

SD: Secure Digital

SP: Set Point

THROTTLE: Altitude

UAV: Unmanned Aerial Vehicle

USB: Universal Serial Bus

VLAN: Virtual Local Area Network VLC: VideoLAN Client

WiFi: Wireless Fidelity

WLAN: Wireless Local Area Network

WPA-SSID: WiFi Protected Access-Service Set Identifier

WPA-PSK: WiFi Protected Access-Pre-Shared Key

Liste des tableaux

N° : de table	description	page
I.1	Quelques projets de quadrirotors.	22
IV. 1	les paramétrés constant de quadrirotor	58
IV. 1	les conditions initiales pour les angles et step bloc	59
IV. 2	les paramètres de régulateur PID	61
IV. 4	Paramétrés des PIDs utilisés	66
IV. 5	Cahier des charges	74

Liste des figures :

N° : de figure	description	page
I.1	La forme de mini drone et micro drone	19
I.2	La forme de drone tactique à voilure fixe ou tournante	19
I.3	La forme des drones MALE et HALE	20
I.4	L'appareil no 2 d'OEhmichen, Tirée de Pascal Brisset et Antoine Drouin	21
I.5	le quadrirotor de Pascal Brisset	21
I .1	Quelques projets de quadrirotors.	22
I .6	le Quadrirotor	24
II.2	commande de roulis	25
II.3	commande de tangage	27
II.4	commande de lacet	27
II.5	le modèle de quadrirotor	33
II.6	Les forces agissant sur le quadrirotor	34
II.7	moment de portance	35
II.8	effet gyroscopique	35
II.9	moment de trainée	37
II.10	symboles électrique	38
II.11	le modèle du moteur électrique	38
II.12	le moteur DC place dans le circuit	38
III.1	Le schéma bloc de principe de fonctionnement	42
III.2	carte de contrôle quadrirotor SHILED avec microcontrôleur	43
III.3	Rotation d'un angle <i>teta</i> autour de l'axe <i>Y</i>	44
III.4	Un Gyroscope classique	45
III.5	Un Gyroscope électronique	45
III.6	Centrale inertielle	46

III.6	Brushless DC motor, BLDC	47
III.8	Diagramme simplifié d'un moteur BLDC	47
III.9	Les hélices	48
III.10	Contrôleur électronique de vitesse	49
III.11	Connexion d'ESC	49
III.12	module de communication Xbee	50
III.13	Interfaçage 3.3V-5V	50
III.14	La batterie du type Lithium-ion polymère (Li-Po)	51
III.15	L'Arduino UNO	51
III.16	L'interface du logiciel Arduino.	52
III.17	Les boutons	52
III.18	la fenêtre pour écrire le programme	53
III.19	boutons pour la vérification le programme	53
III.20	bouton pour télé verser le programme	53
III.21	joystick	54
III.22	photographie de radiocommande RC	55
IV.1	boucle de commande simplifiée d'un quadrirotor	58
IV.2	simulation complet de modélisation des accélérations angulaire	59
IV.3	simulation de déplacement	59
IV.4	le modèle d'un quadrirotor	60
IV.5	schéma et fonction de transfert de la régulateur PID	62
IV.6	Figure IV.6: schéma simulink du régulateur PID	63
IV.7	le bloc PID	63
IV.8	la sortie de la commande par PID (état1)	64
IV.9	Figure IV.9: la sortie de la commande par PID (état2)	64
IV.10	les résultats de la commande par PID (état1)	65

IV.11	les résultats de la commande par PID (état2)	65
IV.12	les résultats à la sortie de système	66
IV.13	bloc PID	67
IV.14	Schéma Simulink du régulateur PID	67
IV.15	l'angle de roulis (phi)	68
IV.16	l'angle de tangage (teta)	68
IV.17	l'angle de lacet (psi)	69
IV.18	la puissance (Z)	69
IV.20	commande par retour d'état et action intégrale.	71
IV.21	la sortie de la commande LQR (état1)	71
IV.22	résultat la commande par LQR (état1)	72
IV.23	résultat de la commande par LQR (état2)	72
V.1	un châssis fabriqué en aluminium	78
V.9	Installation les moteurs sure châssis	78
V.10	Le branchement du pieces	79
V.11	Schéma globale de branchement	79
V.12	les étapes de programmation	80
V.13	la structure générale de la quadrirotor prototype	81
V.14	les essais rielle de la quadrirotor prototype	81

Introduction générale

Les systèmes électroniques et électrotechniques sont de plus en plus présents dans la vie courante. Ces dernières années, ils sont devenus embarqués dans de très nombreux objets usuels tels que: les téléphones, les agendas électroniques, les voitures, etc. Les machines comportant un système embarqué et qui nous simplifient la vie ont besoin d'un système de régulation ou de contrôle pour fonctionner de manière correcte. Cependant, dans plusieurs cas la commande de tels systèmes est un peu difficile à cause de non linéarité de ces systèmes. Par exemple, les avions, les dirigeables et les hélicoptères sont fortement non linéaires et leur commande nécessite des techniques adéquates, il faut noter que contrairement, au robot manipulateur, la plupart de ces systèmes précédemment cités sont sous-actionnés (le nombre d'entrées de commande est inférieur au nombre de degrés de liberté), en effet, le manque d'actionneurs pour ces engins induit une grande difficulté dans la conception de la commande. Parmi ces systèmes sous-actionnés, nous trouvons les drones à quatre hélices qui sont des véhicules complexes et difficiles à commander.

L'objectif principal de ce travail est la simulation et commande en pratique d'un véhicule aérien non-piloté caractérisé par un haut niveau de complexité, une dimension élevée de l'espace d'état, plus spécialement le quadrirotor qui est un système multi-variable et non linéaire.

En utilisant, dans le domaine de l'automatique classique nécessitant donc la connaissance d'un modèle du drone, il s'agit d'un régulateur PID qui est utilisé ici pour commander le drone réalisé, pour cela le contrôleur PID est implémenté dans une carte Arduino et sera utilisée en simulation.

Ce mémoire composé de Cinq chapitres structurés de la manière suivante:

Dans le premier chapitre : Nous présentons l'état de l'art et le principe de fonctionnement de drone, les modes du vol existant, avantages et inconvénients de drone.

Dans le second chapitre, est consacré à la modélisation et l'étude dynamique du quadrirotor.

Le troisième chapitre présente la conception de drone et les types de commande existents ainsi que les composants essentiels de quadrirotor et le moyen de la commande à distance

Dans le quatrième chapitre nous appliquons les méthodes de la commande PID, ainsi LQR pour garantissant la stabilisation de l'appareil et le suivi de trajectoire sont développés. Ces algorithmes devront être suffisamment simples pour être implémentés sur un ordinateur embarqué, avec des résultats de simulations intéressants.

Le cinquième chapitre nous exposons le drone réalisé en pratique. Nous présentons pour cela, les différents composants utilisés, les étapes de construction ainsi que les résultats obtenus en pratique. Et la présentation de prototype drone.

Et enfin une conclusion générale avec perspectives pour conclure ce travail.

Chapitre I : Etat de l'art sur les drones

I. Introduction

La recherche dans le domaine des drones exige des contributions de différentes disciplines y compris l'aéronautique, l'électronique, le traitement du signal, la commande automatique, l'informatique, la mécanique et les capteurs, et même le domaine de la biologie dans les travaux de recherche sur les nano drones.

II. Les premiers drones opérationnels

C'est lors de la Seconde Guerre mondiale, devant les importantes pertes de l'aviation d'observation de chacun des antagonistes, que l'idée de développer des engins d'observation sans équipage (ni pilote ni observateur), en vue d'applications opérationnelles, a vu le jour. Toutefois, la sensibilité au brouillage de leurs systèmes de guidage rendait leur emploi difficile, voire impossible.

L'arrivée de l'informatique dans les années 1960 a alors permis d'envisager des engins autonomes, capables d'opérer au-dessus d'une zone donnée afin d'y recueillir de précieuses informations, C'est à cette époque que sont apparus en France les premiers drones européens, tel le R20 développé par la société Nord-Aviation et dérivé de l'engin cible CT20 utilisé comme cible pour les avions de chasse ou les missiles. Destiné à la surveillance des champs de bataille, ce drone de reconnaissance R20, opérationnel de 1966 à 1976, est muni d'un programme de vol interne, ce qui le rend insensible aux brouillages.

Depuis cette époque, les progrès considérables réalisés dans des domaines tels que l'informatisation, la robotique, l'optronique, l'imagerie radar ou encore la transmission de données ont permis d'étendre l'utilisation des drones à des missions de plus en plus diversifiées. De plus, le concept de conflit « zéro mort », d'origine américaine – en réalité le souhait d'une stricte limitation des pertes humaines –, ne peut qu'amplifier l'emploi de ces engins.

Les drones sont des aéronefs capables de voler et d'effectuer une mission sans présence humaine à bord. D'origine anglaise, le mot « drone », qui signifie « bourdon », ou « faux-bourdon » est communément employé en Français en référence au bruit que font certains d'entre eux en volant, le terme est employé pour désigner des véhicules aériens, terrestres, de surface ou sous-marins, alors que la classification anglo-saxonne distingue chaque type d'appareil.

Un drone ou UAV (Unmanned Aerial Vehicles) est défini comme un robot volant sans pilote. Il peut être contrôlé à distance depuis le sol ou complètement autonome.

La taille d'un drone aérien peut aller de quelques centimètres pour les modèles miniatures à plusieurs mètres pour les drones spécialisés (surveillance, renseignement, combat, transport, loisirs). L'autonomie en vol va de quelques minutes à plus de 40 heures pour les drones de longue endurance.

II.1 Classification des drones

II.1.1 Principales catégories (par taille)

Il n'existe pas une façon unique de classer les drones car ils peuvent être classés selon plusieurs critères : autonomie, portée, altitude, mission, système de contrôle, etc.

Cependant, pour des raisons de sécurité dans l'espace aérien national, plusieurs pays se sont penchés sur la classification de ces drones.

La famille des drones est classifiée par taille comme suit :

- les mini et micros drones
- les drones tactiques, lents ou rapides, (à voilure fixe ou tournante) appelés TUAV (Tactical Unmanned Air Vehicle)
 - les drones de combat, encore appelésUCAV (Unmanned Combat Air Vehicle)
- Les drones stratégiques à « haute endurance » :
 - les drones volant à moyenne altitude et de grande autonomie appelés MALE (Medium Altitude Long Endurance)
 - les drones volant à haute altitude et de grande autonomie appelés HALE (High Altitude Long Endurance)

II.1.2 Les mini et micros drones

Le mini drone est parfait pour débiter dans l'apprentissage du pilotage d'un véritable drone Petit, léger, facilement transportable et pratiquement incassable, le mini-drone est le must du must pour s'entraîner dans des conditions réelles de vol !

Les micro-drones, dont les dimensions sont inférieures à 15 cm, pèsent environ 50 grammes, pour une vitesse de croisière de l'ordre de 50 Km/h, une autonomie d'une vingtaine de minutes et un rayon d'action d'une dizaine de kilomètres.



Figure I.1. La forme de mini drone et micro drone

II.1.3 Les drones tactiques

Ayant un rayon d'action jusqu'à plus de cent kilomètres, leur poids peut largement dépasser la tonne. Ils nécessitent une empreinte logistique importante et parfois des installations aménagées. Leur endurance peut atteindre 8 heures et leurs charges utiles multifonctionnelles.



Figure I.2. La forme de drone tactique à voilure fixe ou tournante

L'emploi de drones à hautes performances, spécifiquement conçus pour le combat, est envisagé au sein de véritables systèmes de combat mixtes, aux côtés des aéronefs de combat pilotés.

II.1.4 Les drones stratégiques à « haute endurance »

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

L'altitude de vol est, pour cette catégorie, comprise entre 5000 et 12000 mètres, ce qui permet de parcourir jusqu'à 1000 km, à des vitesses relativement faibles, de 220 à 360 km/h (induites

par des moteurs à pistons ou des turbopropulseurs). La masse peut cette fois atteindre 3,5 tonnes, et l'envergure est généralement comprise entre 10 et 20 mètres).

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

On atteint dans cette catégorie les *dimensions d'un avion civil* (Airbus A320 par exemple) pour des autonomies de plusieurs milliers de kilomètres (10 000 km et plus) parcourues en volant largement au-dessus des trafics aériens courants, tant civils que militaires (jusqu'à 20000 m d'altitude). Les moteurs sont cette fois des turbo-réacteurs.



Figure I.3 : La forme des drones MALE et HALE

Dans cette étude on s'intéresse à un seul type des drones appelé le quadrirotor

III. Les quadrirotors

Le Quadrirotor est un système sous actionne (le nombre d'entrées de commande est inférieur au nombre de degrés de liberté), ce qui induit une grande difficulté dans la conception de la commande.

L'apparition des quadrirotors remonte à janvier 1921. Et 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 quadrirotor. Il réussit son premier vol en octobre 1922 et réalise un vol qui a duré une 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.

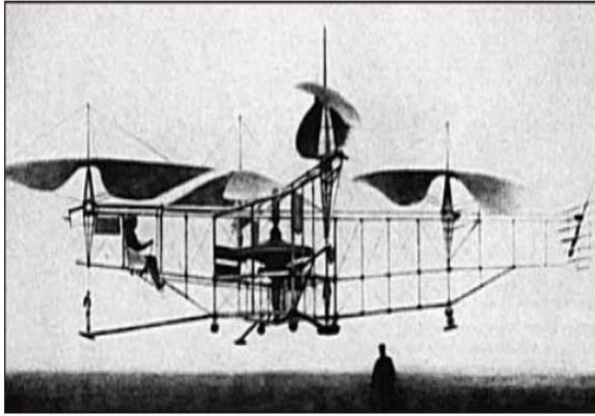


Figure I.4: L'appareil no 2 d'Oehmichen, Tirée de Pascal Brisset et Antoine Drouin

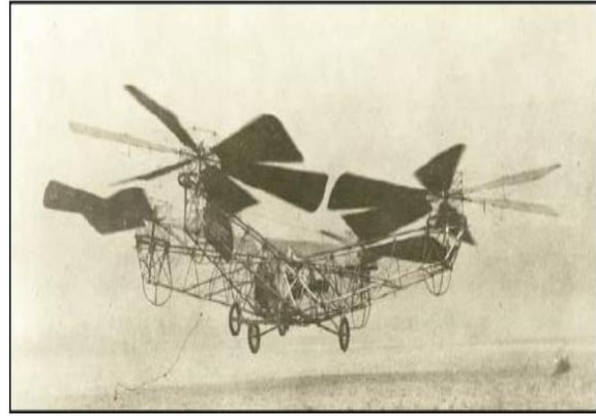


Figure I.5: le quadrirotor de Pascal Brisset et bothezat

Plus tard en 1956, un quadrirotor appelé, en anglais, "Convertawings Model A" a été conçu à la fois pour l'usage militaire et civil.

Le projet a pris fin en raison principalement de l'absence de la demande pour les avions. De nos jours, il y a un projet appelé " Bell Boeing Quad Tilt rotor", développé par Bell et Boeing en tant que candidat au programme de l'armée américaine "Joint Heavy Lift programme", ayant quatre rotors il devrait être capable d'emporter 25 tonnes à 450 km/h sur une distance de 460 km, et atterrir verticalement comme un hélicoptère.

Le tableau I .1 regroupe les projets les plus intéressants de ces 10 dernières années.





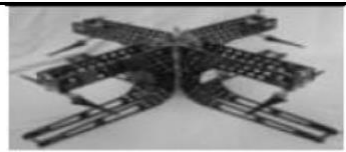





Projet	Université	Photo
Mesicopter	Stamford	
E. Altug's Thèse	Pennsylvanie	
P. Castillo's Thèse	Compiègne	
A. Clifton's Thèse	Vanderbilt	
P. Pounds's Thèse	ANU	
N. Guenard's Thèse	CEA	
Starmac	Stamford	
M. Kemper's Thèse	Oldenburg	
P. Tournier's Thèse	MIT	
MD4-200	micro Drones GmbH	

Tableau I.1 : Quelques projets de quadrirotors.

III.1 Les avantages et les inconvénients des quadrirotor

Parmi les avantages du quadrirotor, on peut citer : la rapidité de livraison en cas d'urgence, cette livraison extrême rapide serait un énorme avantage pour un client (que ce soit pour le travail, pour un loisir...)

De plus, le drone aérien est une machine aéronautique beaucoup moins complexe que les avions ou les hélicoptères. Pour faire avancer un avion, les ailes doivent être contrôlées par un pilote, et pour contrôler un hélicoptère il faut changer l'inclinaison des hélices ou la vitesse de ces dernières. Alors que les drones regroupent les meilleures parties des avions et des hélicoptères. En effet, il a plusieurs moteurs et d'hélices qui permettent au drone de se déplacer juste en changeant la vitesse de la rotation des moteurs. Le drone est aussi composé d'une partie mécanique simple qui fait de lui un objet avec une simplicité de construction.

Enfin, notons aussi l'avantage écologique. En effet, le drone distributeur utilise l'électricité pour avancer.

Parmi les inconvénients du quadrirotor on peut citer : l'autonomie du drone est très faible. En effet, le drone ne peut se déplacer que pendant 16 kilomètres avant qu'il n'est besoin d'être rechargé, aussi la saturation d'espace dans l'air. Imaginons que tous les compagnies utilisent ce concept, l'espace aérien serait donc saturé.

III.2 Utilisation d'un drone quadrirotor

Par ses capacités à rester en vol stationnaire ou à évoluer selon des trajectoires complexes, le drone multirotors devient un outil privilégié utilisé par :

- **Les réalisateurs et photographes, les journalistes** pour des prises de vue aériennes inédites (photographie d'art, documentaires, films)
- **Les services de secours** (police, sapeurs-pompiers et gendarmerie) afin de prendre des informations stratégiques sur des interventions en hauteur et délicates (exemples : feu de toiture, victime d'avalanche, etc...)
- **Les topographes, géomètres, archéologues**, et tous les corps de métiers nécessitant une prise de vue en hauteur sur un site.



Figure I.6 : le Quadrirotor

IV. Conclusion

Il parait très clair que le drone a formé un saut qualitatif dans le domaine de la robotique et de la technologie. Maintenant, la question qui vient à l'esprit est comment modéliser un quadrirotor et comment contrôler ce dernier ?

Chapitre II
Modélisation de quadrirotor
& équations de mouvements

I. Introduction :

L'objectif de cette partie est de modéliser le quadrirotor en exploitant les équations de dynamique du drone et les équations électromécaniques des 4 moteurs. Ce modèle est indispensable pour concevoir les algorithmes de pilotage de haut niveau qui seront développés dans les parties suivantes

II. Hypothèse du modèle :

Est l'étude des phénomènes qui se créent autour d'un mobile (quadrirotor) en déplacement dans l'air. Examiner en premier lieu le milieu dans lequel les drones évoluent puis déterminer les critères pour qu'ils aient la forme la plus appropriée au vol.

La Mécanique du vol est l'étude des forces s'appliquant à un quadrirotor en vol. Ces forces peuvent être regroupées en fonction de leur origine :

*origine inertielle : fonction des accélérations subies par la masse du drone.

*origine propulsive : générée par les moteurs du drone.

*origine aérodynamique : induite par la vitesse de déplacement du drone.

II.1. Le roulis:

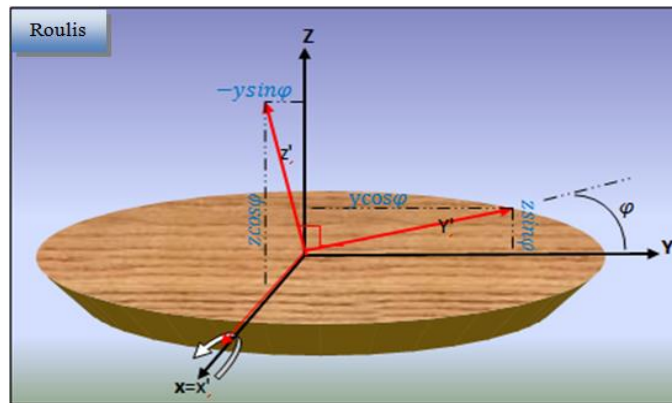


Figure II.2: commande de roulis

$$\begin{cases} X' = X \\ Y' = Y \cos \varphi + Z \sin \varphi \\ Z' = -Y \sin \varphi + Z \cos \varphi \end{cases} \quad \text{la forme matricielle : } \begin{bmatrix} X' \\ Y' \\ Z' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}$$

$$R(X, \varphi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \end{pmatrix}$$

II.2. La tangage :

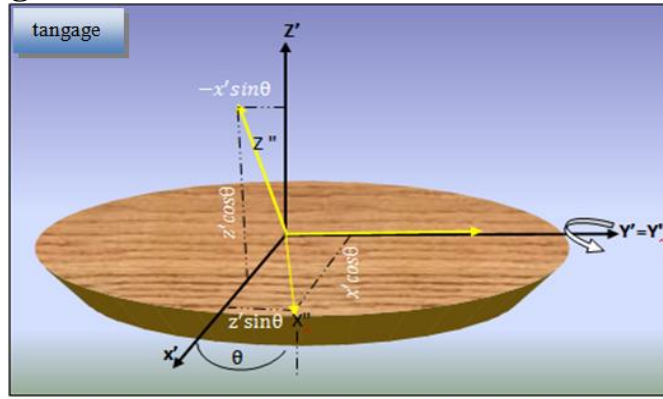


Figure II.3: commande de tangage

$$\begin{cases} X'' = X' \cos \theta + Z' \sin \theta \\ Y'' = Y' \\ Z'' = -X' \sin \theta + Z' \cos \theta \end{cases} \quad \text{la forme matriciel : } \begin{bmatrix} X'' \\ Y'' \\ Z'' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X' \\ Y' \\ Z' \end{bmatrix}$$

$$R(Y', \theta) = \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix}$$

II.3. Le lacet :

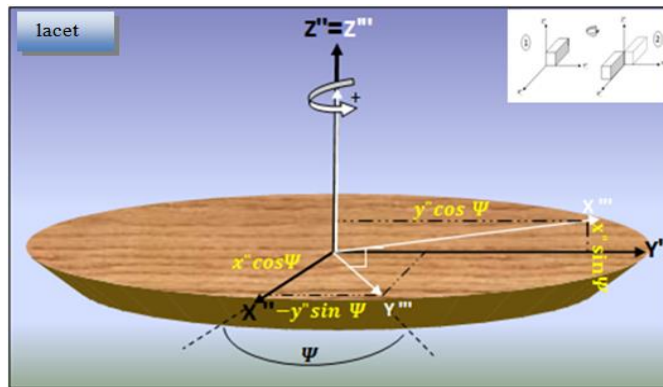


Figure II.4: commande de lacet

$$\begin{cases} X''' = X'' \cos \psi - Y'' \sin \psi \\ Y''' = X'' \sin \psi + Y'' \cos \psi \\ Z''' = Z'' \end{cases} \quad \text{la forme matriciel : } \begin{bmatrix} X''' \\ Y''' \\ Z''' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X'' \\ Y'' \\ Z'' \end{bmatrix}$$

$$R(Z'', \psi) = \begin{pmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

$$\Leftrightarrow {}^1R_q \longrightarrow R_t : R = R(\psi, \theta, \varphi) = R(Z'', \psi) * R(Y', \theta) * R(X, \varphi)$$

$$R = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & -\sin \psi \cos \varphi + \cos \psi \sin \varphi \sin \theta & \sin \psi \sin \varphi + \cos \psi \sin \theta \cos \varphi \\ \sin \psi \cos \theta & \cos \psi \cos \varphi + \sin \psi \sin \varphi \sin \theta & -\cos \psi \sin \varphi + \sin \psi \cos \varphi \sin \theta \\ -\sin \theta & \cos \theta \sin \varphi & \cos \theta \cos \varphi \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

La matrice de passage est orthogonales : $R^{-1} = R^T$ est $\det(R) = 1$;

$$r_{X,Y,Z}(X, Y, Z) = R(\varphi, \theta, \psi) \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}$$

$${}^2r_X = (\cos \theta \cos \psi)X + (-\sin \psi \cos \varphi + \cos \psi \sin \varphi \sin \theta)Y + (\sin \psi \sin \varphi + \cos \psi \sin \theta \cos \varphi)Z$$

$${}^2r_Y = (\sin \psi \cos \theta)X + (\cos \psi \cos \varphi + \sin \psi \sin \varphi \sin \theta)Y + (-\cos \psi \sin \varphi + \sin \psi \cos \varphi \sin \theta)Z$$

$${}^2r_Z = (-\sin \theta)X + (\cos \theta \sin \varphi)Y + (\cos \theta \cos \varphi)Z$$

¹ R_t : Repère lié au le drone $[\vec{x}, \vec{y}, \vec{z}]$

R_q : Repère lié au la terre $[\vec{X}, \vec{Y}, \vec{Z}]$

Par dérivation on obtient les vitesses correspondantes :

$${}^3V_X = [-\dot{\theta}\sin\theta\cos\psi - \dot{\Psi}\sin\psi\cos\theta]X + [-\dot{\Psi}\sin\psi\sin\theta\sin\phi + \dot{\theta}\cos\psi\cos\theta\sin\phi + \dot{\phi}\cos\psi\sin\theta\cos\phi - \dot{\Psi}\cos\psi\cos\phi + \dot{\phi}\sin\phi\sin\psi]Y + [-\dot{\Psi}\sin\psi\sin\theta\cos\phi + \dot{\theta}\cos\psi\cos\theta\cos\phi - \dot{\phi}\cos\psi\sin\theta\sin\phi + \dot{\Psi}\cos\psi\sin\phi + \dot{\phi}\cos\phi\sin\psi]Z$$

$$V_Y = [\dot{\Psi}\cos\psi\cos\theta - \dot{\theta}\sin\theta\sin\psi]X + [-\dot{\Psi}\cos\psi\sin\theta\sin\phi + \dot{\theta}\cos\theta\sin\phi\sin\psi + \dot{\phi}\sin\psi\sin\theta\cos\phi - \dot{\Psi}\sin\psi\cos\phi - \dot{\phi}\sin\phi\cos\psi]Y + [\dot{\Psi}\cos\psi\sin\theta\cos\phi + \dot{\theta}\sin\psi\cos\theta\cos\phi - \dot{\phi}\sin\psi\sin\theta\sin\phi + \dot{\Psi}\sin\psi\sin\phi + \dot{\phi}\cos\phi\cos\psi]Z$$

$$V_Z = [\dot{\theta}\cos\theta]X + [-\dot{\theta}\sin\theta\sin\phi + \dot{\phi}\cos\phi\cos\theta]Y + [-\dot{\theta}\sin\theta\cos\phi - \dot{\phi}\cos\theta\sin\phi]Z$$

$$V_X = v_{xx}X + v_{xy}Y + v_{xz}Z \equiv (v_{xx} \ v_{xy} \ v_{xz}) \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}$$

$$V_Y = v_{yx}X + v_{yy}Y + v_{yz}Z \equiv (v_{yx} \ v_{yy} \ v_{yz}) \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}$$

$$V_Z = v_{zx}X + v_{zy}Y + v_{zz}Z \equiv (v_{zx} \ v_{zy} \ v_{zz}) \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}$$

L'expression de la vitesse pour n'importe quel point par rapport au repère fixe est donnée par la relation suivant :

$$\begin{aligned} V^2 &= V_X^2 + V_Y^2 + V_Z^2 \\ &\equiv \left[(v_{xx} \ v_{xy} \ v_{xz}) \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} \right]^2 + \left[(v_{yx} \ v_{yy} \ v_{yz}) \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} \right]^2 + \left[(v_{zx} \ v_{zy} \ v_{zz}) \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} \right]^2 \\ &\equiv \left[(v_{xx} \ v_{xy} \ v_{xz}) * H * \begin{pmatrix} v_{xx} \\ v_{xy} \\ v_{xz} \end{pmatrix} \right] + \left[(v_{yx} \ v_{yy} \ v_{yz}) H \begin{pmatrix} v_{yx} \\ v_{yy} \\ v_{yz} \end{pmatrix} \right] + \left[(v_{zx} \ v_{zy} \ v_{zz}) H \begin{pmatrix} v_{zx} \\ v_{zy} \\ v_{zz} \end{pmatrix} \right] \end{aligned}$$

$$\text{Avec: } H = \begin{pmatrix} I_{XX} & I_{XY} & I_{XZ} \\ I_{YX} & I_{YY} & I_{YZ} \\ I_{ZX} & I_{ZY} & I_{ZZ} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X^2 & XY & XZ \\ YX & Y^2 & YZ \\ ZX & ZY & Z^2 \end{pmatrix} \quad \text{D'où:}$$

$$\begin{aligned} V^2 &= (v_{xx}^2 \ v_{xy}^2 \ v_{xz}^2)X^2 + (v_{yx}^2 \ v_{yy}^2 \ v_{yz}^2)Y^2 + (v_{zx}^2 \ v_{zy}^2 \ v_{zz}^2)Z^2 \\ &\quad + 2XY(v_{xx} \cdot v_{xy} + v_{yx} \cdot v_{yy} + v_{zx} \cdot v_{zy}) \\ &\quad + 2XZ(v_{xx} \cdot v_{xz} + v_{yx} \cdot v_{yz} + v_{zx} \cdot v_{zz}) \\ &\quad + 2YZ(v_{xy} \cdot v_{xz} + v_{yy} \cdot v_{yz} + v_{zy} \cdot v_{zz}) \\ \Rightarrow V^2 &= (\cos^2 \theta \dot{\Psi}^2 + \dot{\theta}^2)X^2 \\ &\quad + (\dot{\Psi}(\cos^2 \phi + \sin^2 \phi \sin^2 \theta) + (-2\sin\phi\cos\phi\cos\theta\dot{\theta} - 2\dot{\phi}\sin\theta) + \sin^2 \phi \dot{\theta}^2 + \dot{\phi}^2)Y^2 \\ &\quad + (\dot{\Psi}(\sin^2 \phi + \cos^2 \phi \sin^2 \theta) + \dot{\Psi}(-2\sin\phi\cos\phi\cos\theta\dot{\theta} - 2\dot{\theta}\sin\theta) + \cos^2 \phi \dot{\theta}^2 + \dot{\phi}^2)Z^2 \\ &\quad + 2XY \dot{\Psi}^2 ((\sin\phi\sin\theta\cos\theta) + \dot{\Psi}(\cos\phi\sin\theta\dot{\theta} - \sin\phi\cos\phi\dot{\theta}) - \cos\phi\phi\dot{\theta}) \\ &\quad + 2XZ (\dot{\Psi}^2(\cos\phi\sin\theta\cos\theta) + \dot{\Psi}(-\cos\phi\cos\theta\dot{\phi} - \sin\phi\sin\theta\dot{\theta}) + \sin\phi\phi\dot{\theta}) \\ &\quad + 2YZ (-\dot{\Psi}^2(\sin\phi\cos\phi\cos^2 \theta) + \dot{\Psi}(\sin^2 \phi \cos\theta\dot{\theta} - \cos^2 \phi \cos\theta\dot{\theta}) + \sin\phi\cos\theta\dot{\theta}^2) \\ \equiv V^2 &= (Y^2 + Z^2)(\dot{\Psi}^2 \sin^2 \theta - 2\sin\theta\dot{\phi}\dot{\Psi} + \dot{\phi}^2) \\ &\quad + (X^2 + Z^2)(\dot{\Psi}^2 \cos^2 \theta \sin^2 \phi + 2\sin\phi\cos\phi\cos\theta\dot{\theta}\dot{\Psi} + \cos^2 \phi \dot{\theta}^2) \\ &\quad + (X^2 + Y^2)(\dot{\Psi}^2 \cos^2 \phi \cos^2 \theta - 2\sin\phi\cos\phi\cos\theta\dot{\theta}\dot{\Psi} + \sin^2 \phi \dot{\theta}^2) \tag{2.2} \\ &\quad + 2XY(\dot{\Psi}^2(\sin\phi\sin\theta\cos\theta) + \dot{\Psi}(\cos\phi\sin\theta\dot{\theta} - \sin\phi\cos\phi\dot{\theta}) - \cos\phi\phi\dot{\theta}) \\ &\quad + 2XZ(\dot{\Psi}^2(\cos\phi\sin\theta\cos\theta) + \dot{\Psi}(-\cos\phi\cos\theta\dot{\phi} - \sin\phi\sin\theta\dot{\theta}) + \sin\phi\phi\dot{\theta}) \\ &\quad + 2YZ(-\dot{\Psi}^2(\sin\phi\cos\phi\cos^2 \theta) + \dot{\Psi}(\sin^2 \phi \cos\theta\dot{\theta} - \cos^2 \phi \cos\theta\dot{\theta}) - \sin\phi\cos\phi\dot{\theta}^2) \end{aligned}$$

² $r_X: r_X(X, Y, Z)$, $r_Y: r_Y(X, Y, Z)$, $r_Z: r_Z(X, Y, Z)$

³ $V_X: V_X(X, Y, Z)$, $V_Y: V_Y(X, Y, Z)$, $V_Z: V_Z(X, Y, Z)$

III Développement du modèle selon Lagrange :

Systèmes mécaniques décrits par des variables de configuration $q = (q_1, \dots, q_n)$ admet le Lagrangien suivant : $L(q, \dot{q}) = 1/2 \langle \dot{q}; J(q) \dot{q} \rangle - V(q)$

Où $J(q)$ est une matrice $n \times n$ symétrique définie positive. Les équations d'Euler Lagrange sont (cas conservatif autonome) $\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}} \right) - \frac{\partial L}{\partial q}$. Si on note $\Gamma = \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}} \right) - \frac{\partial L}{\partial q}$ alors pour un déplacement infinitésimal δq , $\Gamma \delta q$: est le travail des forces extérieures non prises en compte dans le potentiel V .

Exemple : le pendule $n = 1$, $q_1 = \theta$, $\ddot{\theta} = -\frac{g}{l} \sin \theta$.

On a cette fois un Lagrangien L qui dépend du temps : $L(q, \dot{q}, t)$

Les équations d'Euler Lagrange restent les mêmes : $\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}} \right) - \frac{\partial L}{\partial q}$

III.1. L'équation de Lagrange est :

$$\begin{cases} \Gamma_i = \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial L}{\partial q_i} \\ L = T - V \end{cases}$$

Avec q_i : coordonnées généralisées

Γ_i : force généralisées données par les forces non conservatives

T : énergie cinétique totale, avec ; $T = 1/2 m v^2$

V : énergie potentielle totale, avec $V = mgz$

III.2. Énergie cinétique:

$$\begin{aligned} T &= \frac{1}{2} m V^2 \\ &= \frac{1}{2} (Y^2 + Z^2) m (\dot{\Psi}^2 \sin^2 \theta - 2 \sin \theta \dot{\varphi} \dot{\Psi} + \dot{\varphi}^2) \\ &+ \frac{1}{2} (X^2 + Z^2) m (\dot{\Psi}^2 \cos^2 \theta \sin^2 \varphi + 2 \sin \varphi \cos \varphi \cos \theta \dot{\theta} \dot{\Psi} + \cos^2 \varphi \dot{\theta}^2) \\ &+ \frac{1}{2} (X^2 + Y^2) m (\dot{\Psi}^2 \cos^2 \varphi \cos^2 \theta - 2 \sin \varphi \cos \varphi \cos \theta \dot{\theta} \dot{\Psi} + \sin^2 \varphi \dot{\theta}^2) \\ &+ m * XY (\dot{\Psi}^2 (\sin \varphi \sin \theta \cos \theta) + \dot{\Psi} (\cos \varphi \sin \theta \dot{\theta} - \sin \varphi \cos \theta \dot{\varphi}) - \cos \varphi \dot{\varphi} \dot{\theta}) \\ &+ m * XZ (\dot{\Psi}^2 (\cos \varphi \sin \theta \cos \theta) + \dot{\Psi} (-\cos \varphi \cos \theta \dot{\varphi} - \sin \varphi \sin \theta \dot{\theta}) + \sin \varphi \dot{\varphi} \dot{\theta}) \\ &+ m * YZ (-\dot{\Psi}^2 (\sin \varphi \cos \varphi \cos^2 \theta) + \dot{\Psi} (\sin^2 \varphi \cos \theta \dot{\theta} - \cos^2 \varphi \cos \theta \dot{\theta}) - \sin \varphi \cos \varphi \dot{\varphi} \dot{\theta}^2) \end{aligned} \quad (2.3)$$

Remarque :

Le moment d'inertie centrifuge de l'aire ⁴ ($A = \int_A dA$) d'une section quelconque par rapport à n'importe quel système d'axes rectangulaires, est égal à la somme de son moment

⁴ $A = \int_A dA$: Aire totale de la section considérée

d'inertie centrifuge par rapport au système d'axes centraux, parallèles aux axes donnés, et le produit de sa surface par les coordonnées de son centre de gravité dans le nouveau système d'axes.

Dans ce cas d'un quadrirotor le système était parfaitement symétrique et parce que les moments d'inertie par rapport les axes (X, Y, Z) est égales :

$$I_X = \frac{1}{2} \int (Y^2 + Z^2) dm, \quad I_Y = \frac{1}{2} \int (X^2 + Z^2) dm, \quad I_Z = \frac{1}{2} \int (X^2 + Y^2) dm$$

Et qu'ainsi les produits d'inertie sont nuls et que la matrice d'inertie est diagonale.

Donc l'expression de l'énergie cinétique écrire comme suit :

$$T = \frac{1}{2} I_X (\dot{\varphi} - \dot{\Psi} \sin \theta)^2 + \frac{1}{2} I_Y (\dot{\theta} \cos \varphi + \dot{\Psi} \sin \varphi \cos \theta)^2 + \frac{1}{2} I_Z (\dot{\theta} \sin \varphi - \dot{\Psi} \cos \varphi \cos \theta)^2 \quad (2.4)$$

III.3. Expression de l'énergie potentielle:

$V = mgz$ / m: la masse, g: le gravité, z: hauteur,

$$= mg (-\sin \theta)X + (\cos \theta \sin \varphi)Y + (\cos \theta \cos \varphi)Z$$

$$V = \int X(-g \sin \theta) dm + \int Y(g \cos \theta \sin \varphi) dm + \int Z(g \cos \theta \cos \varphi) dm \quad (2.5)$$

A partir l'équation de Lagrange et avec Γ_i : force généralisées données par les forces non conservatives alors les équations de mouvement données par la suite :

III.4. L'équation de roulis :

$$\begin{cases} \Gamma_\varphi = \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\varphi}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \varphi} \\ L = T - V \end{cases}$$

$$\frac{\partial L}{\partial \varphi} = \frac{\partial T}{\partial \varphi} - \frac{\partial V}{\partial \varphi}$$

$$\frac{\partial T}{\partial \varphi} = I_Y (-\dot{\theta}^2 \sin \varphi \cos \varphi + \dot{\Psi}^2 \cos \varphi \sin \varphi \cos^2 \theta - \dot{\theta} \dot{\Psi} \sin^2 \varphi \cos \theta + \dot{\theta} \dot{\Psi} \cos^2 \varphi \cos \theta) +$$

$$I_Z (\dot{\theta}^2 \sin \varphi \cos \varphi - \dot{\Psi}^2 \sin \varphi \cos \varphi \cos^2 \theta - \dot{\theta} \dot{\Psi} \cos^2 \varphi \cos \theta + \dot{\theta} \dot{\Psi} \sin^2 \varphi \cos \theta)$$

$$\frac{\partial T}{\partial \varphi} = (I_Z - I_Y) (\dot{\theta} \dot{\Psi} \sin^2 \varphi \cos \theta) + (I_Y - I_Z) (\dot{\theta} \dot{\Psi} \cos^2 \varphi \cos \theta) + (I_Z - I_Y) (\dot{\theta}^2 \sin \varphi \cos \varphi) +$$

$$(I_Y - I_Z) (\dot{\Psi}^2 \sin \varphi \cos \varphi \cos^2 \theta)$$

$${}^5 \frac{\partial T}{\partial \varphi} = \dot{\Psi}^2 \cos^2 \theta \frac{\sin 2\varphi}{2} (I_Y - I_Z) + \dot{\theta}^2 \frac{\sin 2\varphi}{2} (I_Z - I_Y) + \dot{\theta} \dot{\Psi} \cos 2\varphi \cos \theta (I_Y - I_Z)$$

$$\frac{\partial V}{\partial \varphi} = g \cos \theta [\cos \varphi \int y dm - \sin \varphi \int z dm]$$

⁵ $\dot{\theta} \dot{\Psi} \cos 2\varphi \cos \theta (I_Y - I_Z) \equiv$
 $\dot{\theta} \dot{\Psi} \cos \theta \sin^2 \varphi (-I_Y + I_Z) + \dot{\theta} \dot{\Psi} \cos \theta \cos^2 \varphi (I_Z - I_Y)$
 $= (I_Y - I_Z) \dot{\theta} \dot{\Psi} \cos \theta (\cos^2 \varphi - \sin^2 \varphi)$
 Avec $(\cos^2 \varphi - \sin^2 \varphi) = \cos 2\varphi$

$$\frac{\partial L}{\partial \varphi} = \dot{\Psi}^2 \cos^2 \theta \frac{\sin 2\varphi}{2} (I_Y - I_Z) + \dot{\theta}^2 \frac{\sin 2\varphi}{2} (I_Z - I_Y) + \dot{\theta} \dot{\Psi} \cos 2\varphi \cos \theta (I_Y - I_Z) - \text{gcos}\theta [\cos \varphi \int Y dm - \sin \varphi \int Z dm] \quad (2.6)$$

$$\frac{\partial L}{\partial \dot{\varphi}} = \frac{\partial T}{\partial \dot{\varphi}} - \frac{\partial V}{\partial \dot{\varphi}}$$

$$\frac{\partial V}{\partial \dot{\varphi}} = 0$$

$$\frac{\partial T}{\partial \dot{\varphi}} = I_X (\dot{\varphi} - \dot{\Psi} \sin \theta) \implies \frac{\partial L}{\partial \dot{\varphi}} = I_X (\dot{\varphi} - \dot{\Psi} \sin \theta) \quad (2.7)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\varphi}} \right) = I_X (\ddot{\varphi} - \ddot{\Psi} \sin \theta - \dot{\Psi} \dot{\theta} \cos \theta)$$

$$\boxed{6 \Gamma_\varphi = (\ddot{\varphi} - \ddot{\Psi} \sin \theta) I_X - \dot{\Psi} \dot{\theta} \cos \theta (I_X + \cos 2\varphi (I_Y - I_Z)) - \dot{\theta}^2 \frac{\sin 2\varphi}{2} (I_Z - I_Y) - \dot{\Psi}^2 \cos^2 \theta \frac{\sin 2\varphi}{2} (I_Y - I_Z) + \text{gcos}\theta \cos \varphi \int Y dm - \text{gcos}\theta \sin \varphi \int Z dm} \quad (2.8)$$

III.5. L'équation de tangage :

$$\begin{cases} \Gamma_\theta = \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\theta}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \theta} \\ L = T - V \end{cases}$$

$$\frac{\partial L}{\partial \dot{\theta}} = \frac{\partial T}{\partial \dot{\theta}} - \frac{\partial V}{\partial \dot{\theta}}$$

$$\frac{\partial T}{\partial \dot{\theta}} = I_X \dot{\Psi}^2 \cos \theta \sin \theta - I_X \dot{\varphi} \dot{\Psi} \cos \theta - I_Z \dot{\Psi}^2 \cos^2 \varphi \sin \theta \cos \theta + I_Z \dot{\theta} \dot{\Psi} \sin \varphi \cos \varphi \sin \theta - I_Y \dot{\Psi}^2 \sin^2 \varphi \sin \theta \cos \theta - I_Y \dot{\theta} \dot{\Psi} \cos \varphi \sin \varphi \sin \theta$$

$$\frac{\partial T}{\partial \theta} = I_X (-\dot{\Psi} \dot{\varphi} \cos \theta + \dot{\Psi}^2 \cos \theta \sin \theta) + I_Y (-\dot{\Psi} \dot{\theta} \cos \varphi \sin \theta \sin \varphi - \dot{\Psi}^2 \sin^2 \varphi \cos \theta \sin \theta) + I_Z (\dot{\Psi} \dot{\theta} \sin \varphi \cos \varphi \sin \theta - \dot{\Psi}^2 \cos^2 \varphi \cos \theta \sin \theta)$$

$$\frac{\partial T}{\partial \theta} = \dot{\Psi}^2 \frac{\sin 2\theta}{2} [I_X - \cos^2 \varphi I_Z - \sin^2 \varphi I_Y] - \dot{\Psi} \dot{\theta} \cos \theta I_X + \dot{\Psi} \dot{\theta} \frac{\sin 2\varphi}{2} \sin \theta [I_Z - I_Y]$$

$$\frac{\partial V}{\partial \dot{\theta}} = \int X dm (-\text{gcos}\theta) + \int Y dm (-\text{gsin}\varphi \sin \theta) + \int Z dm (-\text{gcos}\varphi \sin \theta)$$

$$\frac{\partial L}{\partial \dot{\theta}} = \dot{\Psi}^2 \frac{\sin 2\theta}{2} [I_X - \cos^2 \varphi I_Z - \sin^2 \varphi I_Y] - \dot{\Psi} \dot{\theta} \cos \theta I_X + \dot{\Psi} \dot{\theta} \frac{\sin 2\varphi}{2} \sin \theta [I_Z - I_Y] + \int X dm (\text{gcos}\theta) + \int Y dm (\text{gsin}\varphi \sin \theta) + \int Z dm (\text{gcos}\varphi \sin \theta) \quad (2.9)$$

$$\frac{\partial L}{\partial \dot{\theta}} = \frac{\partial T}{\partial \dot{\theta}} - \frac{\partial V}{\partial \dot{\theta}}$$

$$\frac{\partial V}{\partial \dot{\theta}} = 0$$

$$\frac{\partial T}{\partial \dot{\theta}} = I_Y \dot{\theta} \cos^2 \varphi + I_Y \dot{\Psi} \frac{\sin 2\varphi}{2} \cos \theta + I_Z \dot{\theta} \sin 2\varphi - I_Z \dot{\Psi} \frac{\sin 2\varphi}{2} \cos \theta \quad (2.10)$$

⁶ $\sin \varphi \cos \varphi = \frac{\sin 2\varphi}{2}$

$$\begin{aligned}
&= I_Y \left[\dot{\theta} \cos^2 \varphi + \dot{\Psi} \frac{\sin 2\varphi}{2} \cos \theta \right] + I_Z \left[\dot{\theta} \sin^2 \varphi + \dot{\Psi} \frac{\sin 2\varphi}{2} \cos \theta \right] \\
\frac{\partial L}{\partial \dot{\theta}} &= I_Y \left[\dot{\theta} \cos^2 \varphi + \dot{\Psi} \frac{\sin 2\varphi}{2} \cos \theta \right] + I_Z \left[\dot{\theta} \sin^2 \varphi + \dot{\Psi} \frac{\sin 2\varphi}{2} \cos \theta \right] \\
\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{\theta}} &= I_Y \left(\ddot{\theta} \cos^2 \varphi - 2\dot{\theta}\dot{\varphi} \sin \varphi \cos \varphi + \ddot{\Psi} \cos \theta \frac{\sin 2\varphi}{2} - \dot{\Psi} \dot{\theta} \sin \theta \frac{\sin 2\varphi}{2} + \dot{\Psi} \dot{\varphi} \cos \theta \cos 2\varphi \right) \\
&+ I_Z \left(\ddot{\theta} \sin^2 \varphi + 2\dot{\theta}\dot{\varphi} \sin \varphi \cos \varphi - \ddot{\Psi} \cos \theta \frac{\sin 2\varphi}{2} + \dot{\Psi} \dot{\theta} \sin \theta \frac{\sin 2\varphi}{2} - \dot{\Psi} \dot{\varphi} \cos \theta \cos 2\varphi \right) \\
&= \ddot{\theta} (\cos^2 \varphi I_Y + \sin^2 \varphi I_Z) + \ddot{\Psi} \cos \theta \frac{\sin 2\varphi}{2} (I_Y - I_Z) + \dot{\theta} \dot{\varphi} \sin 2\varphi (I_Z - I_Y) + \\
&\quad \dot{\Psi} \dot{\varphi} \cos \theta \cos 2\varphi (I_Y - I_Z) + \dot{\Psi} \dot{\theta} \sin \theta \frac{\sin 2\varphi}{2} (I_Z - I_Y)
\end{aligned} \tag{2.11}$$

$$\begin{aligned}
\Gamma_{\theta} &= \ddot{\theta} (I_Y \cos^2 \varphi + I_Z \sin^2 \varphi) + \ddot{\Psi} \frac{\sin 2\varphi}{2} \cos \theta (I_Y - I_Z) + \dot{\Psi}^2 \frac{\sin 2\theta}{2} (I_Y \sin^2 \varphi + I_Z \cos^2 \varphi - I_X) + \\
&\quad \dot{\theta} \dot{\varphi} \sin 2\varphi (I_Z - I_Y) + \dot{\Psi} \dot{\varphi} \cos \theta (\cos 2\varphi (I_Y - I_Z) + I_X) - \int X dm (g \cos \theta) - \int Y dm (g \sin \varphi \sin \theta) - \\
&\quad \int Z dm (g \cos \varphi \sin \theta)
\end{aligned} \tag{2.12}$$

III.6. L'équation de lacet :

$$\begin{cases} \Gamma_{\Psi} = \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\Psi}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \Psi} \\ L = T - V \end{cases}$$

$$\begin{cases} \frac{\partial L}{\partial \dot{\Psi}} = \frac{\partial T}{\partial \dot{\Psi}} - \frac{\partial V}{\partial \dot{\Psi}} \text{ avec } \frac{\partial T}{\partial \dot{\Psi}} = \frac{\partial V}{\partial \dot{\Psi}} = 0 \\ \frac{\partial L}{\partial \dot{\Psi}} = \frac{\partial T}{\partial \dot{\Psi}} - \frac{\partial V}{\partial \dot{\Psi}} \text{ avec } \frac{\partial V}{\partial \dot{\Psi}} = 0 \end{cases} \Rightarrow \frac{\partial L}{\partial \dot{\Psi}} = \frac{\partial T}{\partial \dot{\Psi}} \tag{2.13}$$

$$\begin{aligned}
\frac{\partial T}{\partial \dot{\Psi}} &= I_X [-\dot{\varphi} \sin \theta + \dot{\Psi} \sin^2 \theta] + I_Y \left[\dot{\theta} \frac{\sin 2\varphi}{\varphi} \cos \theta + \dot{\Psi} \sin^2 \varphi \cos^2 \theta \right] + I_Z [\dot{\Psi} \cos^2 \varphi \cos^2 \theta - \\
&\quad \dot{\theta} \frac{\sin 2\varphi}{\varphi} \cos \theta]
\end{aligned} \tag{2.14}$$

$$\begin{aligned}
\frac{d}{dt} \frac{\partial T}{\partial \dot{\Psi}} &= I_X [\dot{\Psi} \sin^2 \theta + \dot{\Psi} \dot{\theta} \sin 2\theta - \dot{\varphi} \sin \theta - \dot{\varphi} \dot{\theta} \cos \theta] + I_Y \left[\dot{\theta} \frac{\sin 2\varphi}{2} \cos \theta - \dot{\theta}^2 \frac{\sin 2\varphi}{2} \sin \theta + \right. \\
&\quad \left. \dot{\varphi} \dot{\theta} \cos \theta \cos 2\varphi + \dot{\Psi} \cos^2 \theta \sin^2 \varphi - \dot{\Psi} \dot{\theta} \sin 2\theta \sin^2 \varphi + \dot{\Psi} \dot{\varphi} \sin 2\theta \cos^2 \varphi \right] + \\
&\quad I_Z [\dot{\Psi} \cos^2 \theta \cos^2 \varphi - \dot{\Psi} \dot{\varphi} \sin 2\varphi \cos^2 \theta - \dot{\Psi} \dot{\theta} \sin 2\theta \cos^2 \varphi + \dot{\theta}^2 \frac{\sin 2\varphi}{2} \sin \theta - \\
&\quad \dot{\varphi} \dot{\theta} \cos \theta \cos 2\varphi - \dot{\theta} \frac{\sin 2\varphi}{2} \cos \theta]
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\Gamma_{\Psi} &= I_X [\dot{\Psi} \sin^2 \theta + \dot{\Psi} \dot{\theta} \sin 2\theta - \dot{\varphi} \sin \theta - \dot{\varphi} \dot{\theta} \cos \theta] + I_Y \left[\dot{\theta} \frac{\sin 2\varphi}{2} \cos \theta - \dot{\theta}^2 \frac{\sin 2\varphi}{2} \sin \theta + \right. \\
&\quad \left. \dot{\varphi} \dot{\theta} \cos \theta \cos 2\varphi + \dot{\Psi} \cos^2 \theta \sin^2 \varphi - \dot{\Psi} \dot{\theta} \sin 2\theta \sin^2 \varphi + \dot{\Psi} \dot{\varphi} \sin 2\theta \cos^2 \varphi \right] + \\
&\quad I_Z [\dot{\Psi} \cos^2 \theta \cos^2 \varphi - \dot{\Psi} \dot{\varphi} \sin 2\varphi \cos^2 \theta - \dot{\Psi} \dot{\theta} \sin 2\theta \cos^2 \varphi + \dot{\theta}^2 \frac{\sin 2\varphi}{2} \sin \theta - \\
&\quad \dot{\varphi} \dot{\theta} \cos \theta \cos 2\varphi - \dot{\theta} \frac{\sin 2\varphi}{2} \cos \theta]
\end{aligned} \tag{2.15}$$

III.7. Les expression de la vitesse :

A partir l'équation (3.2) et la relation suivant, ω aura pour expression :

$$\omega = \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + R(X, \varphi) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + R(X, \varphi)R(Y', \theta) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} - \dot{\psi}\sin\theta \\ \dot{\theta}\cos\varphi + \dot{\psi}\sin\varphi\cos\theta \\ \dot{\theta}\sin\varphi - \dot{\psi}\cos\varphi\cos\theta \end{bmatrix} \equiv \begin{bmatrix} \omega_X \\ \omega_Y \\ \omega_Z \end{bmatrix}$$

Donc les équations de mouvement est :

$$\Gamma_\phi = \dot{w}_X I_X + (I_Z - I_Y)w_Y w_Z + \int Y dm (g \sin\varphi \sin\theta) - \int Z dm (g \cos\varphi \sin\theta) \quad (2.16)$$

$$\Gamma_\theta - \sin\varphi [I_Z \dot{w}_Z + (I_Y - I_X)w_X w_Y] + \cos\varphi [I_Y \dot{w}_Y + (I_X - I_Z)w_X w_Z] - \int X dm (g \cos\theta) - \int Y dm (g \sin\varphi \sin\theta) - \int Z dm (g \cos\varphi \sin\theta)$$

$$\Gamma_\psi = -\sin\theta (I_X \dot{w}_X + (I_Z - I_Y)w_Y w_Z) + \cos\varphi \cos\theta (I_Z \dot{w}_Z + (I_Y - I_X)w_X w_Y) + \sin\varphi \cos\theta (I_Y \dot{w}_Y + (I_X - I_Z)w_X w_Z)$$

IV. L'étude dynamique d'un quadrirotor :

L'objectif de l'étude est de quantifier l'importance des effets dynamiques lors des changements d'inclinaison selon l'axe X de roulis, et en particulier d'analyser le phénomène de couple gyroscopique.

Une simplification souvent effectuée au modèle est de négliger la dynamique électrique, car elle est plus rapide que la dynamique mécanique.

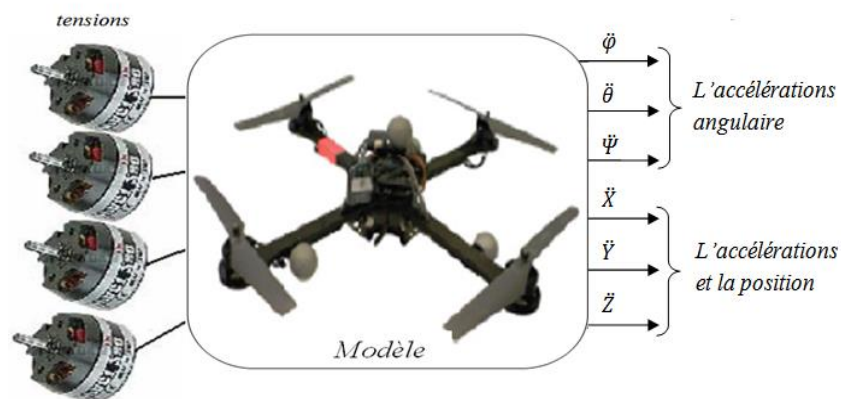


Figure II.5:le modèle de quadrirotor

IV.1. Expressions des forces non conservative :

Trois forces s'équilibrant deux a deux vont s'appliquer a le drone:

Le quadrirotor vole selon une trajectoire horizontale, donc la portance doit équilibrer le poids:

- * la portance des ailes, qui agit verticalement vers le haut et dont le point d'application est le centre de poussée.

- * le poids de le quadrirotor, qui agit verticalement vers le bas et dont le point d'application est le centre de gravité.

- * effet gyroscopique : pour voler à vitesse constante, la traction de l'hélice (ou la poussée du réacteur) doit équilibrer la trainée :

- la force propulsive, qui agit horizontalement vers l'avant.

- la traînée, qui agit horizontalement vers l'arrière.

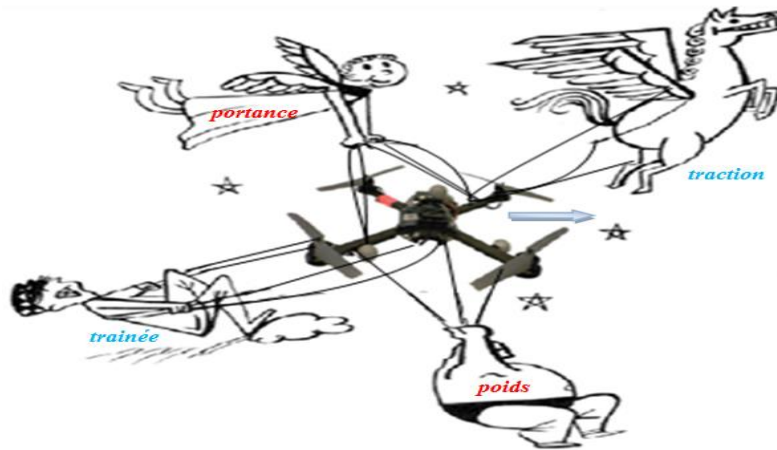


Figure II.6: Les forces agissant sur le quadrirotor

Force de portance : $T = C_T \rho A (\Omega_i)^2$

Moment de gyroscopique : $G_i = \omega * I_r \Omega_i K_h$

Moment de traînée : $D = C_D \rho A (\Omega_i)^2 r^2$

Plusieurs termes de l'équation peuvent être considérés comme étant constants si nous considérons que la vitesse du quadrirotor est faible, que le vol est effectué à basse altitude et que l'hélice est suffisamment rigide. En appliquant ces hypothèses, l'équation peut être simplifiée ainsi [8] :

$$\tau_i = b \Omega_i^2 \quad i = \{\varphi, \theta\}$$

$$\tau_i = \omega * I_r \Omega_i \quad i = \{\varphi, \theta\}$$

$$\tau_i = d \Omega_i^2 \quad i = \{\Psi\}$$

Où **b** et **d** est le coefficient de poussée combinant tous les termes constants et **I_r** le d'inertie du rotor et τ_i est la force de portance et traînée et gyroscopique successivement généré par l'hélice *i*.

IV.2. Pour la portance :

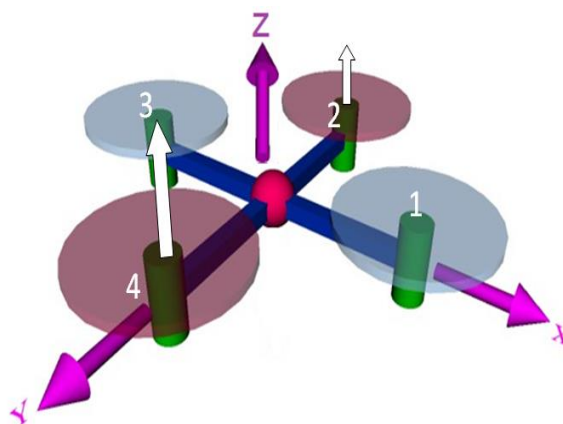


Figure II.7: moment de portance

La force sur l'hélice 2 est : $T_2 = b\Omega^2$

La force sur l'hélice 4 est : $T_4 = b\Omega^2$

La portance crée en direction des axes X et Y

$$\Rightarrow \begin{cases} \tau_\varphi = bl(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ \tau_\theta = bl(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \end{cases} \quad \text{Avec } l \text{ une constant unissant la poussée} \quad (2.17)$$

l : est la distance entre l'hélice et le centre de gravité de quadrirotor.

IV.3. Pour l'effet gyroscopique :

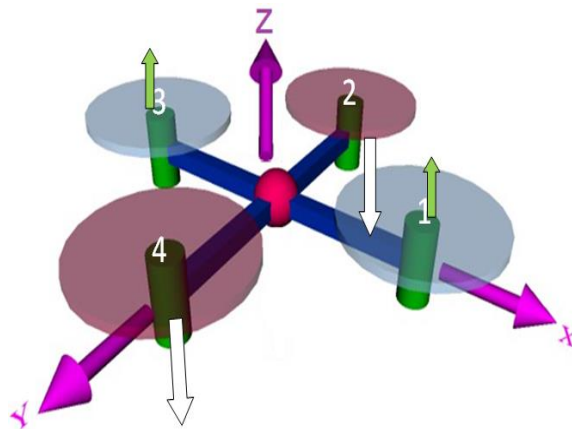


Figure II.8 : effet gyroscopique

$$G_1 = \Omega_1, G_2 = \Omega_2, G_3 = \Omega_3, G_4 = \Omega_4$$

$$\Rightarrow \begin{cases} \tau_\varphi = I_{rotor}\omega_Y(\Omega_3 + \Omega_1 - \Omega_2 - \Omega_4) \\ \tau_\theta = I_{rotor}\omega_X(\Omega_4 + \Omega_2 - \Omega_1 - \Omega_3) \end{cases} \quad (2.18)$$

IV.4. Pour la traînée :

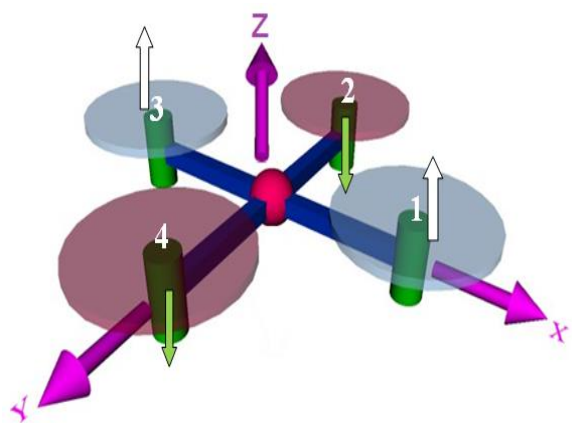


Figure II.9 : moment de traînée

Les moments traînée les hélices: $D_1 = d\Omega_1^2, D_2 = d\Omega_2^2, D_3 = d\Omega_3^2, D_4 = d\Omega_4^2$

$$\text{La traînée des hélices Cree un couple vertical : } \tau_\psi = d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \quad (2.19)$$

Ou d est une constante reliant la traînée et la vitesse de rotation d'un moteur.

Alors par additions des couples, on obtient :

$$\begin{aligned}\tau_\varphi &= bl(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) + I_{rotor}\omega_Y(\Omega_3 + \Omega_1 - \Omega_2 - \Omega_4) \\ \tau_\theta &= bl(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) + I_{rotor}\omega_X(\Omega_4 + \Omega_2 - \Omega_1 - \Omega_3) \\ \tau_\psi &= d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2)\end{aligned}\quad (2.20)$$

Avec une simplification sur l'équation de mouvement :

$$\Gamma_\varphi = \dot{\omega}_X I_X + (I_Z - I_Y)\omega_Y\omega_Z$$

$$\Gamma_\theta = I_Y\dot{\omega}_Y + (I_X - I_Z)\omega_X\omega_Z$$

$$\Gamma_\psi = I_Z\dot{\omega}_Z + (I_Y - I_X)\omega_X\omega_Y$$

Et avec l'égalité entre l'équation (9.4) et (10.1) on utilise l'équation d'accélération :

$$bl(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) + I_{rotor}\omega_Y(\Omega_3 + \Omega_1 - \Omega_2 - \Omega_4) = \dot{\omega}_X I_X + (I_Z - I_Y)\omega_Y\omega_Z$$

$$\Rightarrow \dot{\omega}_X = \frac{bl(\Omega_4^2 - \Omega_2^2)}{I_X} + \omega_Y \frac{I_{rotor}(\Omega_3 + \Omega_1 - \Omega_2 - \Omega_4)}{I_X} + \frac{(I_Y - I_Z)}{I_X} \omega_Y\omega_Z$$

$$bl(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) + I_{rotor}\omega_X(\Omega_4 + \Omega_2 - \Omega_1 - \Omega_3) = I_Y\dot{\omega}_Y + (I_X - I_Z)\omega_X\omega_Z$$

$$\Rightarrow \dot{\omega}_Y = \frac{bl(\Omega_3^2 - \Omega_1^2)}{I_Y} + \omega_X \frac{I_{rotor}(\Omega_4 + \Omega_2 - \Omega_1 - \Omega_3)}{I_Y} + \frac{(I_Z - I_X)}{I_Y} \omega_X\omega_Z$$

$$d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) = I_Z\dot{\omega}_Z + (I_Y - I_X)\omega_X\omega_Y$$

$$\Rightarrow \dot{\omega}_Z = \frac{d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2)}{I_Z} + \frac{(I_X - I_Y)}{I_Z} \omega_X\omega_Y$$

IV.5. l'expression d'accélération angulaire:

$$\begin{aligned}\ddot{\varphi} &= \frac{bl(\Omega_4^2 - \Omega_2^2)}{I_X} + \dot{\theta} \frac{I_{rotor}(\Omega_1 + \Omega_3 - \Omega_2 - \Omega_4)}{I_X} + \frac{(I_Y - I_Z)}{I_X} \dot{\theta}\dot{\psi} \\ \ddot{\theta} &= \frac{bl(\Omega_3^2 - \Omega_1^2)}{I_Y} + \dot{\varphi} \frac{I_{rotor}(\Omega_4 + \Omega_2 - \Omega_1 - \Omega_3)}{I_Y} + \frac{(I_Z - I_X)}{I_Y} \dot{\varphi}\dot{\psi} \\ \ddot{\psi} &= \frac{d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2)}{I_Z} + \frac{(I_X - I_Y)}{I_Z} \dot{\varphi}\dot{\theta}\end{aligned}\quad (2.21)$$

$$\dot{\varphi} = \omega_X \text{ et } \dot{\omega}_X = \ddot{\varphi}$$

$$\text{Avec } \dot{\theta} = \omega_Y \text{ et } \dot{\omega}_Y = \ddot{\theta}$$

$$\dot{\psi} = \omega_Z \text{ et } \dot{\omega}_Z = \ddot{\psi}$$

Le modèle cinématique et dynamique du mouvement de translation est donnée par :

$$m \begin{bmatrix} \ddot{X} \\ \ddot{Y} \\ \ddot{Z} \end{bmatrix} = -mgR_t + \sum_{i=1}^4 T_i R_q R_t$$

$$\Rightarrow \begin{bmatrix} \ddot{X} \\ \ddot{Y} \\ \ddot{Z} \end{bmatrix} = -g \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} + m \sum_{i=1}^4 T_i \begin{bmatrix} \cos\Psi \sin\theta \cos\varphi + \sin\Psi \sin\varphi \\ \sin\Psi \sin\theta \cos\varphi - \cos\Psi \sin\varphi \\ \cos\theta \cos\varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}$$

IV.6. L'équations d'accélération suivant l'axes (X, Y, Z) :

$$\begin{cases} \ddot{X} = \frac{\cos\Psi\sin\theta\cos\varphi + \sin\Psi\sin\varphi}{m} \sum_{i=1}^4 T_i \\ \ddot{Y} = \frac{\sin\Psi\sin\theta\cos\varphi - \cos\Psi\sin\varphi}{m} \sum_{i=1}^4 T_i \\ \ddot{Z} = -g + \frac{\cos\theta\cos\varphi}{m} \sum_{i=1}^4 T_i \end{cases} \quad (2.22)$$

Avec : $U_1 = \sum_{i=1}^4 T_i = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2)$

V. Etude dynamique d'un moteur :

V.1. Les équations d'un moteur DC :

Un moteur DC est tout simplement un actuateur qui convertit l'énergie électrique en une énergie mécanique. Il est formé de deux circuits électromagnétiques interactifs, le premier (appelé le rotor) est libre de tourner autour du second (appelé le stator) qui est fixé à la place.

Dans le rotor, plusieurs groupes d'enroulement de cuivre sont connectés en série et sont accessibles de l'extérieur grâce à un dispositif appelé collecteur.

Dans le stator, deux ou plusieurs aimants permanents imposent un champ magnétique qui affecte le rotor.

Le stator est l'inducteur : son courant est noté « i »

Il faut noter que le courant inducteur = courant d'excitation

Le rotor est l'induit : son courant est noté « I »

(Voir la figure 10)

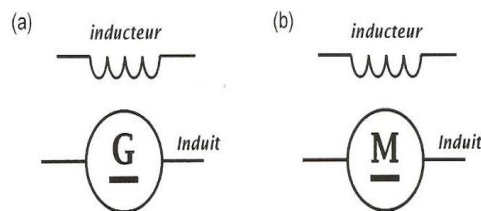


Figure II.10 : symboles électrique

En appliquant un flux de courant continu dans les enroulements, le rotor tourne en raison de la force générée par l'interaction électrique et magnétique. Le moteur à courant continu a un modèle bien connu qui lie la partie électrique à la partie mécanique. Ce modèle est composé d'une résistance $R(\Omega)$, d'une inductance L (h) et d'un générateur E (V). (Voir la Figure (II.11))

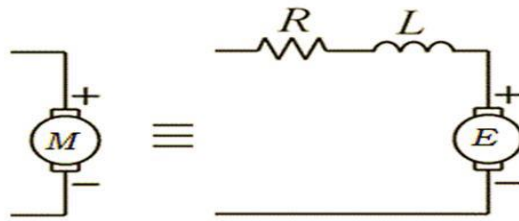


Figure II.11: le modèle du moteur électrique

La résistance représente les pertes par effet Joule dues au passage du courant dans les enroulements du cuivre. Sa valeur dépend de la résistivité des fils, la section et la longueur. L'inductance L dépend de la forme des fils du moteur qui sont enroulés au milieu du rotor. Enfin le générateur E fournit une tension proportionnelle à la vitesse du moteur, cela signifie que lorsque le rotor commence à tourner il va (par présence du champ magnétique produit par le stator) fournir un voltage. Donc, il sera pareil à un générateur. On doit considérer que les pertes du générateur, qui va fournir le courant au moteur, sont négligeables.

Le moteur placé dans le circuit sera:

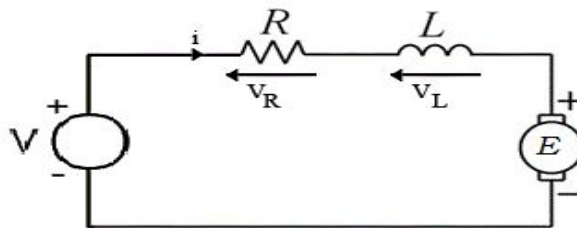


Figure II.12 : le moteur DC place dans le circuit

$$L'\text{équation électrique : } u = Ri + L \frac{di}{dt} + E. \quad (2.23)$$

En prenant la transformée de Laplace de l'équation précédent, on peut former la fonction de transfert de ce système :

$$H(p) = \frac{K}{K^2 + Rf + (Rj + Lf)p + Ljp^2} \quad (2.24)$$

K : gain du moteur en $V.s/rad$

R : résistance interne du moteur en Ω

L : inductance en H

f : frottements

J : inertie du rotor en $g.cm^2$

On déduit que ce système est d'ordre 2, et dans le cas d'un quadrirotor l'inductance d'ordre du milli henry et la résistance d'ordre de la dizaine d'Ohm, donc elle est négligeable et négligé aussi les frottements (devant l'inertie du rotor). Donc on obtient la forme suivant:

$$H(p) = \frac{K}{K^2 + RJp} \quad (2.25)$$

On identifiera facilement le fait que c'est un système d'ordre 1, la constante de temps en effectue un enregistrement sonore de la réponse du moteur à un échelon de tension

$$\tau = RJ = 0.1s ,$$

Et le gain statique $K = 1500 \text{ tr/min/volt}$

$$\Rightarrow 1500/9.55 = 157.08 \text{ rad/s/volt}$$

Alors:

$$H(p) = \frac{K}{1 + \tau p} \equiv \frac{157.08}{1 + 0.1p} \quad (2.26)$$

K : gain du moteur en rad/s/volt

τ : constante de temps du moteur en secondes.

VI. Conclusion :

Dans ce chapitre on a fait l'étude de mouvement de Newton-Euler pour connaître les différents degrés de liberté du quadrirotor et les principales forces et les principaux moments appliqués sur eux, et on a extrait l'accélération à partir de l'étude dynamique de ce drone.

Et finalement l'étude de la dynamique d'un moteur DC pour extrait la forme de l'équation des moteurs de quadrirotor.

Chapitre III
Conception des parties de
drone

I. Introduction :

Cette Partie est une recherche approfondie sur les contrôleurs électroniques, les moteurs utilisés, les capteurs employés dans le projet, le processeur convenable capable de supporter le programme de contrôle et de communication, le module communicant entre le quadrirotor et l'ordinateur et la batterie d'alimentation

II. Principe de fonctionnement

Comme le quadrirotor est un système non linéaire et très instable, son pilotage et sa commande stabilisante nécessitent l'implémentation d'algorithmes qui demandent une grande capacité de calcul dans un temps minimal, une carte électronique à base de microcontrôleur peut assurer cette contrainte.

La carte doit pouvoir traiter ces informations, exécuter ces lois stabilisantes et générer des signaux pour commander les vitesses des moteurs.

Cette carte est destinée à être embarquée sur le quadrirotor, à cet effet, sa taille doit être très réduite, en utilisant des composants miniatures.

On a proposé une carte électronique SHILED qui disponible sur le marché à cause de manque de quelques composants nécessaire pour notre projet ou lieu d'un arduino. Cette carte contenant le processeur central, les capteurs d'orientation, le capteur d'altitude et le module de communication, le processeur secondaire, le circuit d'alimentation à 5v à 3.3v.

La communication entre l'ordinateur et le processeur central du quadrirotor se fait à travers les modules de communication par une connexion série RS-232 entre ces modules d'une part de l'ordinateur et le processeur central d'autre part.

Le processeur principal ou central reçoit les lectures sur l'orientation et l'altitude des capteurs à travers d'une communication I2C, aussi il se communique avec l'autre processeur ou le processeur secondaire à travers de cette protocole de communication.

Enfin le processeur secondaire envoie aux contrôleurs électroniques de vitesse les quatre signaux PWM nécessaires pour contrôler les quatre moteurs qui sert à faire voler et contrôler le quadrirotor. Le schéma bloc de principe de fonctionnement de circuit électronique du contrôle du quadrirotor est donné dans la figure III.1.

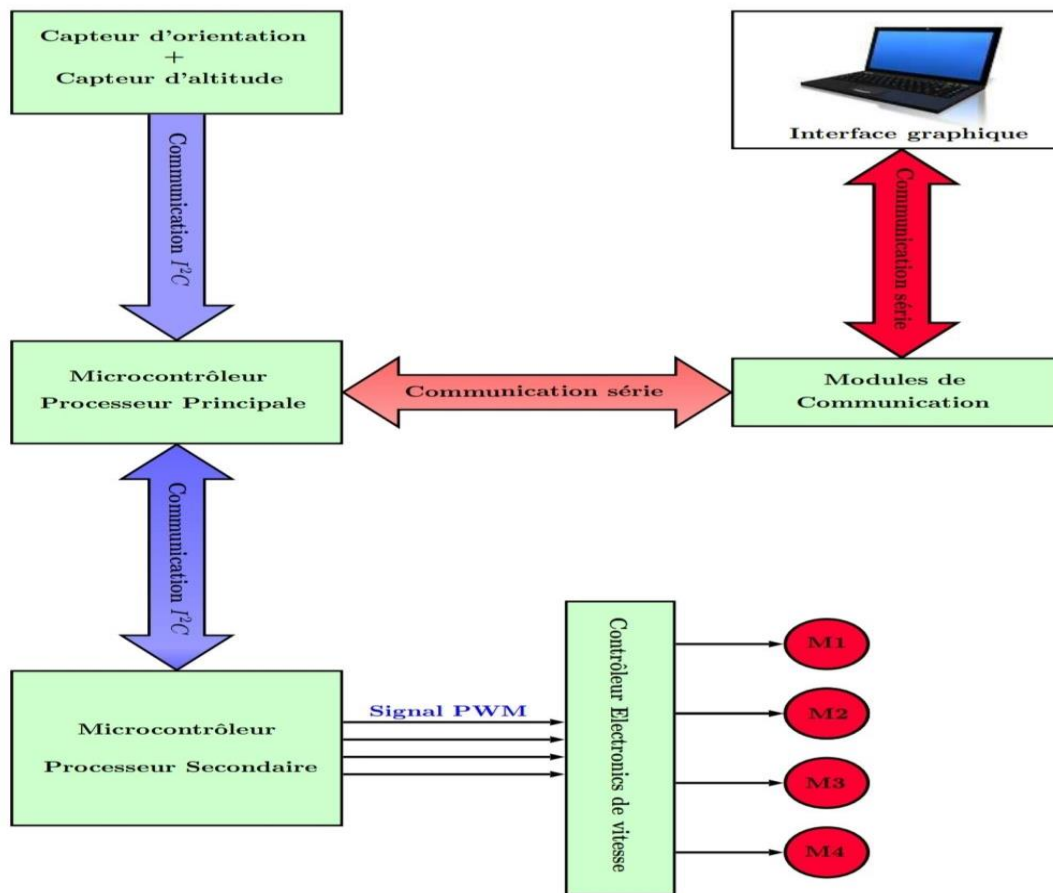


Figure III.1 - Le schéma bloc de principe de fonctionnement

Parlons maintenant en détails de chaque bloc de ce système.

II.1. L'armature

L'armature : Elle sert de support pour tous les composants du véhicule et c'est elle qui lui donne sa forme spécifique, cette armature se doit de satisfaire deux critères importants et contradictoires :

- Leur poids doit être le plus faible possible, pour une consommation minimum d'énergie.
- Leur structure doit être rigide pour pouvoir supporter le poids d'autres composants et les résister aux moments créés par les rotors placés à leurs extrémités.

Sans oublier que le coût ne doit pas être très onéreux. Pour se faire il faut trouver des matériaux qui réalisent un compromis entre ses critères, actuellement le matériau le plus utilisé surtout en aéronautique est la structure en magnésium et fibre de carbone.

II.2. Les processeurs

Le processeur est le centre d'exploitation du drone, il lit les données des différents capteurs, établit la communication avec l'ordinateur, calcule les paramètres de mouvement, évalue la procédure de contrôle des forces produites par les quatre moteurs du drone afin de stabiliser le système en vol.

Après avoir examiné un grand nombre des processeurs, leur vitesse, leurs périphériques, leur dimensionnement et surtout leur espace mémoire capable de supporter le programme de contrôle du drone, sans oublier la disponibilité.

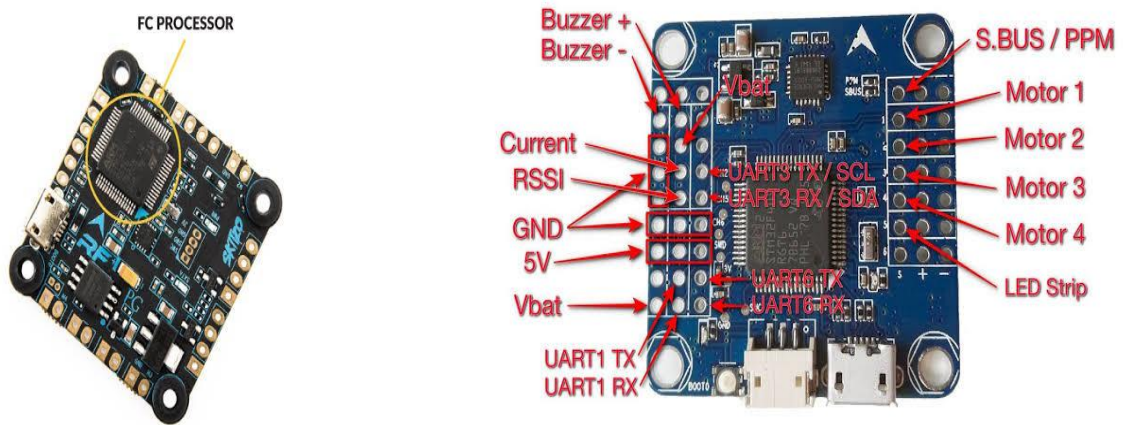


Figure III.2 carte de contrôle quadrirotor SHILED avec microcontrôleur

Le microcontrôleur comporte plusieurs caractéristiques

- Un processeur rapide jusqu'à 48MHz
- Périphérique à interface I2C, mode maître esclave
- Périphérique à interface série, à architecture RS-232
- Une espace mémoire-programme suffisant.
- Petit dimension
- C'est un microcontrôleur bon marché, disponible, programmé par un simple programmeur.

Il a une architecture de 8-bits, facile à traiter et consomme peu d'énergie.

II.3. Les capteurs d'orientation et d'altitude

Les capteurs constituent l'une des parties importante pour la stabilité et l'autonomie d'un véhicule, car ils fournissent de manière autonome à un utilisateur (pilote d'avion par exemple), ou un opérateur (système de pilotage autonome) des informations de localisation d'un drone, c'est-à-dire sa position, sa vitesse et son attitude.

Les capteurs d'un drone aérien peuvent être divisés en trois catégories :

» **Les capteurs proprioceptifs** : ils fournissent des informations sur l'état actuel interne du drone, c'est-à-dire sur son état à un instant donné. Ces capteurs mesurent la position, la vitesse ou encore l'accélération de l'engin par rapport à un état de référence.

» **Les capteurs extéroceptifs** : ils fournissent des informations sur l'environnement dans lequel se déplace le drone.

» **Les capteurs exproprioceptifs** : combinaison de proprioceptif et extéroceptif.

La conception des capteurs et les actionneurs plus performants assurent la perfection et l'autonomie pour les drones. Ces plateformes constituent aujourd'hui des systèmes qui permettent la transmission de l'information en temps réel.

En général, les drones s'intéressent aux grandeurs suivantes :

- Position (coordonnées géographiques et altitude).
- Vitesse linéaire (selon les trois axes orthogonaux).
- Vitesse angulaire (vitesse de rotation autour des trois axes orthogonaux).
- Position angulaire ou attitude (roulis, tangage et lacet).

II.4. Accéléromètre

Un accéléromètre est un dispositif électromécanique qui permettra de mesurer les forces d'accélération.

Ces forces peuvent être statiques, comme la constante de force de gravité, où ils peuvent être dynamique causés par le déplacement ou la vibration de l'accéléromètre. Quel est l'intérêt d'un accéléromètre ? En mesurant la quantité d'une accélération statique due à la gravité, vous pouvez trouver l'angle de l'inclinaison du dispositif par rapport à la terre. En plus, en détectant la quantité et le sens de l'accélération dynamique, vous pouvez analyser la façon dont le dispositif se déplace.

Comment mesurer le tangage et le roulis ?

Mesure du tangage *teta*.

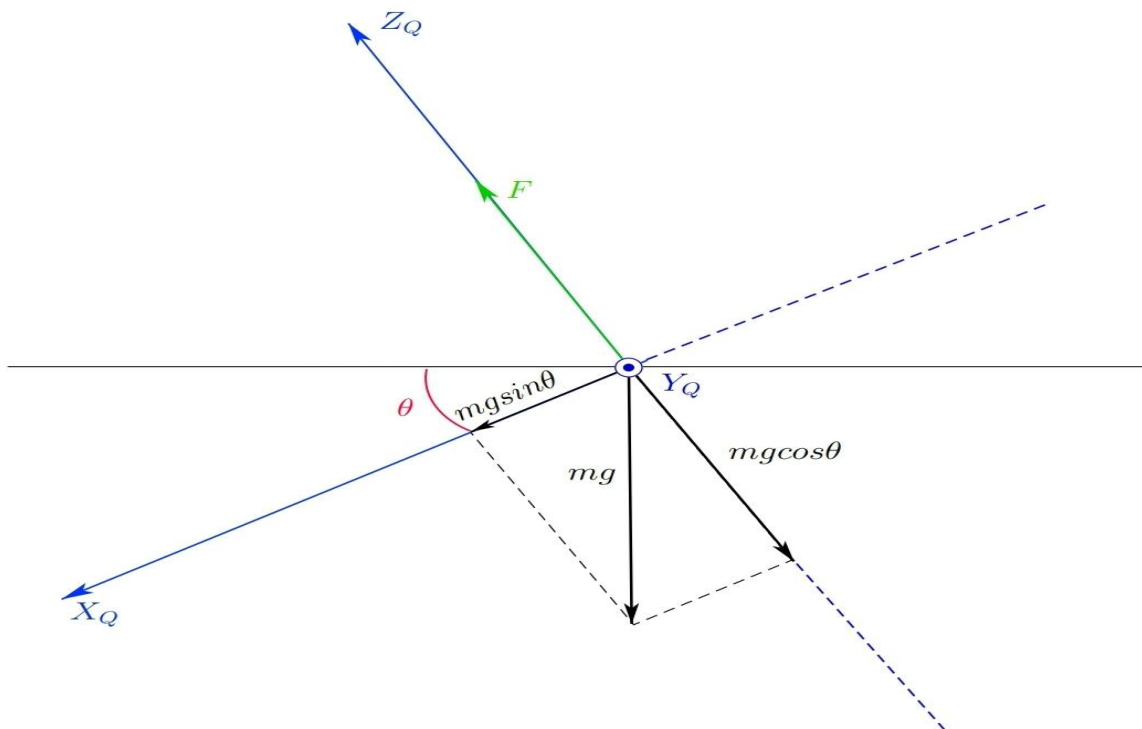


Figure III.3 - Rotation d'un angle *teta* autour de l'axe *Y*

Le tangage est l'angle de rotation autour de l'axe y. La somme des forces suivant x_Q est :

$$\begin{aligned} f_x &= mg \sin\theta & [N] \\ f_x &= mg \sin\theta & [N] \end{aligned} \quad (3.1)$$

En appliquant la deuxième loi de Newton, l'accélération suivant x est :

$$\begin{aligned} ax &= g \sin\theta & [m/s^2] \\ az &= g \sin\theta & [m/s^2] \end{aligned} \quad (3.2)$$

Donc :

Mesure de roulis ϕ

$$\theta = \arctan\left(\frac{ax}{az}\right) \quad [^\circ] \quad (3.3)$$

$$\phi = \arctan\left(\frac{ay}{az}\right) \quad [^\circ] \quad (3.4)$$

II.5. Gyroscopie:

Un gyroscope est un dispositif utilisé principalement pour la navigation et la mesure (ϕ, θ, α) figure III.6

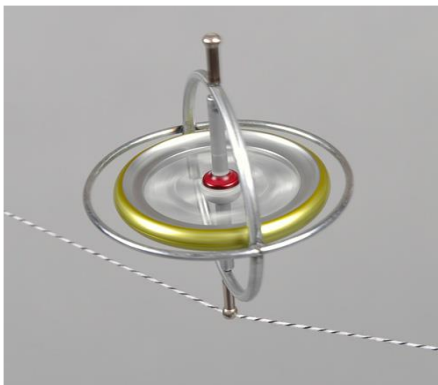


Figure III.4 : Un Gyroscope classique

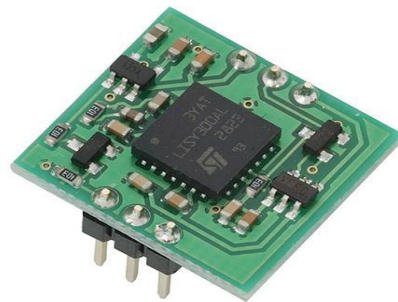


Figure III.5 : Un Gyroscope électronique

La mesure des angles se fait par intégration de sortie du gyroscope. Et comme la sortie se représente par des échantillons de vitesse angulaire, les angles seront :

$$\text{Angle}(k) = \text{Angle}(k-1) + \text{vitesse angulaire}(k) \times dt$$

Tel que dt est le temps séparant les deux échantillons à l'instant (k) et $(k-1)$.

Les gyroscopes sont des dispositifs bien fiables à des courtes périodes ou lorsqu'ils sont utilisés pour fournir la vitesse angulaire, mais ils introduisent des erreurs lorsque leur sortie est intégrée dû à l'absence de référence stable permettant de supprimer ces erreurs.

Les gyroscopes à 3-axes sont mis en oeuvre avec un accéléromètre à 3 axes pour fournir un système de suivi de mouvement à 6 degrés de liberté (6 ddl), plus précis et plus fiable que lorsqu'on utilise l'accéléromètre tout seul.

L'utilisation de ce système (accéléromètre à 3 axes + Gyroscope à 3 axes), nous fournit une bonne reconnaissance des angles de roulis et de tangage, mais non pas un lacet stable car

le calcul de lacet à partir du Gyroscopie va tomber éventuellement dans une erreur cumulée, et il se perdra avec le temps. Pour cela il faut se recourir à l'emploi d'un magnétomètre.

II.6. Magnétomètre :

Un magnétomètre, appelé aussi compas magnétique, est un instrument scientifique qui mesure les champs magnétiques, la force du champ, son orientation et sa direction.

Il existe un large éventail d'utilisations pour les magnétomètres, avec plusieurs styles de base qui peuvent être utilisés, selon les circonstances.

Dans l'aviation on utilise le magnétomètre pour la détection de position absolue autour de l'axe Z, ou en d'autres mots « le lacet », et cela par la mesure du champ magnétique terrestre :

$$\varphi = \arctan\left(\frac{Y_{mag}}{Z_{mag}}\right) \quad [^\circ] \quad (3.5)$$

Tel que : X_{mag} et Y_{mag} sont la valeur du champ magnétique terrestre mesuré suivant les axes X et Y successivement. Ces trois capteurs sont parfois assemblés sous le nom de « centrale inertielle », alors qu'est-ce qu'une centrale inertielle ?

II.7. La centrale inertielle :

La centrale inertielle est un capteur qui peut être installé au bord de n'importe quel corps mobile (véhicules terrestres, navires, sous-marins, avions, missiles, véhicules spatiaux . . .) pour obtenir des informations de mouvements de ce corps.

C'est, plus précisément, une puce électronique qui contient un sous-système, composé essentiellement d'un accéléromètre triaxial et d'un gyroscope triaxial, qui fournissent les paramètres de mouvement sur six degrés de liberté, dont il est possible de calculer en temps réel l'accélération, la vitesse, la position et ainsi l'orientation du corps portant cette puce. elle sera désignée sous le nom «Système de navigation inertielle ». Sinon, on l'appelle « Unité de mesure inertielle », Unit) figure III.7.

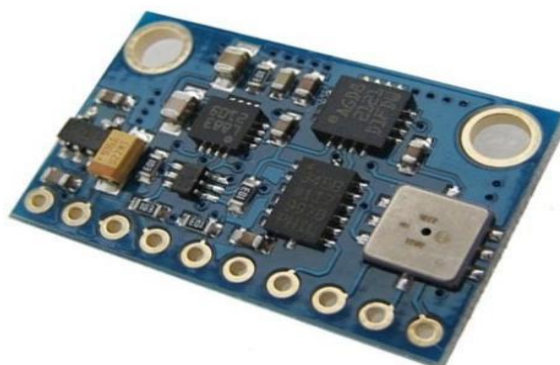


Figure III.6 – Centrale inertielle

Un magnétomètre peut être aussi ajouté au bord de la centrale inertielle pour aider à la détermination de l'orientation en utilisant le champ magnétique environnant comme une

référence. Parfois d'autres périphériques sont ajoutés sur la puce de l'IMU pour faire certaines mesures qui peuvent être utilisés par l'opérateur selon l'application.

L'unité de mesure inertielle utilisée dans notre projet comporte :

- Un accéléromètre «ADXL345 ».
- Un Gyroscope « L3G4200D ».
- Un Magnétomètre «HMC5883L ».
- Un Baromètre «BMP085 ».

II.8. Les moteurs :

Comme le projet est un véhicule volant, on a besoin d'un moteur miniature de petite masse, possédant une très haute vitesse, et un couple efficace pour supporter le poids du drone, pour cela nous avons recours au « moteur sans balais » (Brushless DC motor, BLDC)

Figure III.8



Figure III.7 – Brushless DC motor, BLDC

Les moteurs BLDC sont en fait un type de moteur synchrone à aimants permanents. Leur nom vient de fait qu'ils sont alimentés en principe par une source à courant continu, et ne contient aucun collecteur tournant alors pas de balais, voir diagramme simplifié d'un moteur BLDC figure III.9.

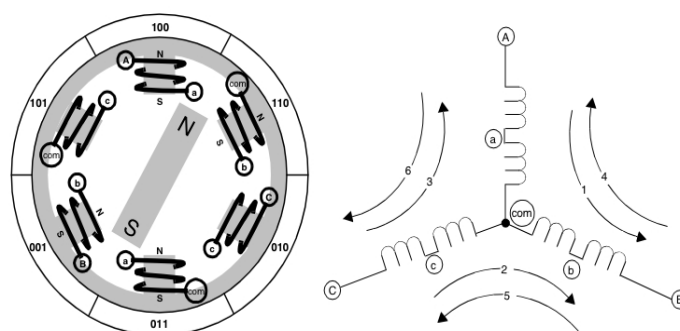


Figure III.8 – Diagramme simplifié d'un moteur BLDC

Mais, en général, ils sont commandés par l'intermédiaire d'un inverseur intégré produisant un signal électrique à courant alternatif pour entraîner le moteur.

Ils sont disponibles en plusieurs tailles et puissances, aussi en configuration triphasé ou biphasé selon l'application.

La raison de leur choix est parce qu'ils présentent de nombreux avantages par rapport aux moteurs classiques à courant continu :

- Longue durée de fonctionnement.
- Réponse dynamique élevée.
- Efficacité élevée.
- Caractéristique vitesse en fonction du couple plus favorable.
- Fonctionnement sans parasites.
- Peut arriver à des hautes vitesses.
- Un rapport couple-masse élevée.

II.9. Les hélices :

Étant donné que les quadrirotors sont commandés par différence de vitesses de rotation des rotors, il est important que l'on puisse varier rapidement la vitesse de rotation des moteurs. Pour cela il convient d'utiliser des pales très légères et des rapports de réduction relativement grands. En plus de leur légèreté les pales doivent être assez grandes pour que leur poussé et leur puissance soient suffisante, en plus les rotors juxtaposés doivent tourner dans des sens opposés donc il faut choisir des pales d'angles d'attaque différents.

Le choix des paramètres des pales optimales (angle d'attaque, longueur) nécessite une étude basée sur des concepts de l'aérodynamique et sur les performances désirées.

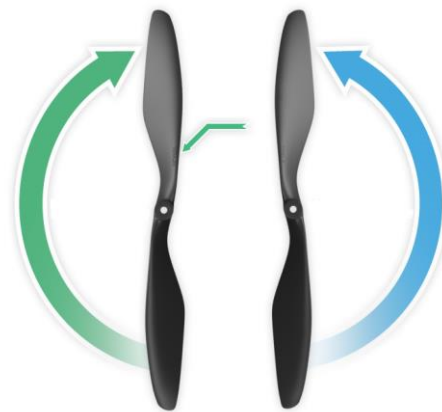


Figure III.9 – Les hélices

II.10 Contrôleur électronique de vitesse :

Un contrôleur électronique de vitesse ou ESC (Electronic speed controller) est un circuit électronique, fonctionnant comme un système de commande du moteur BLDC, dont le but principal est de faire varier la vitesse du moteur, en envoyant aux différentes phases du moteur une séquence des signaux de rotation. Il y a plusieurs types de contrôleur de vitesse, variant selon la puissance du moteur à entraîner et son nombre de phases, mais ils sont généralement caractérisés par le courant qu'ils peuvent supporter.

On trouve des contrôleurs supportant des courants allant de 3A jusqu'à quelques centaines des ampères.

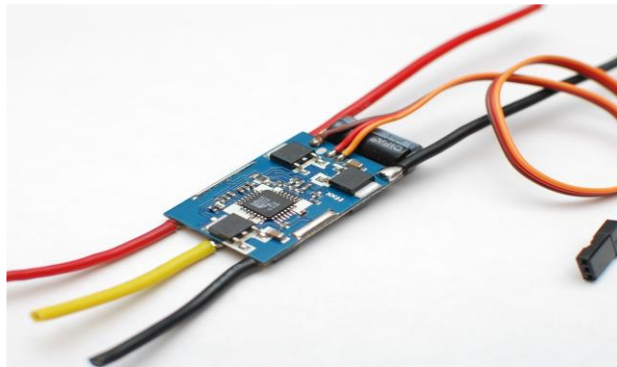


Figure III.10 – Controleur électronique de vitesse

L'ESC possède une entrée de commande de vitesse, qui à partir de cette entrée détermine la fréquence de signal à la sortie entraînant le moteur, et par suite fait varier la vitesse du dernier.

Connexion de l'ESC avec le moteur

L'ESC est alimenté par une batterie de voltage variant selon le type et l'application, qui seront déterminés principalement par rapport à la puissance du moteur, et fait sortir trois Phases comme le montre la figure III.12.

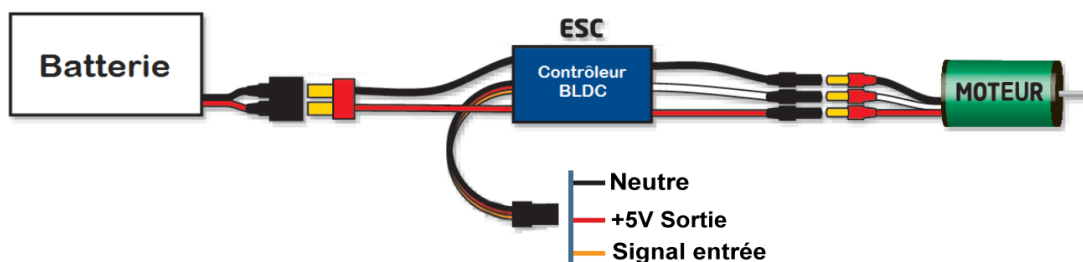


Figure III.11 – Connexion de ESC

On remarque aussi, 3 fils de différents couleurs :

- Un fil de signal d'entrée, d'où on peut contrôler la vitesse.
- Un fil neutre.
- Un fil de +5V comme sortie, utilisé parfois pour alimenter des circuits externes.

Nous sommes seulement, pour maintenant, intéressés au fil concernant le signal d'entrée.

II.11. Communication – XBEE :

Il est nécessaire d'avoir une communication sans-fil entre le drone et la station (un simple PC) où on a utilisé une interface nous permettant de commandée le quadriroror.

Les modules XBee figure III.13 sont des circuits de communication sans-fil utilisant les protocoles 802.15.4 et ZigBee permettant de réaliser différents montages, d'une liaison série.

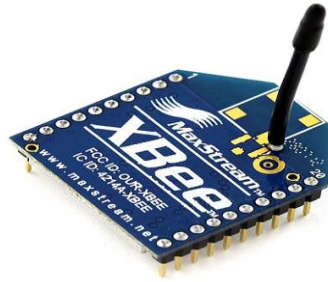


Figure III.13 – module de communication Xbee

II.12. Interfaçage 3.3v-5v :

Les microcontrôleurs fonctionnent normalement à 5v, tandis que la centrale inertielle et le module Xbee utilisés travaillent sur 3,3v.

Alors comment faire l'interfaçage I2C et série entre ces dispositifs et le microcontrôleur lorsque chacun possède une tension d'alimentation différente ?

La solution la plus simple est de faire fonctionner le microcontrôleur à 3.3v, mais cela fait diminuer de façon significative la fréquence maximale opérant du microcontrôleur.

Il faut alors utiliser un décaleur de niveau de tension, pour comprendre les uns des autres, et empêcher d'endommager les dispositifs travaillant à 3.3v par les 5v des autres.

Le schéma du principe est montré dans la figure III.15 :

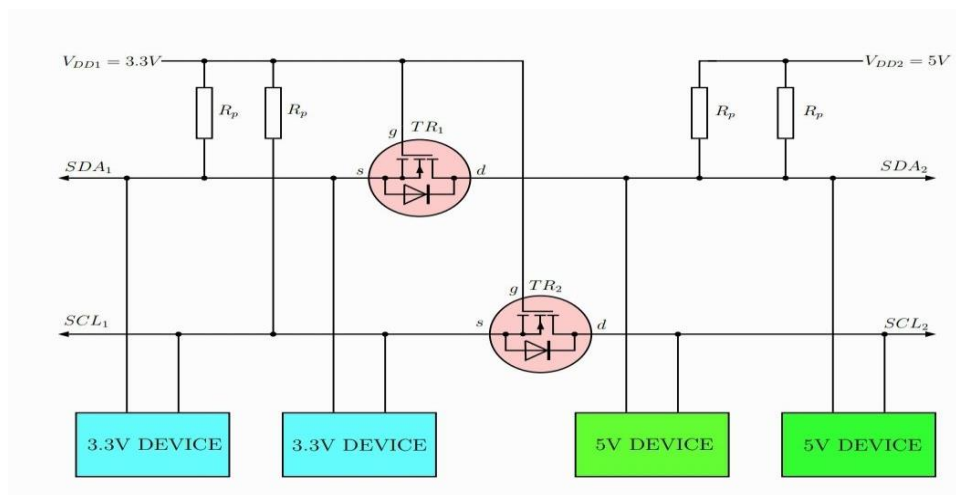


Figure III.13 – Interfaçage 3.3V-5V

Le transistor est un BS170 de type MOSFET, et les résistances R_p peuvent avoir une valeur de 1k à 10k.

II.13. Système d'alimentation :

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

Les batteries du type Lithium-ion polymère (Li-Po) figure III.15, possède cette spécification et sont en général très utiliser dans le domaine des aéronefs télécommandés. Ce type de batterie est très sensible, surtout lors de la chute de tension. Elle doit être chargée par un type spécial de chargeur accompagné avec la batterie, et selon les fabricateurs.



Figure III.14 - Le batterie du type Lithium-ion polymère (Li-Po)

III. Définition Arduino :

La Arduino est un circuit imprimé en matériel libre (dont les plans de la carte elle-même sont publiés en licence libre mais dont certains composants sur la carte, comme le microcontrôleur par exemple, ne sont pas en licence libre) sur lequel se trouve un microcontrôleur qui peut être programmé pour analyser et produire des signaux électriques, de manière à effectuer des tâches très diverses comme la domotique (le contrôle des appareils domestiques – éclairage, chauffage...), le pilotage d'un robot, etc.

Le drone réalisé est à base d'une carte Arduino UNO (Figure III.16). Cette carte est choisie pour sa disponibilité, son prix qui très faible (par rapport à ces équivalents), sa vitesse de calcule et de traitement assez suffisante et aussi pour le nombre d'entrée et sortie qui permet relier les liaisons de modules nécessaires. Le traitement de fusion de données des différents capteurs est traité par un programme développé en langage C de programmation du processeur ATMEGA intégré sur ARDUINO.

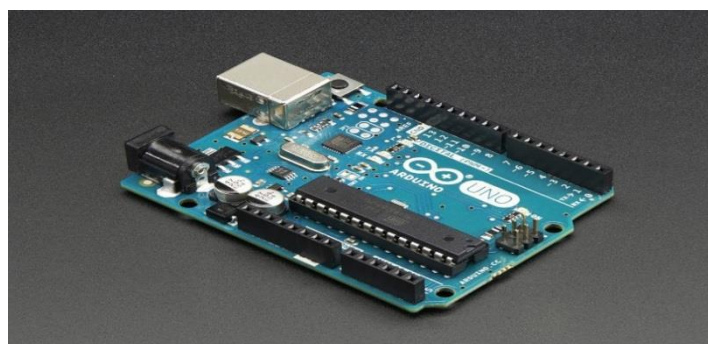


Figure III.15 - L'Arduino UNO

III.1. L'interface :

A l'ouverture, l'interface du logiciel Arduino se présente de la façon suivante

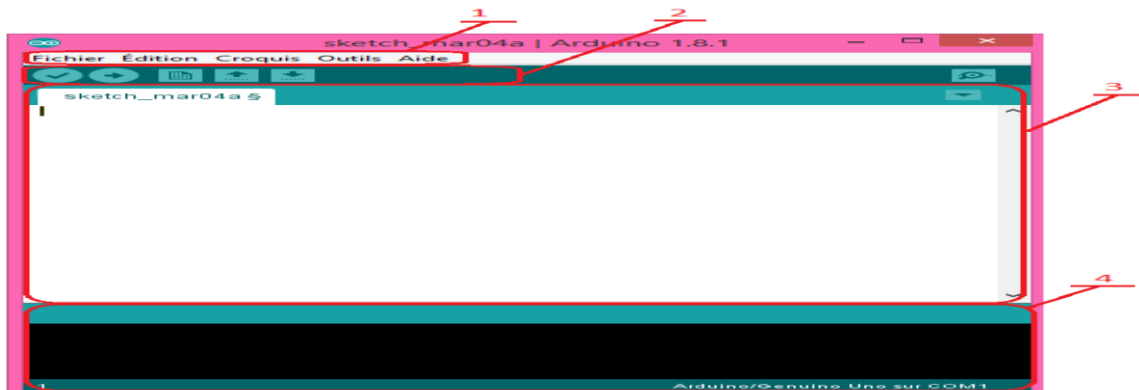


Figure III.16 : L'interface du logiciel Arduino.

- 1 : options de configuration du logiciel.
- 2 : boutons pour la programmation des cartes.
- 3 : programme à créer.
- 4 : débogueur (affichage des erreurs de programmation) .

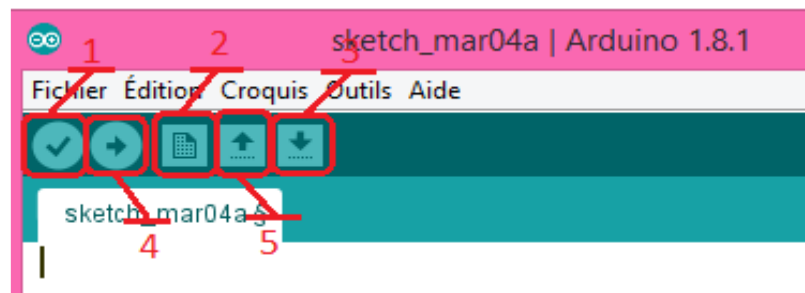


Figure III.17 : Les boutons.

- 1 : permet de vérifier le programme, il actionne un module qui cherche les erreurs dans le programme.
- 2 : Créer un nouveau fichier.
- 3 : Sauvegarder le programme en cours.
- 4 : Charger un programme existant.
- 5 : Compiler et envoyer le programme vers la carte.

III.2. Les fenêtres de commande ARDUINO :

III.2.1. La première étape :

Pour programmer l'arduino on va ouvrir le sketch (**arduino IDE**) et après écrire le programme qui fait la commande (voir la figure 3.3).

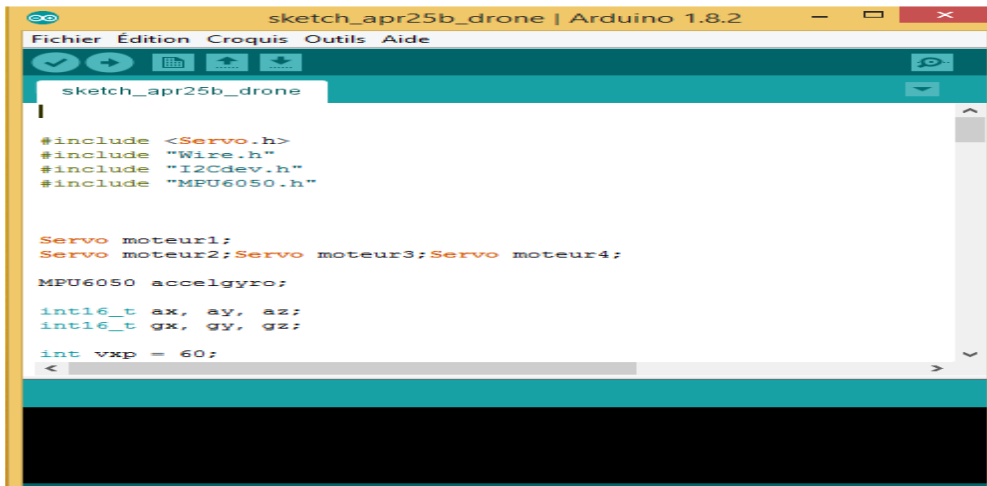


Figure III.18 : la fenêtre pour écrire le programme

III.2.2. La deuxième étape :

Vérifier le programme et corrigé les erreurs (voir la figure III.4)

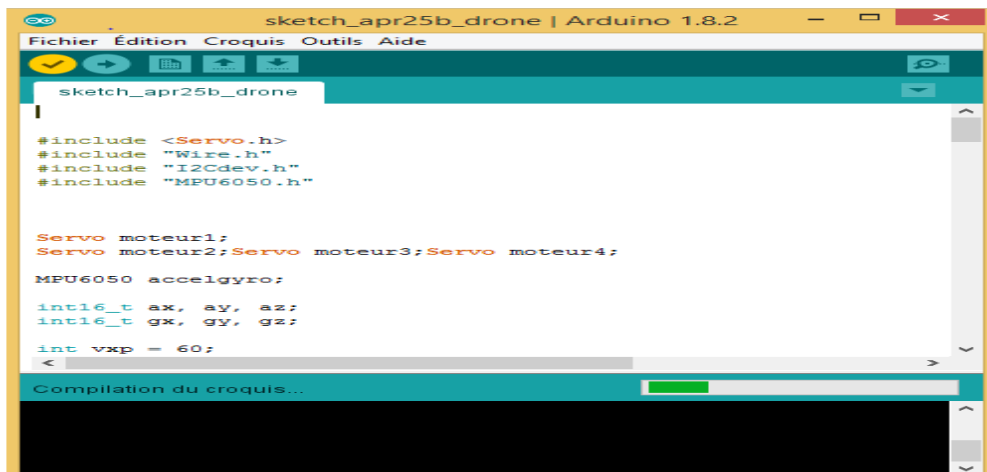


Figure III.19 : boutons pour la vérification le programme

III.2.3. La troisième étape :

Charger (téléverser) le programme dans L'ARDUINO (voir la figure III.21)

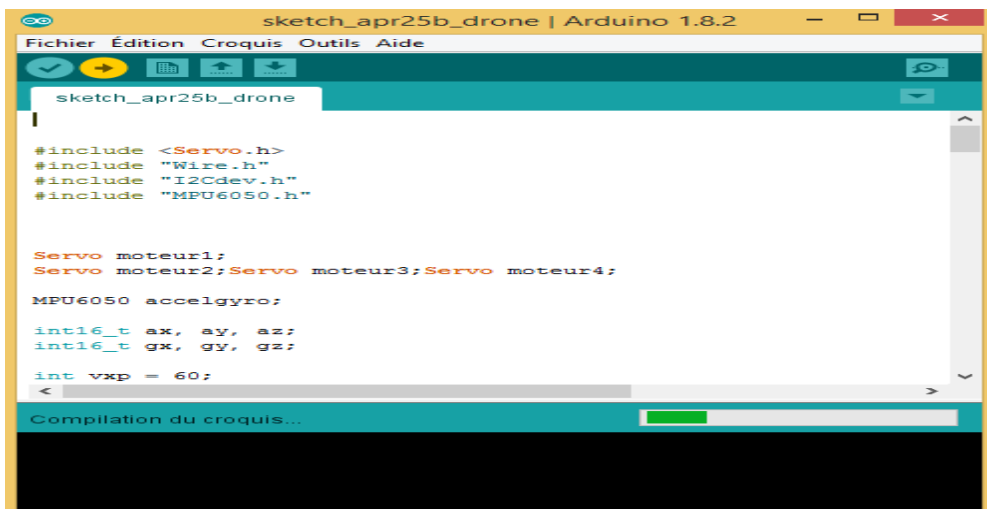


Figure III.20 : bouton pour télé verser le programme

III.3. Intérêt d'investir dans une carte Arduino :

Les cartes Arduino donnent vraiment un potentiel de création quasi infini pourvu de disposer du matériel approprié (et oui, c'est comme tout, qui n'a rien ne fait rien). Il est possible de fabriquer des robots, de gérer des caméras, de commander des moteurs,

III.4. Fonctionnement/utilisation :

L'utilisation des cartes arduino est très simple : connectez la carte à l'ordinateur (via le câble USB, en général), lancez « Arduino IDE » (c'est le logiciel qui permet de programmer la carte), mettez en place vos composants et reliez-les à la carte (on verra comment plus tard), puis codez votre programme. Enfin, chargez-le sur la carte grâce au bouton téléverser. Votre programme s'exécutera ensuite en boucle.

IV. Un joystick :

Est un périphérique informatique constitué d'un manche posé sur un socle. Des boutons-presseurs sont également accessibles sur le manche ou le socle. L'utilisateur peut agir sur le périphérique soit en bougeant le manche dans une direction, soit en pressant les boutons.

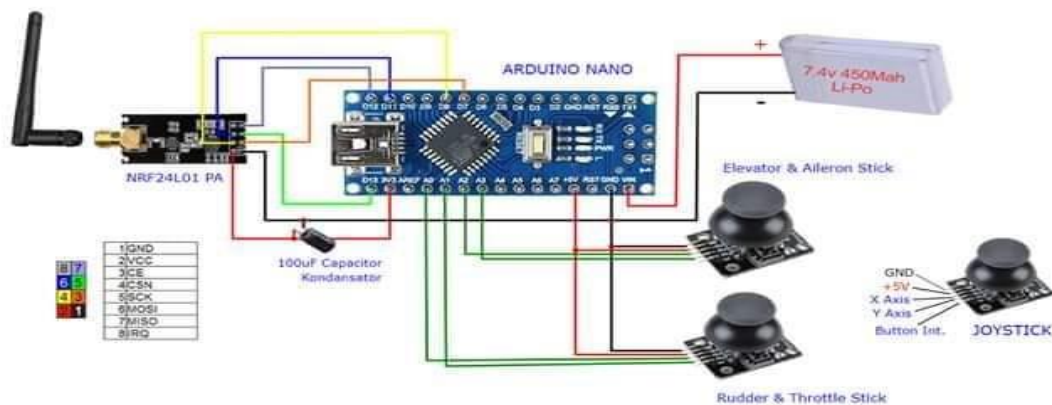


Figure III.21 : joystick

V. Radiocommande :

La radiocommande est un instrument permettant un modèle réduit à distance, elle est généralement équipée de deux leviers permettant le contrôle de la puissance des moteurs et de la direction et on trouve plusieurs types FM, PPM, PWM....



Figure III.22 : photographie de radiocommande RC

VI. Conclusion :

Dans ce chapitre on a présenté les composants nécessaires pour la réalisation du quadrirotor puis on a proposé une carte de commande SHILED et on a essayé de réaliser cette carte, mais le manque du matériel nous n'a permis de réaliser la carte.

Mais après avoir l'utilisation de chaque composant du quadrirotor on a tombé dans un problème c'est le savoir exactement l'orientation du quadrirotor sur les 3 axes.

Chapitre IV
Simulation et commande d'un
quadrirotor

I. Introduction :

Le but de ce chapitre est de présenter quelques techniques de base adaptées à la commande des systèmes non linéaires.

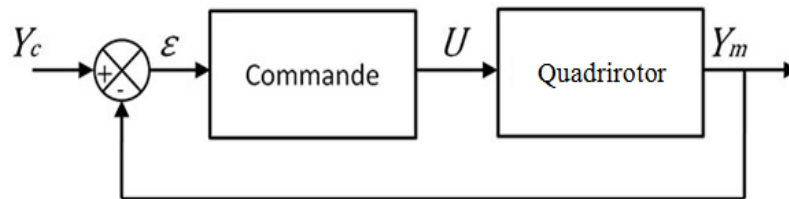


Figure IV.1 : boucle de commande simplifiée d'un quadrirotor

II. Le Modèle simulink d'un Quadrirotor :

A partir l'expression des accélérations angulaire on établit un modèle sous : Matlab/simulink pour réaliser la simulation suivant :

Modélisation de la poussé et la trainée +l'effet gyroscopique + l'effet d'inertie

```
clc; clear;
close all;
%% les parametres constants de quadrirotor
Ix = 7.5*10^(-3); % le moment d'inertie selon l'axe X
Iy = 7.5*10^(-3); % le moment d'inertie selon l'axe Y
Iz = 1.3*10^(-2); % le moment d'inertie selon l'axe Z
Ir = 6*10^(-5); % le moment d'inertie autour du moteur en
Kg.m2
d = 7.5*10^(-7); % coefficient de trainée (kg.m.rad-2)
b = 3.13*10^(-5); % coefficient de poussée (kg.m.rad-2)
l = 0.23; % demi-envirgure du quadrirotor (en m)
m = 0.65; % la masse de quadrirotor en Kg
g = 9.81; % l'accélération de gravité
%% les parametres de PID:
%% PID1:(phi;l'angle de roulis)
kpr=0.7;
kir=0.7;
kdr=0.7;
%% PID2:(teta;l'angle de tangage)
kpt=0.7;
kit=0.7;
kdt=0.7;
%% PID3:(psi;l'angle de lacet)
kpl=0.7;
kil=0.7;
kdl=0.7;
%% PID4:(Z;la puissance)
kpz=0.7;
kiz=0.7;
kdz=0.7;
```

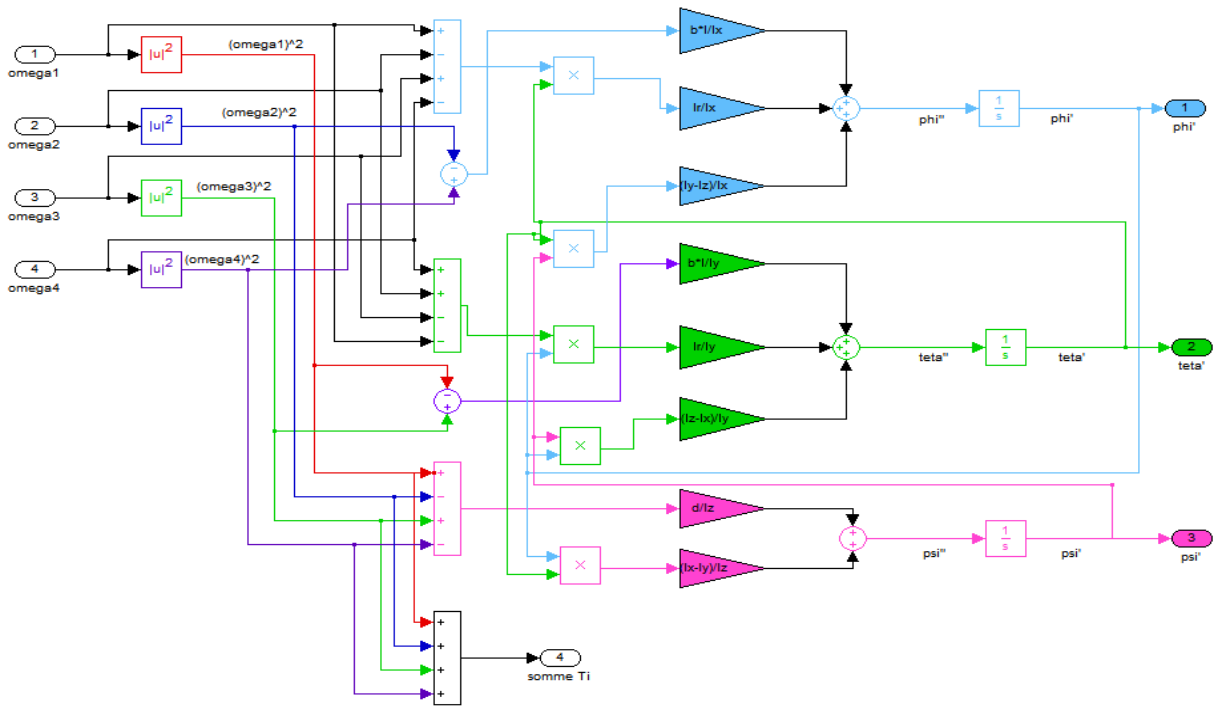


Figure IV.2 : simulation complet de modélisation des accélérations angulaire

Et a partir l'expression des accélérations suivant les axes (X, Y) et la position (Z) on réaliser la simulation de déplacement suivant:

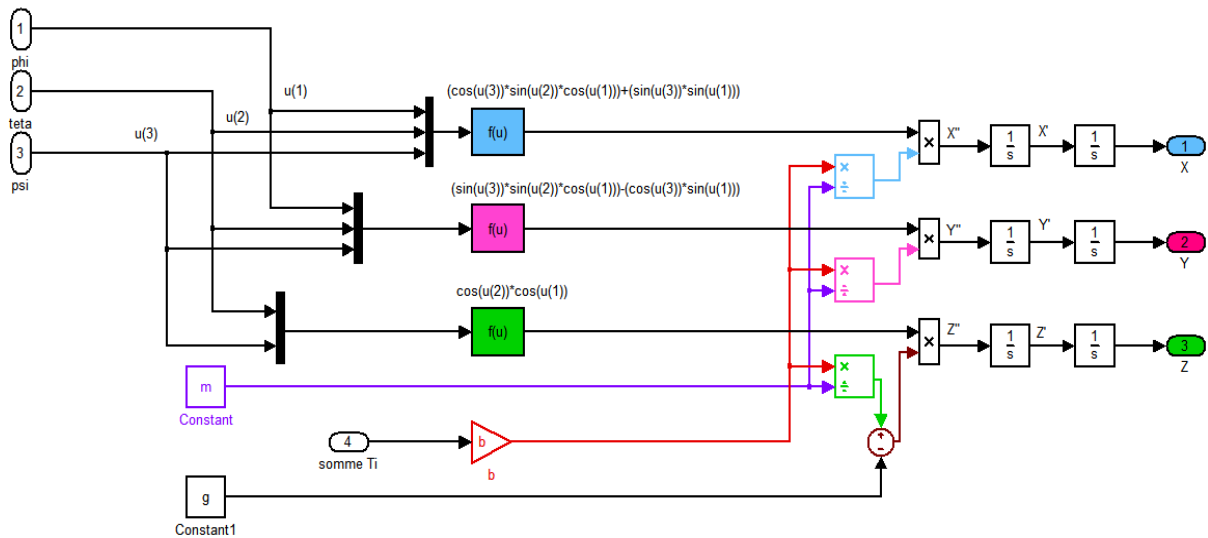


Figure IV.3:simulation de déplacement

Et en boucle ouvert la relation mathématique entre les accélérations angulaire et les déplacements après l'utilisation des équations des moteurs est comme la simulation suivant :

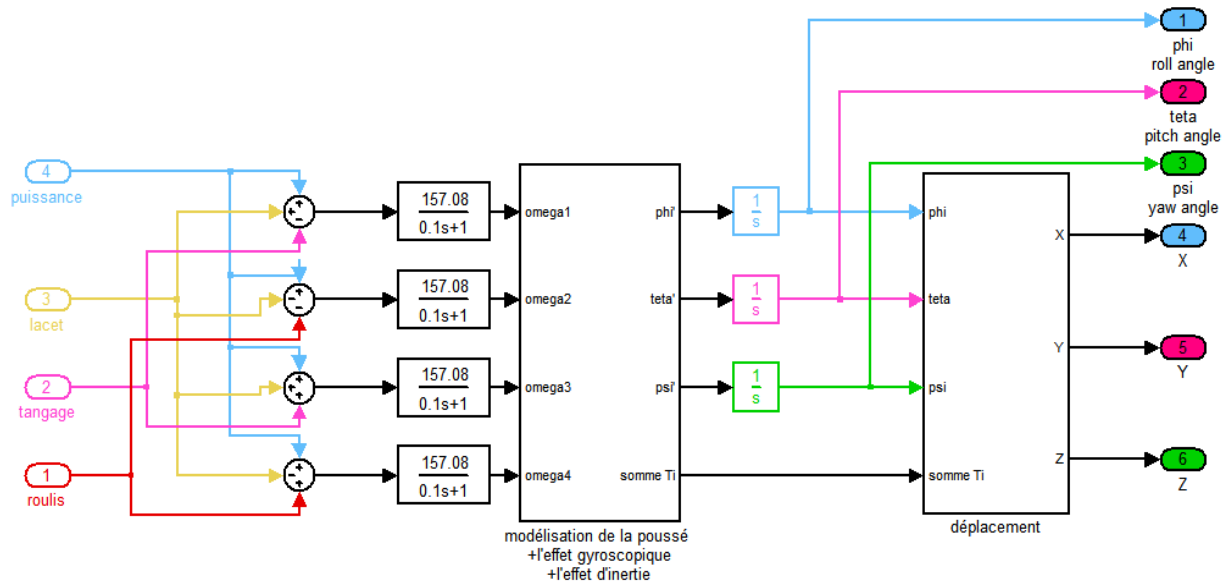


Figure IV.4:le modèle d'un quadrirotor

Dans cette simulation, les constantes de quadrirotor dynamique ont été choisies égales aux coefficients d'un quadrirotor typique réel comme Tableau (IV.1).

les conditions initiales de Tableau (IV.2) pour utiliser les angles dans deux cas est la même pour toutes les commandes :

Constante de quadrirotor	
I_x	7.5*10⁻³
I_y	7.5*10⁻³
I_z	1.3*10⁻²
I_r	6.0*10⁻⁶
d	7.5*10⁻⁷
b	3.3*10⁻⁵
l	0.23
m	0.65
g	9.81

Tableau IV.1: les paramètres constants de quadrirotor

Etat angle	Etat 1	Etat 2	Step bloc
phi	0.4	-0.1	1, 0, 0 0.01s
teta	0.5	0.3	1, 0, 0 0.01s
psi	0.6	-0.2	1, 0, 0 0.01s
z	0.8	0.6	1, 5, 5 0.01s

Tableau IV.1 : les conditions initiales pour les angles et step bloc

III. La stabilité de quadrirotor :

La stabilité, c'est la capacité d'un drone de retourner à un état d'équilibre de vol donne lorsqu'il en a été écarté, sans que le pilote n'ait à intervenir.

Quand il s'agit de mouvements autour de l'axe de tangage, on parle de stabilité ou de maniabilité longitudinale.

Quand il s'agit de mouvement autour de l'axe de roulis, on parle de stabilité ou de maniabilité latérale.

Quand il s'agit de mouvements autour de l'axe de lacet, on parle de stabilité ou maniabilité de route.

Un système asservi est un système dit suiveur, c'est la consigne qui varie et dans le cas d'un régulateur, la consigne est fixée et le système doit compenser l'effet des perturbations. On applique des régulateurs linéaires pour stabiliser le quadrirotor et entre ces régulateurs nous choisirons le contrôleur **PID, LQR, ...**

III. 1 La stabilité de quadrirotor avec le PID :

Le régulateur Proportionnel-Intégral-Dérivé (PID), est un contrôleur de système en boucle fermée. Il essaye de corriger l'erreur calculée entre une variable mesurée à la sortie du contrôleur et une consigne donnée en entrée, en calculant une action adaptée sensée ajuster la sortie du procédé. Ce régulateur est encore très utilisé dans l'industrie.

Pour un système de régulation, les spécifications restent souvent vagues en raison surtout de la grande diversité de problèmes de régulation. Les critères qualitatifs à imposer dépendent d'abord de la nature du processus à régler.

Les performances d'une régulation peuvent se définir à partir de l'allure du signal de mesure suite à un échelon de consigne.

Notons toutefois que les critères de performances classiques peuvent se résumer comme suit :

- **Stabilité** : Cette condition est impérative mais avec un certain degré de stabilité (marge de sécurité). En général on impose une marge de gain de 2 à 2.5.
- **Précision** : L'exploitant demande à ce que le système possède une bonne précision en régime permanent d'où une nécessité de mettre un régulateur PI ou d'afficher un gain important dans le cas d'un régulateur P.
- **Rapidité** : On demande en pratique que le système soit capable rapidement de compenser les perturbations et de bien suivre la consigne.
- **Dépassement** : En général on recommande un système de régulation dont le régime transitoire soit bien amorti et dont le dépassement ne dépasse pas 5 à 10% la valeur nominale.

La commande $U(t)$ est donnée par le régulateur PID, dans sa forme Classique, elle est décrite par :

$$U(T) = k_p[\varepsilon(t) + \frac{1}{T} \int_0^t \varepsilon(\tau) d\tau + T_d \frac{d\varepsilon(t)}{dt} \quad (3.1)$$

Dans un régulateur PID, il existe plusieurs façons d'associer les paramètres P, I et D, en effet, le correcteur PID peut avoir une structure parallèle comme le schéma suivant VI .13 :

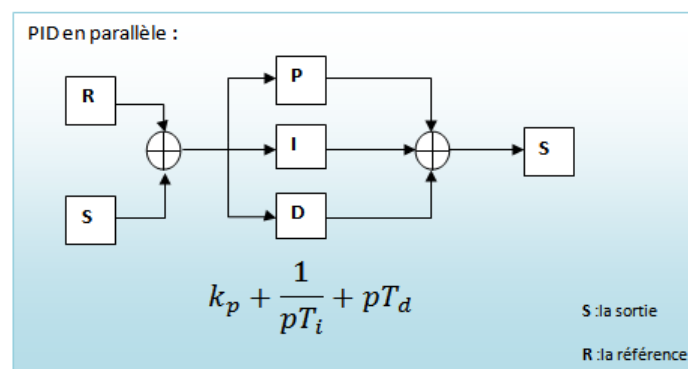


Figure IV.5: schéma et fonction de transfert de la régulateur PID

Et le schéma suivant illustre le modèle de quadrirotor régulé avec la régulateur PID par une boucle fermée. Dans ce cas l'association procédée et instruments constitue un système asservi :

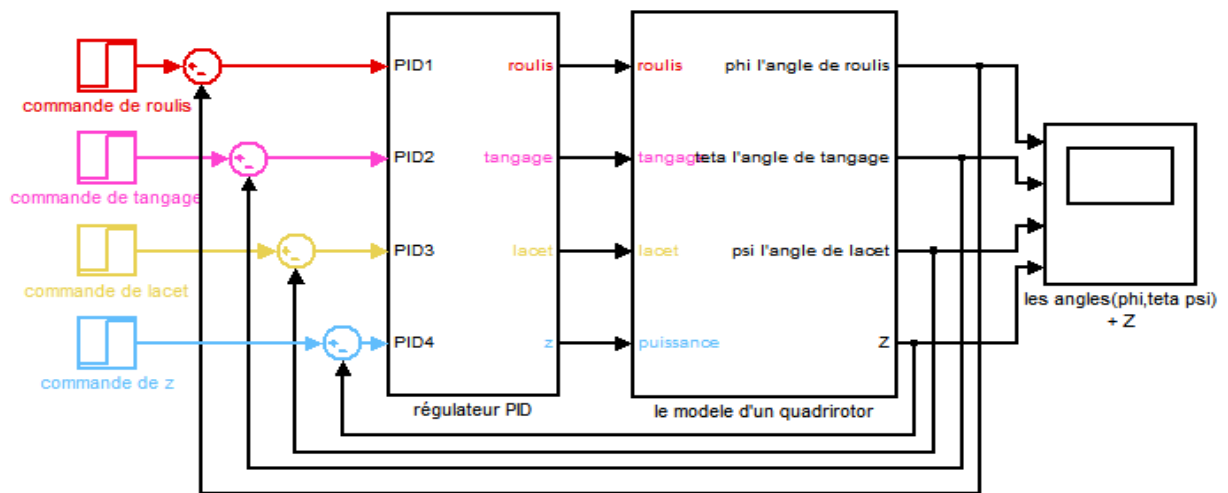


Figure IV.6: schéma simulink du régulateur PID

La figure (IV.7) présenter l'intérieur de la régulateur PID

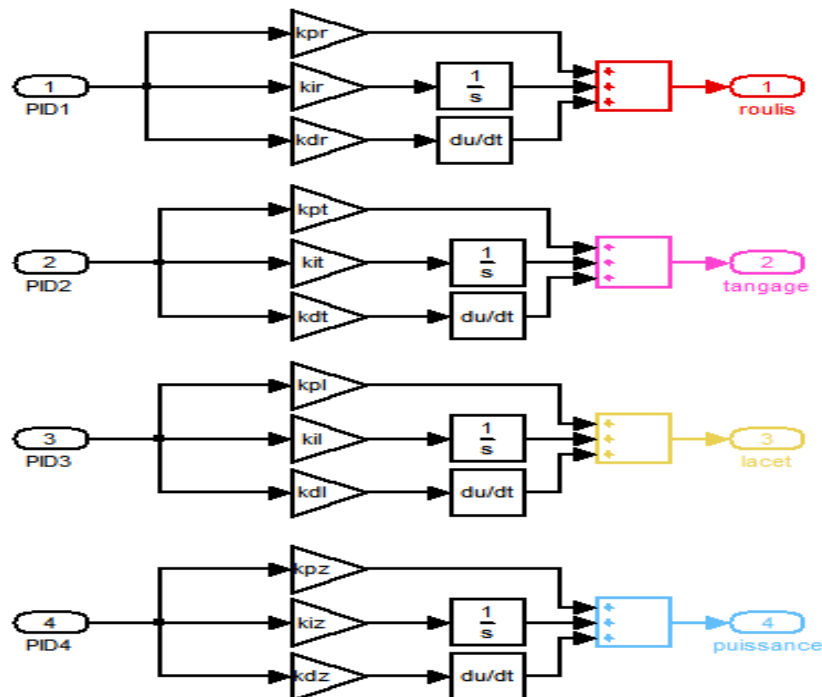


Figure IV.7: le bloc PID

Avec les paramètres suivant :

Angle \ PID	roulis	tangage	lacet	puissance
kp	0.7	0.7	0.7	0.7
ki	0.7	0.7	0.7	0.7
kd	0.7	0.7	0.7	0.7

Tableau IV.2: les paramètres de régulateur PID

III.2. Les résultats de la commande par PID :

Les Figures suivantes montres les résultats de la simulation du contrôleur PID

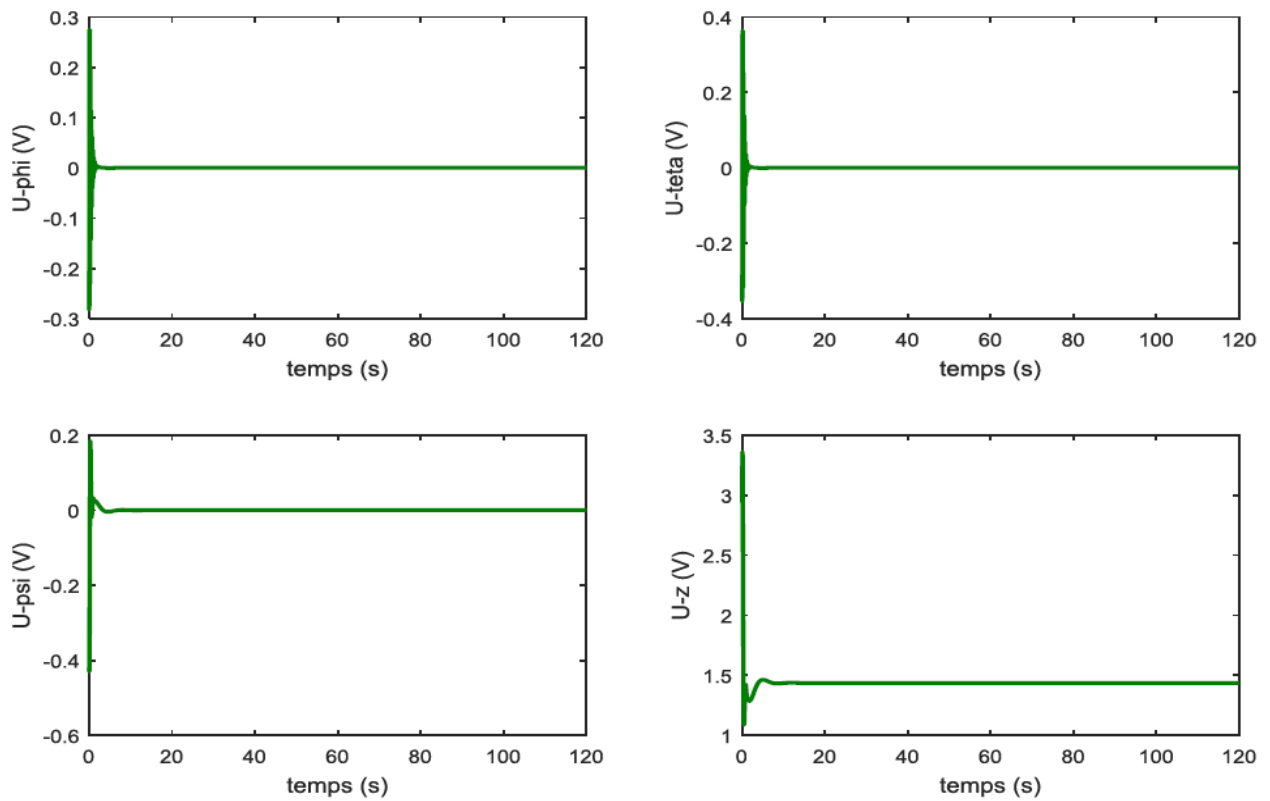


Figure IV.8: la sortie de la commande par PID (état 1)

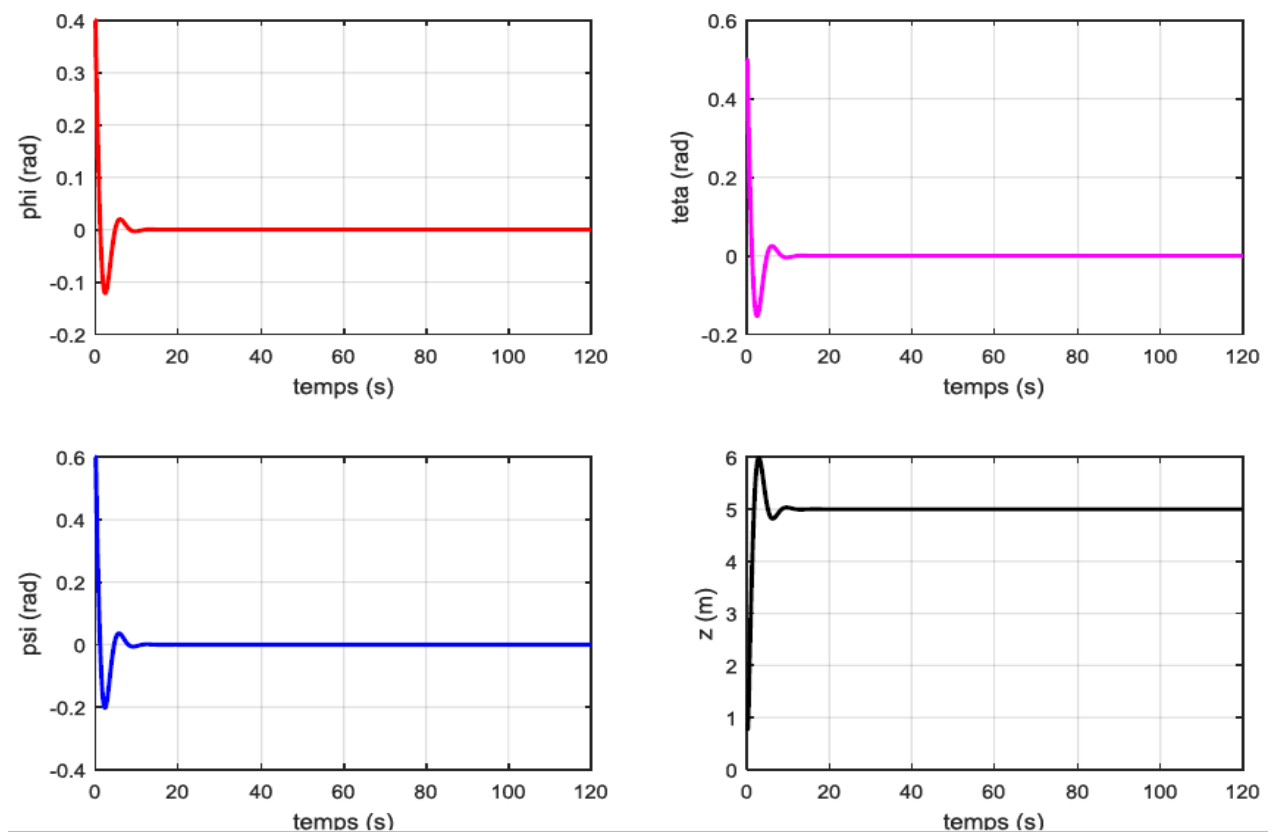


Figure IV.9: résultat de la commande par PID (état 1)

Et les résultats selon les angles (phi,teta,psi et la puissance Z) :

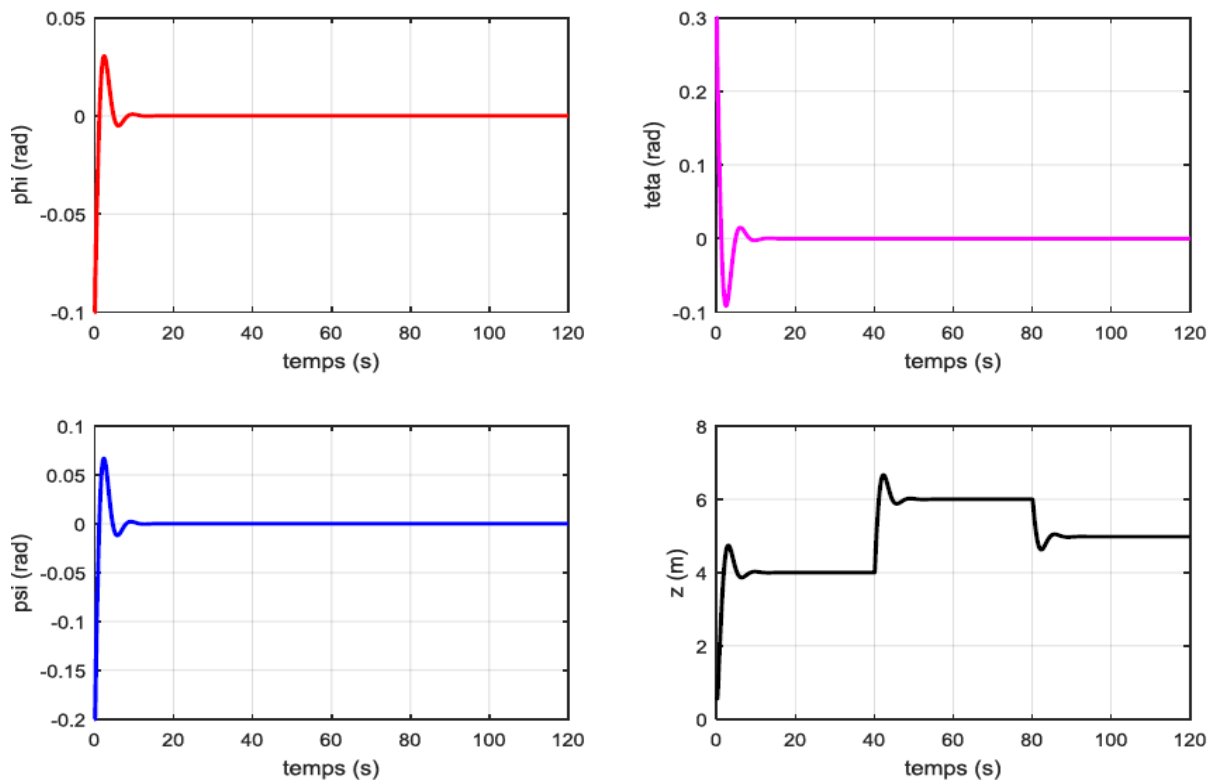


Figure IV.10: les résultats de la commande par PID (état 2)

III.3. interprétation :

Le système constitué du procédé et de la boucle de régulation est dit stable, puisqu' il a une variation de consigne, la mesure retrouve un état stable.

Est le système est stable, par ce que le temps écoulé pour retrouver la stabilité constitue le régime transitoire. (On voit que la stabilisation sur les trois angles est assez rapide)

Remarque :

Les figures (III.8, III.9, III.10) présentent les erreurs du suivi de l'angle de roulis, l'angle de tangage, l'angle de lacet (θ, ϕ, ψ) et le déplacement Z par rapport aux trajectoires désirées $\theta_d, \phi_d, \psi_d, Z_d$ générés par la commande de position du quadrirotor, Nous pouvons constater ainsi qu'il y a un bon suivi du trajectoire pour l'ensemble de mission malgré une certaine erreur observée entre $t=5$ s et $t=20$ s.

Le dépassement maximal est de l'ordre de 0.5 ce qui représente 20% de la valeur désirée. Ces résultats sont considérés acceptables et de ce fait nous pouvons constater que la régulation par PID a donnée des résultats satisfaisants pour la stabilisation de système.

PID1 (phi; l'angle de roulis)	PID2 (teta; l'angle de tangage)	PID3 (psi; l'angle de lacet)	PID4 (Z; la puissance)
kpr=0.5	kpt=0.5	kpl=0.4	kpz=0.5
kir=0.3	kit=0.2	kil=0.25	kiz=0.25
kdr=0.45	kdt=0.3	kdl=0.35	kdz=0.75

Tableau IV.4: Paramétrés des PIDs utilisés

IV.2. Les résultats de la commande par PID :

Les Figures suivantes montres les résultats de la simulation en utilisant un contrôleur PID

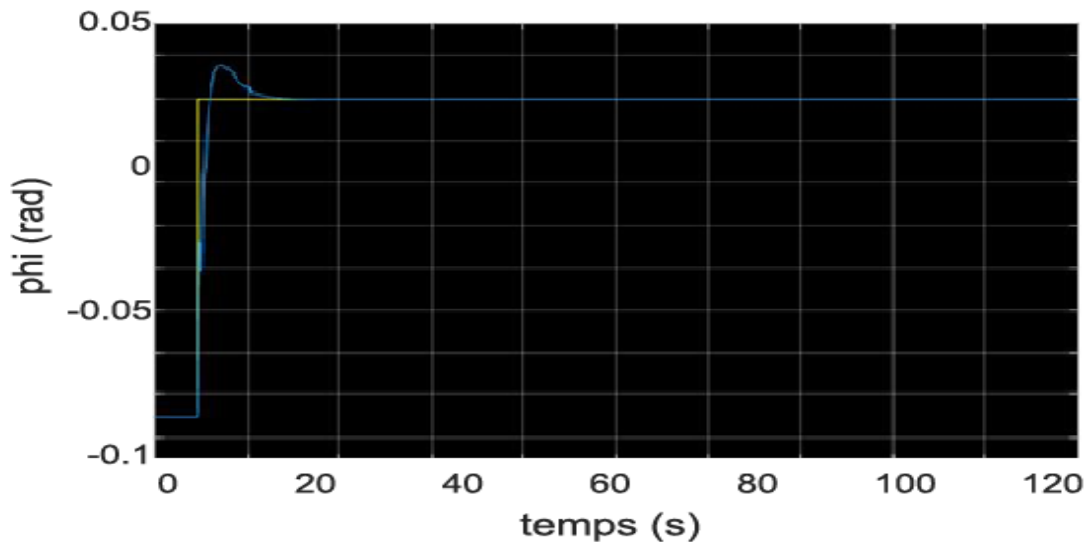


Figure IV.15: l'angle de roulis (phi)

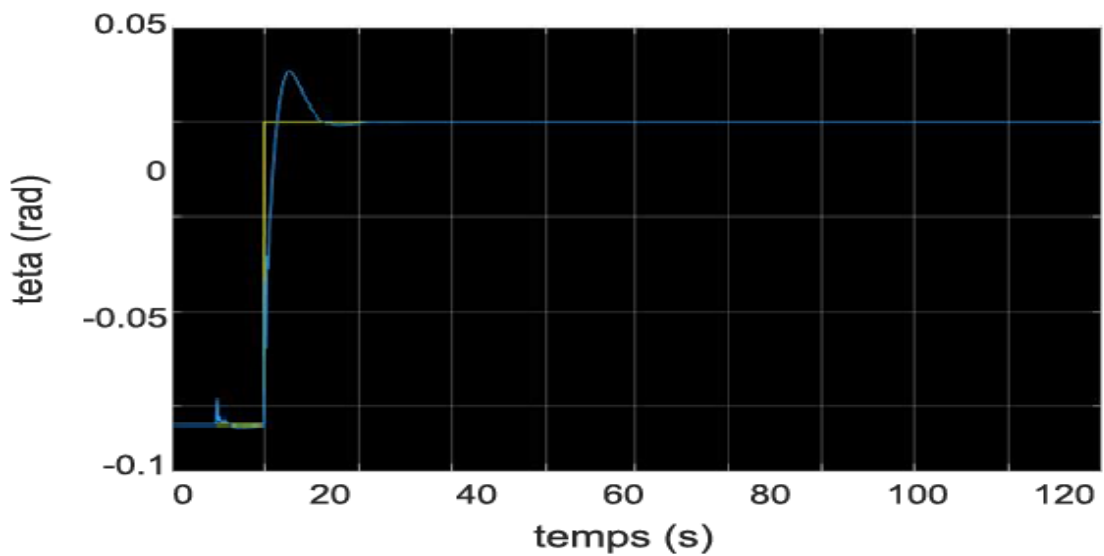


Figure IV.16: l'angle de tangage (teta)

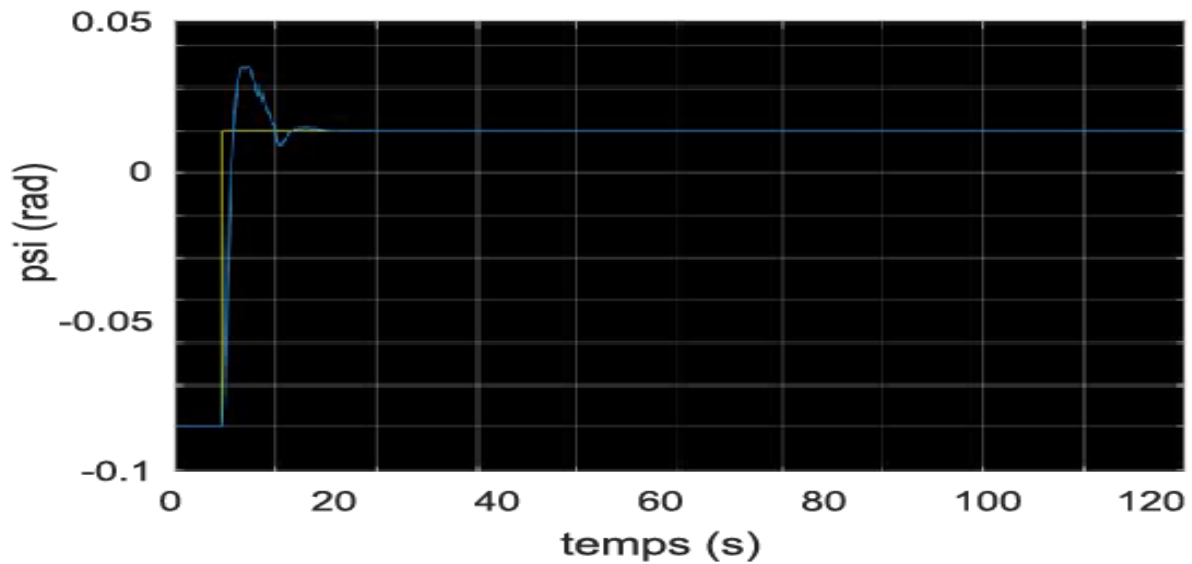


Figure IV.17: l'angle de lacet (psi)

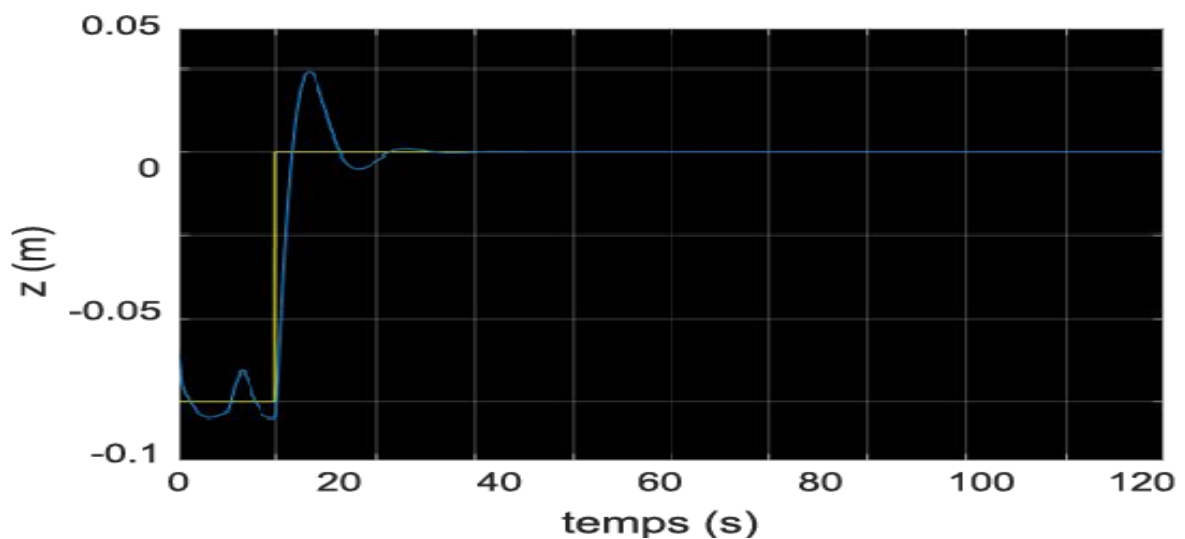


Figure IV.18: la puissance (Z)

Interprétation :

Les figures (III.8, III.9, III.10 et III.11) présentent les erreurs du suivi de l'angle de roulis, l'angle de tangage, l'angle de lacet (θ, ϕ, ψ) et le déplacement Z par rapport aux trajectoires désirées $\theta_d, \phi_d, \psi_d, Z_d$ générés par la commande de position du quadricoptère. Nous pouvons constater ainsi qu'il y a un bon suivi de la trajectoire pour l'ensemble de la mission malgré une certaine erreur observée entre $t=5$ s et $t=20$ s.

Le dépassement maximal est de l'ordre de 0.5 ce qui représente 20% de la valeur désirée. Ces résultats sont considérés acceptables et de ce fait nous pouvons constater que la régulation par PID a donné des résultats satisfaisants pour la stabilisation du système.

V. La commande linéaire quadratique LQR:

V.1. Présentation du filtre LQR :

Pour contrôler u linéairement grâce à x , on veut pouvoir implémenter une formule de la forme : $u = -Kx$

Ce K est appelé Linear Quadratic Regulator, ou LQR. Le but est donc de trouver K . Si on travaille en temps fini, K varie avec le temps. On observe tout de même que K est constant sur une grande portion : il ne varie qu'au début de l'asservissement, par exemple lors du décollage d'un hélicoptère, On sépare donc le problème en deux :

- 1- trouver le K de la partie constante, qui servira pour la plus grande partie du temps d'asservissement.
- 2- trouver tous les K correspondant à tous les ∂t de la partie critique, mais cela nécessite des calculs lourds, car il faut effectuer des calculs en récurrence inversée. C'est pour cela que dans les cas d'asservissements non critiques, on choisit souvent de les ignorer.

On ne présentera dans ce document que la recherche du K en temps infini.

$$\mathfrak{J} = \int_0^{+\infty} (x^T x + \lambda u^T u) dt = \int_0^{+\infty} x^T (\mathfrak{Q} + \lambda K^T K) x dt = \int_0^{+\infty} x^T Q x dt \quad (3.2)$$

Comme précédemment, on cherche alors une matrice P telle que :

$$\frac{d}{dt} (x^T(t) P(x(t))) = -x^T(t) Q x(t)$$

Si cette matrice existe, on a encore :

$$\mathfrak{J} = x^T(0) P x(0)$$

Pour trouver P on résout : $\Delta^T P + P \Delta = -Q$ avec $Q = \mathfrak{Q} + \lambda K^T K$

L'équation (11.1) montre le modèle dynamique d'un drone dans la représentation de l'espace d'état:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax(t) + Bu(t) \\ y = Cx(t) \end{cases} \quad (3.3)$$

Avec :

X : vecteur d'état (ensemble de variables d'état) de dimension (n)

U : vecteur des entrées de dimension (r)

Y : vecteur des sorties de dimension (m)

A : matrice d'état de dimension ($n \times n$)

B : matrice d'entrée dimension ($n \times r$)

C : matrice de sortie dimension ($m \times n$)

Dans ce cas la stabilité de quadrirotor sur les trois angles (ϕ , θ , ψ) et l'altitude (Z) à partir les quatre équations suivant :

$$\begin{aligned}
\ddot{\varphi} &= \frac{l b (\Omega_4^2 - \Omega_2^2)}{I_X} + \dot{\theta} \frac{I_{rotor} (\Omega_1 + \Omega_3 - \Omega_2 - \Omega_4)}{I_X} + \frac{(I_Y - I_Z)}{I_X} \dot{\theta} \dot{\Psi} \\
\ddot{\theta} &= \frac{l b (\Omega_3^2 - \Omega_1^2)}{I_Y} + \dot{\varphi} \frac{I_{rotor} (\Omega_4 + \Omega_2 - \Omega_1 - \Omega_3)}{I_Y} + \frac{(I_Z - I_X)}{I_Y} \dot{\varphi} \dot{\Psi} \\
\ddot{\Psi} &= \frac{1}{I_Z} d (\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) + \frac{(I_X - I_Y)}{I_Z} \dot{\varphi} \dot{\theta} \\
\ddot{Z} &= -g + \frac{1}{m} \cos \theta \cos \varphi \sum_{i=1}^4 T_i
\end{aligned}$$

..... a1 ; — b1 ; U1
— a2 ; b2 ; U2
..... a3 ; — b3 ; U3
— a4 ; — b4 ; — U4
— a5

Figure IV.19 : simplification des équations

$$\begin{aligned}
X^T &= [\varphi \ \dot{\varphi} \ \theta \ \dot{\theta} \ \Psi \ \dot{\Psi} \ Z \ \dot{Z}] \\
X^T &= [x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4 \ x_5 \ x_6 \ x_7 \ x_8]
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\dot{X}^T &= [\dot{\varphi} \ \ddot{\varphi} \ \dot{\theta} \ \ddot{\theta} \ \dot{\Psi} \ \ddot{\Psi} \ \dot{Z} \ \ddot{Z}] \\
\dot{X}^T &= [\dot{x}_2 \ \ddot{x}_2 \ \dot{x}_4 \ \ddot{x}_4 \ \dot{x}_6 \ \ddot{x}_6 \ \dot{x}_8 \ \ddot{x}_8]
\end{aligned}$$

$$f(x) = \begin{bmatrix} x_2 \\ a_1 x_4 x_6 + a_2 \Omega x_4 \\ x_4 \\ a_3 x_2 x_6 - a_4 \Omega x_2 \\ x_6 \\ a_5 x_2 x_4 \\ x_8 \\ -g \end{bmatrix}; \quad g(x) = \begin{bmatrix} 0 \\ b_1 U_1 \\ 0 \\ b_2 U_2 \\ 0 \\ b_3 U_3 \\ 0 \\ b_4 U_4 \end{bmatrix};$$

La calcul de la matrice A et B est comme suit :

$$A = \frac{\partial f(x)}{\partial x_i} \Big|_{x_i = (\bar{x}_i, \bar{u}_i)} = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial f_n}{\partial x_1} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial f_1}{\partial x_n} & \dots & \frac{\partial f_n}{\partial x_n} \end{bmatrix}; \quad B = \frac{\partial g(x)}{\partial u_i} \Big|_{x_i = (\bar{x}_i, \bar{u}_i)} = \begin{bmatrix} \frac{\partial g_1}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial g_n}{\partial x_1} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial g_1}{\partial x_n} & \dots & \frac{\partial g_n}{\partial x_n} \end{bmatrix};$$

Les points d'équilibre est :

$$\begin{aligned}
\bar{x}_i &= x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4 \ x_5 \ x_6 \ x_8 = 0 \\
\bar{x}_i &= x_7 = constant
\end{aligned}$$

Alors :

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; \quad B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ b_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & b_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & b_3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & b_4 \end{bmatrix};$$

Donc :

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 = x_4 \\ \dot{x}_4 \\ \dot{x}_5 = x_6 \\ \dot{x}_6 \\ \dot{x}_7 = x_8 \\ \dot{x}_8 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \\ x_7 \\ x_8 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ b_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & b_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & b_3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & b_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix};$$

$$\begin{aligned} U_1 &= bl(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ U_2 &= bl(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ \text{Avec : } U_3 &= d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \\ U_4 &= b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{aligned}$$

$$\text{Et : } \Omega = \Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2$$

Le choix des matrices de pondérations Q (symétrique semi-défini positive) et R (symétrique défini positive) est crucial et très délicat mais il est déterminant pour le comportement du système commandé. Il n'existe pas de règle précise pour leur dimensionnement, dans ce cas un choix simple de Q et R est la matrice identité I, bien sûr par l'instruction suivant : $Q = \text{diag}[1,1,1,1,1,1]$, et $R = \text{diag}[1,1,1,1]$ avec la dimension de la matrice $Q = A$ et la dimension de la matrice $R = B$.

V.2. Ajout d'une action intégrale :

Le principe est d'ajouter un intégrateur dans la chaîne directe comme la montre la figure :

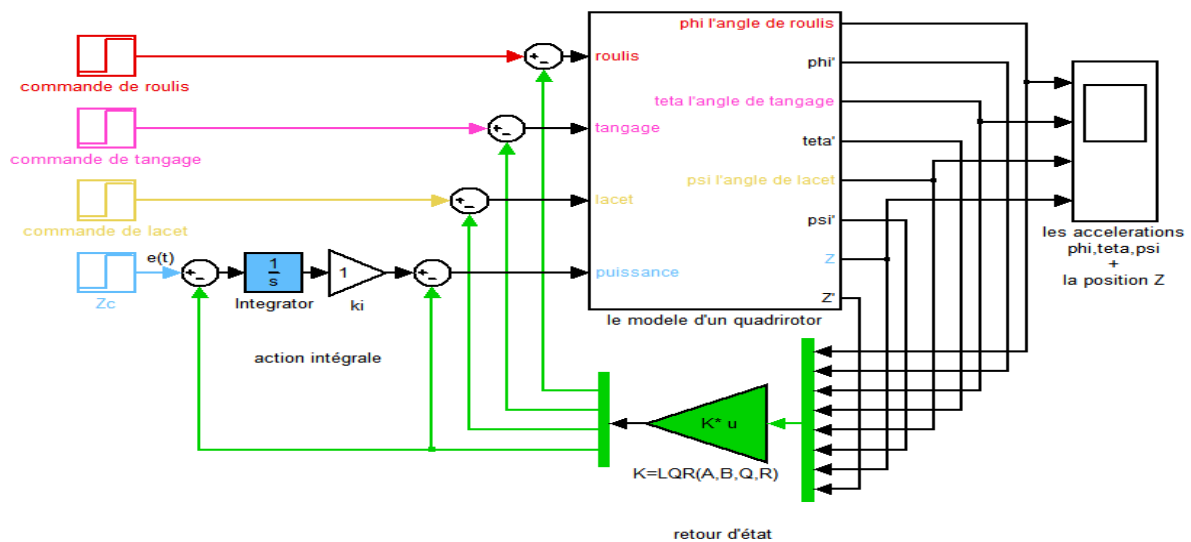


Figure IV.20 : commande par retour d'état et action intégrale.

Remarquons que pour des raisons d'homogénéité, on note le signal d'erreur $e(t) = y(t) - \dot{x}(t)$, le signe moins étant ajouté afin d'obtenir une expression homogène pour l'expression de la loi de commande.

Les équations de la boucle fermée s'écrivent :

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) = Cx(t) \\ \dot{x}_i(t) = y(t) - e(t) \end{cases} \quad (3.4)$$

La loi de commande implantée est définie par:

$$u(t) = -k_i x_i(t) - Kx(t) = -[K \ k_i] \begin{bmatrix} x(t) \\ x_i(t) \end{bmatrix}$$

Alors le résultat de la matrice K est :

$$K = \begin{bmatrix} 1.0000 & 1.0321 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 1.0321 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1.0000 & 1.0129 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1.0000 & 1.5166 \end{bmatrix}$$

V.3. Les résultats de la commande par LQR :

Dans ce cas de LQR les paramètres est la même avec un petite changement sur le simple time est égale 0.

Les Figures suivantes montres les résultats de la simulation du contrôleur LQR.

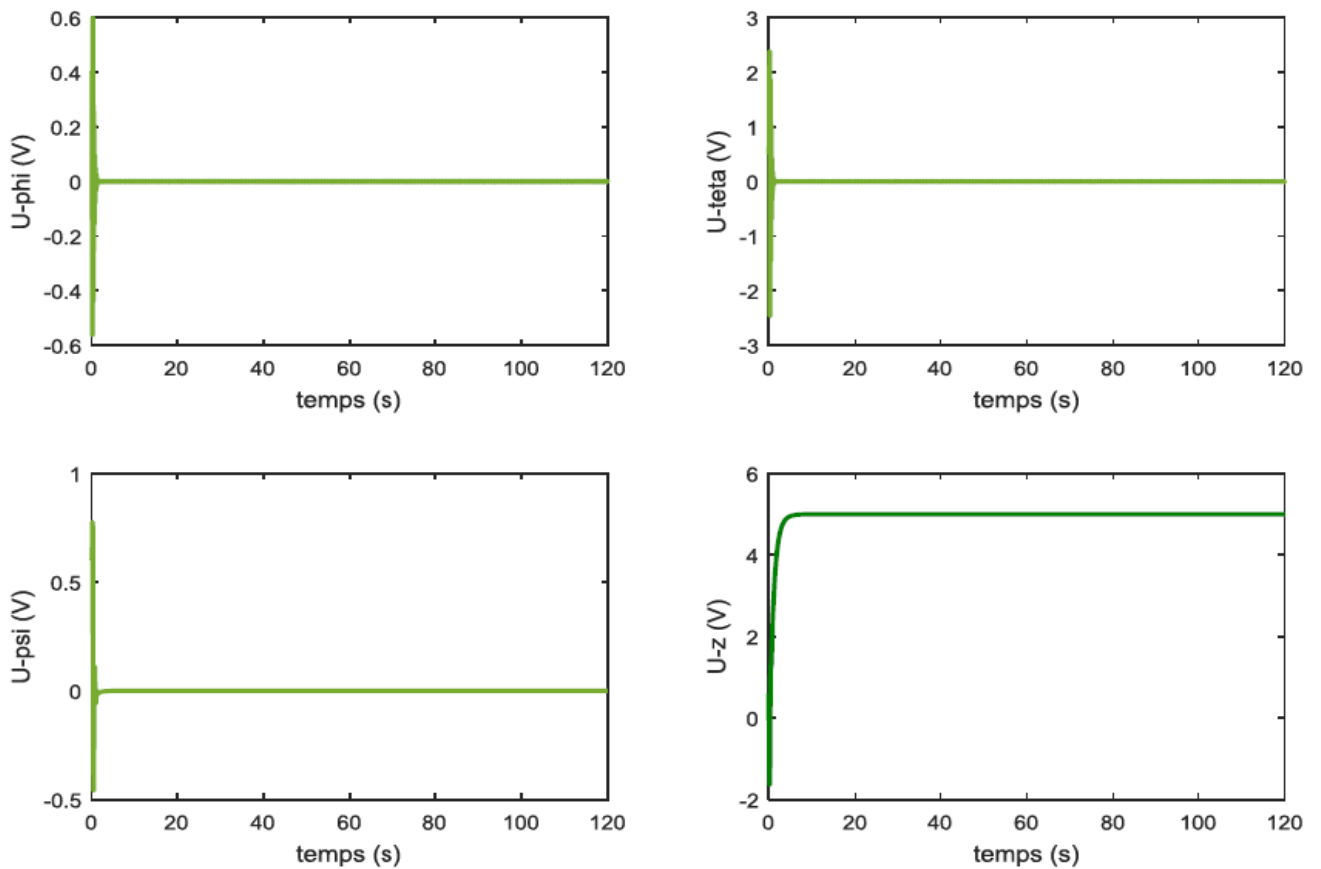


Figure IV.21 : la sortie de la commande LQR (état 1)

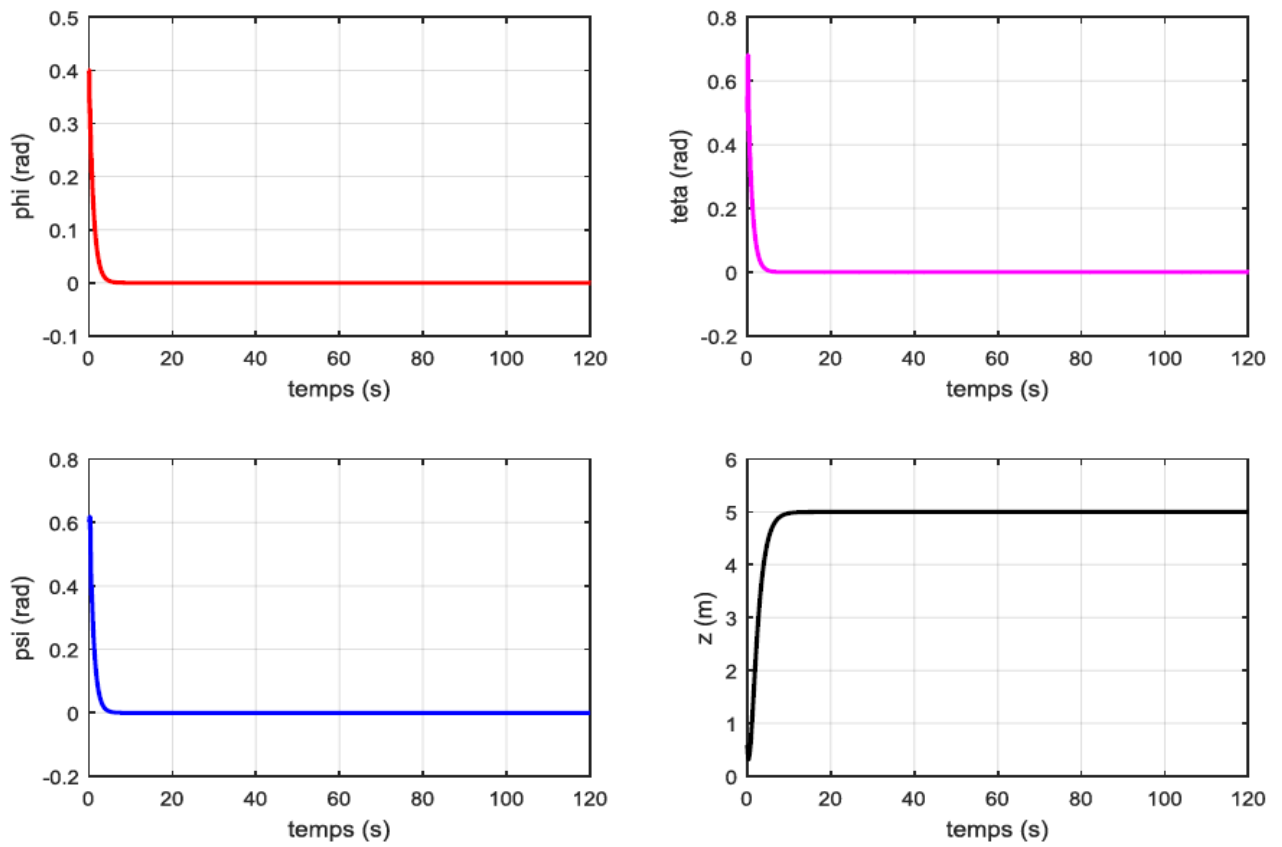


Figure IV.22 : résultat de la commande par LQR (état 1)

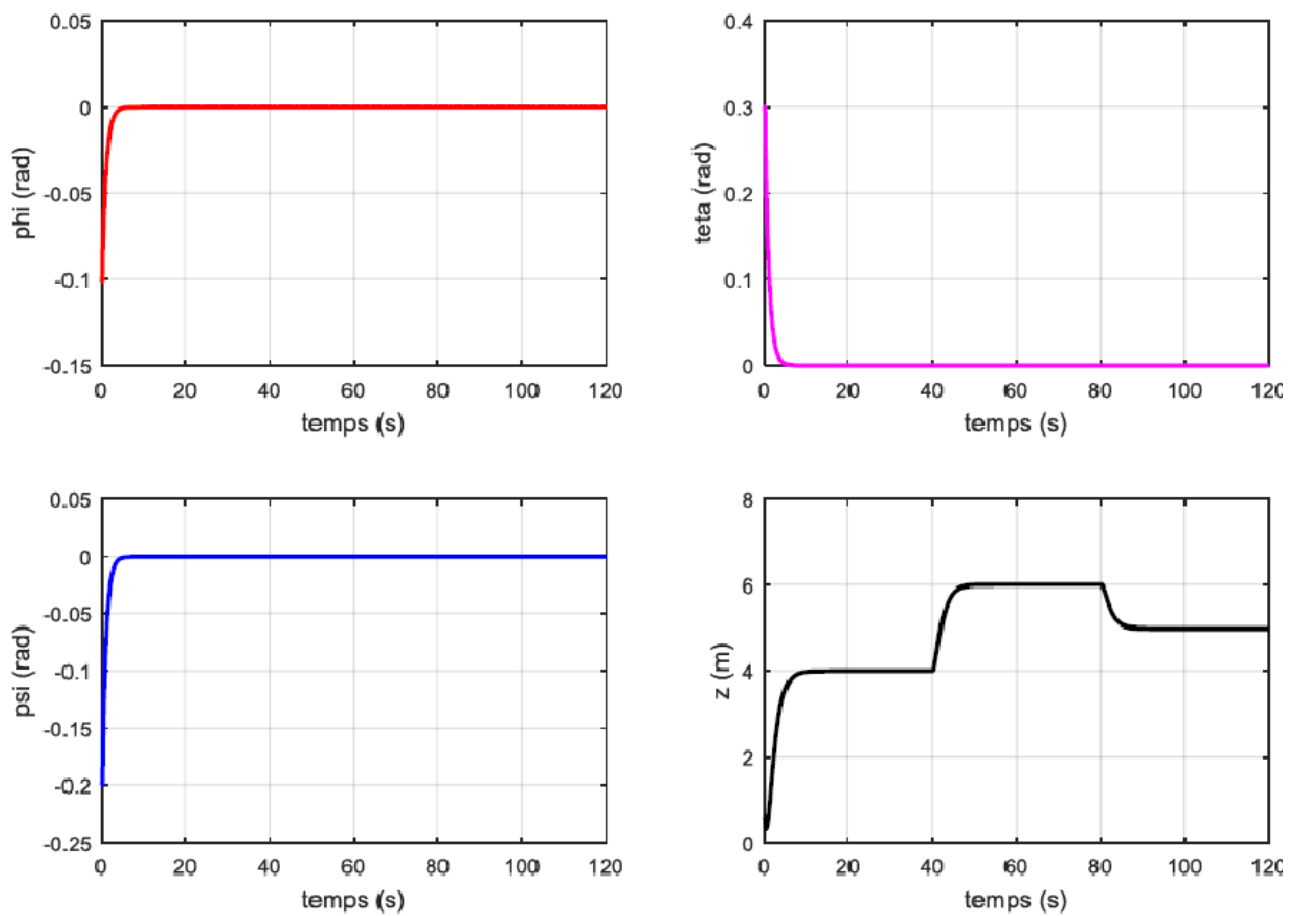


Figure IV.23 : résultat de la commande par LQR (etat2)

Interprétation :

Le régulateur par commande linéaire quadratique (LQR) donne des résultats similaires au régulateur PID mais il a le gros avantage de minimiser les commandes, Ce système de régulation donne de très bons résultats proches de l'équilibre.

VI. Conclusion :

Le modèle de quadrirotor est très non linéaire avec huit variables d'espace d'état. Tous les contrôleurs développés ont réussi à stabiliser le quadrirotor. La performance du contrôleur PID classique est présente des meilleurs résultats tant dans la régulation que dans le suivi des trajectoires. Ainsi, à l'avenir, des techniques de contrôle plus robustes seront utilisées pour intégrer la robustesse explicitement dans la conception.

Chapitre V : résultats et réalisation

I. Introduction :

Dans ce chapitre nous présentons les étapes de la réalisation pratique d'un drone quadrirotor et sa commande via une carte Arduino tout en résistant à des atterrissages un peu brutaux. Nous allons présenter également tous les éléments indispensables à la réalisation pratique de ce système. La construction de notre quadrirotor est divisée en deux parties; une partie de description de la structure mécanique, et la partie d'acquisition des données et la programmation et son implémentation dans la carte de commande et la communication avec les différents capteurs.

II. Cahier des charges :

Afin d'établir un cahier de charges claire pour la réalisation de notre drone; nous avons spécifié dans le tableau ci-dessous la description de chaque besoin selon l'objectif visé et le matériel disponible; car il existe des dizaines de modèles de drones dont la plupart ont des structures très compliqués et qui nécessitent du matériel sophistiqué et cher.

W

Le Besoin	Description
Vol stable	<ul style="list-style-type: none">– Avoir un vol stationnaire le plus stable possible, avec un moteur de 1000 kv et des hélices de 10 pouces
Utilisation facile	<ul style="list-style-type: none">– Piloter avec une radiocommande– Changer facilement la batterie.– Démonter rapidement
Respecter un prix abordable pour le prototype.	<ul style="list-style-type: none">– Coût des composants utilisés inférieurs à 30000 DA
Voler durant un certain temps	<ul style="list-style-type: none">– Le temps de vol maximum 15 minutes hors charge ou 8 minutes en charge.
Résister au milieu environnant.	<ul style="list-style-type: none">– Les vents faibles– Température (doux et pas pluvieux)– Petits chocs (chute d'une hauteur de 1 mètre)
Assurer la sécurité de l'utilisateur.	<ul style="list-style-type: none">– Pour des raisons de sécurité, l'utilisation des gaz est interdite.– Le pilote a une place spéciale de commande– Toujours on fait du testes avant le démarrage
Distance à la terre (Altitude)	<ul style="list-style-type: none">– Voler jusqu'à 20 mètres

Tableau IV.5: Cahier des charges

III. Etapes de la construction :

Lors de la réalisation de notre drone quadrirotor, nous avons suivie plusieurs étapes que nous résumons comme suit:

III.1. Le Châssis (Frame) :

Le châssis est la structure du drone sur lequel on peut monter les différents composants du drone. Le Quad-copter est doté de quatre bras, chacun d'eux est connecté à un moteur. La face avant du drone est généralement placée entre deux bras (configuration en x), mais peut aussi se trouver le long d'un bras (configuration en +).

Le type de matériaux de construction d'un châssis est important, car le poids et la rigidité du châssis est un facteur très important. Dans ce travail, nous avons utilisé un châssis fabriqué en aluminium à la longueur de 25 cm avec un poids léger d'environ 100g seulement (figure V.1).



Figure V.1: un châssis fabriqué en aluminium

- Au début, nous avons accroché les moteurs aux extrémités de chaque bras puis nous les avons reliés aux variateurs de vitesse ESCs. Pour cela, nous devons veiller à ce que deux moteurs tournent dans un sens horaire et deux autres tournent dans le sens contraire. Si après branchement il s'avère qu'un des moteurs tourne dans le mauvais sens, il suffit d'inverser deux des trois fils le reliant à son ESC (figure V.9).



Figure V.2: Installation des moteurs sur le châssis

- L'étape suivante consiste à connecter les composants de la carte Arduino et attacher le tout au centre du châssis (en particulier le gyroscope) pour obtenir la plus grande précision possible (figure V.10).



Figure V.3 : Le branchement du pieces

- La figure V.11, montre le schéma global de branchement de l'alimentation (batterie), des capteurs et des ESC avec la carte Arduino.

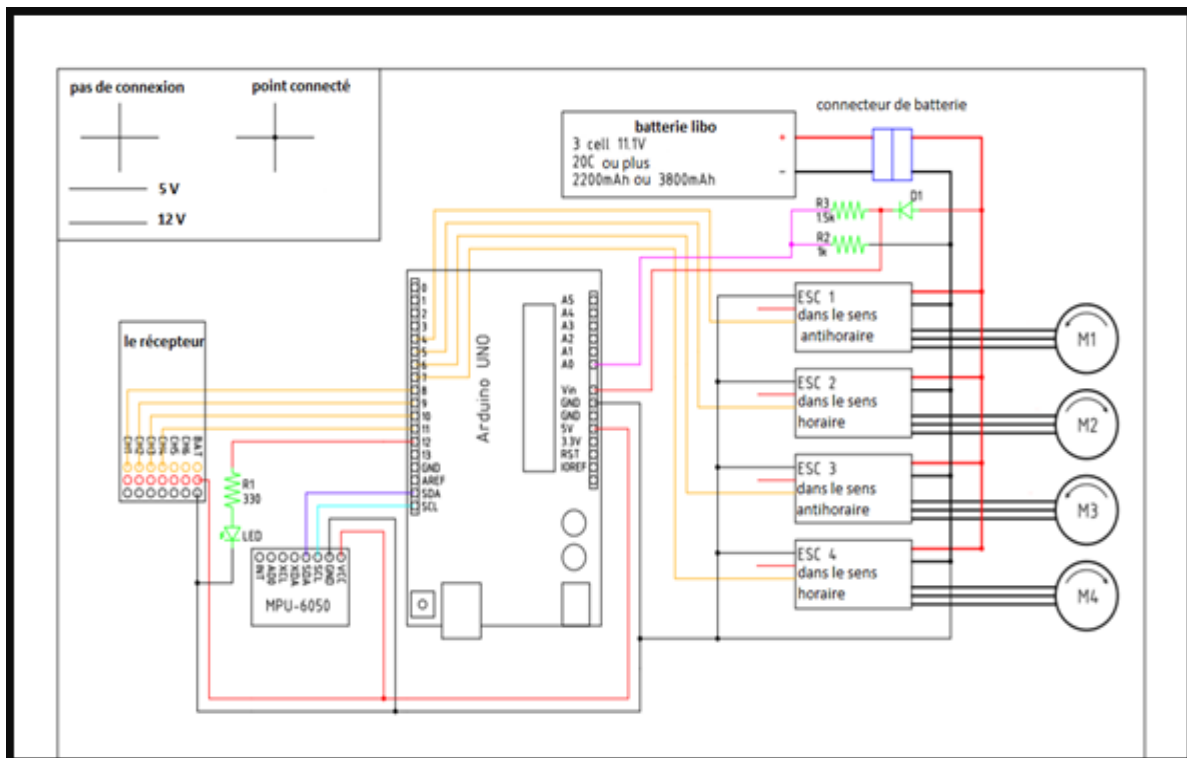


Figure V.4: Schéma globale de branchement

- À noter que les ESCs disposent de fils d'alimentation de 5V et de GND (la masse) qui servent à alimenter la carte programmable. La carte gyroscope et le récepteur sont

alimentés grâce à l'alimentation 5V de la carte Arduino et enfin nous alimentons tous les ESCs par la batterie Li-Po.

- Le circuit à diode protégera le port USB de l'ordinateur lorsque l'Arduino est connecté à ce dernier. Ce circuit a une fonction de sécurité importante et il ne peut être exclu.
- La LED s'allume lorsque la tension de la batterie est faible et la vitesse de rotation du moteur augmente pour compenser la tension de la batterie chute pendant le vol.
- La phase de programmation: l'utilisation de la carte Arduino est relativement simple; au début on doit connecter la carte à l'ordinateur qui contient le programme (via le câble USB, en général), puis on lance l'interface de développement « Arduino IDE » (outils logiciel qui permet de programmer la carte), puis on code le programme et enfin, on le charge sur la carte grâce au bouton *téléverser*. Alors notre programme transféré et prêt à être exécuté.
- Dans notre travail, il y a 3 programmes en parallèle pour obtenir un résultat efficace, nous schématisons cette partie par le schéma ci-dessous:

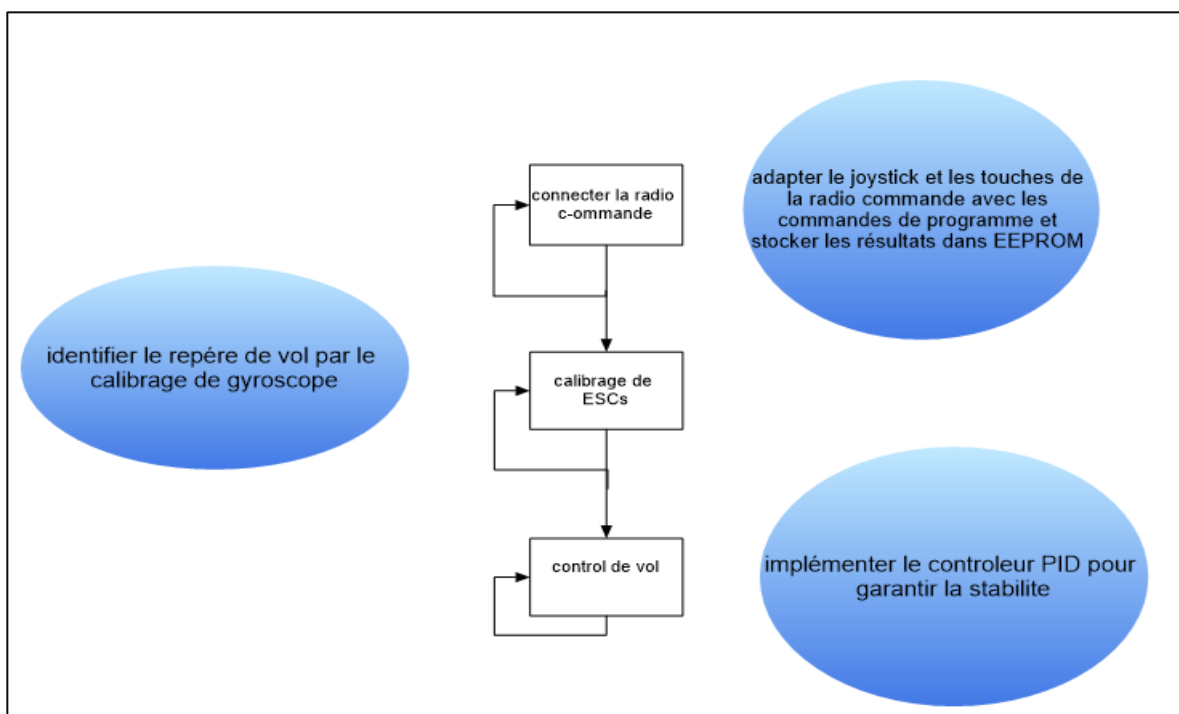


Figure V.5: les étapes de programmation

- En fin on aura la structure générale (figure V.13) de notre drone quadricoptère programmée et prête à fonctionner. La figure V.14 montre les tests pratiques et la mise en marche du drone que nous avons réalisé.
- Il est à signaler que lors de la première mise en marche du système, plusieurs problèmes ont été rencontrés et réglés ce qui donne au travail pratique un charme très spéciale pour un électronicien et qui n'est pas senti en travaillant uniquement en simulation.



Figure : V.6: la structure générale de la quadrirotor prototype



Figure : V.7 :les essais rielle de la quadrirotor prototype

IV. Conclusion :

Dans ce chapitre nous avons présenté en détail les différentes étapes de la construction mécanique de notre drone quadrirotor, ainsi nous avons présenté tous les composants nécessaires à cette réalisation et nous avons proposé un schéma de branchement. Ensuite, nous avons présenté la manière dont on commande les quatre moteurs, et l'utilisation des capteurs (accéléromètre, et gyroscopes). Ce travail fastidieux pour un étudiant nous a permis d'acquérir beaucoup de nouvelles notions et de toucher le côté pratique et valider par conséquent tous ce qu'on a appris tout au long de notre cursus universitaire.

V. Conclusion générale :

Au cours des dernières années, les techniques d'apprentissage ont été utilisées intensivement dans beaucoup de domaines d'applications, en particulier, dans celui de la commande des systèmes.

Le travail effectué dans ce mémoire concerne le développement de nouvelles stratégies de contrôle du système non linéaire, Une architecture de système de contrôler par le régulateur classique (pid).

Avant de commencer le contrôle du système, nous avons établi un modèle mathématique non linéaire d'un drone de type quadrirotor, Ce modèle sera utilisé pour la synthèse des lois de contrôle et de régulation afin d'assurer un asservissement total du drone tout en préservant la stabilité maximale.

Les résultats proposés ont clairement mis en évidence la combinaison de deux approches, PID et LQR a donné de meilleurs résultats par rapport à la performance de stabilité qui consiste à un bon poursuivi de trajectoire (flux, vitesse), et la performance de rapidité qui se caractérise par un meilleur temps de réponse.

À la fin nous avons décrit les différentes étapes pour la réalisation du modèle et nous avons présenté toutes les composantes nécessaires à cette réalisation du quadrirotor.

VI. Perspectives :

Pour développer et améliorer ce travail, nous comptons réaliser les tâches suivantes :

- ✓ implémenter les algorithmes de contrôle (PID) étudiés dans le chapitre III sous une carte plus rapide et plus précise (le raspberry, FPGA ...) que l'Arduino
- ✓ Intégrer un algorithme de guidage à l'aide du RC et des différents capteurs rendrait complètement autonome pour des missions plus pointues
- ✓ Enfin, la mise en œuvre du traitement d'images embarquées offrirait toute une gamme d'activités imaginables (ex: détection de formes spécifiques, suivi d'objets, etc.).

VII. Difficultés rencontrées:

Dans un premier temps, compte-tenu de la nature du projet, il nous a été difficile de déterminer l'ampleur de la tâche. La réalisation d'un drone quadrotor offre de nombreuses possibilités en matière d'applications.

La plus grande difficulté rencontrée lors de ce projet la rupture de quelque composant nécessaires à cette réalisation de notre projet a case de covid 19 et de confinement nationale ce qui au final ne nous a pas permis de finir tout ce que nous souhaitions entreprendre et empêché d'attendre notre objectif, nous nous sommes longtemps penchés sur le modèle théorique réalisé prototype à base d'une carte de contrôle intégré SHILED.

Enfin, d'une manière générale nous souhaitons finira notre projet quadrotor d'une façon Professional dans le futur proche.

Résumé :

Un quadrirotor ou quadricoptère est un objet volant à 4 hélices situées sur 4 moteurs dans le même plan. On pilote le quadrirotor en commandant la puissance de chacun de ses 4 moteurs.

En faisant varier astucieusement la puissance des moteurs, il est possible de le faire monter/descendre, de l'incliner à gauche/droite (roulis) ou en avant/arrière (tangage) ou encore de le faire pivoter sur lui-même (lacet).

L'objectif du projet est d'assurer la stabilisation du quadrirotor (avec plusieurs types de commande) en l'absence de commandes extérieures : le quadrirotor doit se remettre en position horizontale, s'orienter vers un cap prédéfini et éventuellement monter ou descendre à une altitude commandée. Ce quadrirotor peut être utilisé comme un drone pour des applications militaires (surveillance, reconnaissance) ou civiles (contrôle de trafic, recherche aérienne pour du sauvetage, enregistrement d'informations météorologiques).

Mots clés: drone, modélisation, simulation, PID, LQR.

الملخص:

الكادريوتور او الكادريكوبتر هو كائن يتكون من أربع مراوح تقع على أربعة محركات في نفس الهيكل. يتم التحكم في الكادريوتور عن طريق التحكم في قوة كل واحد من محركاتها الأربعة، فمن الممكن رفعها/خفضها (الاستطاعة) والميل الى اليسار/الييمين (لفة) او الى الامام/الخلف (انسحاب) او الدوران حول نفسها (انعراج). الهدف من المشروع هو وضع هذه الاخيرة في حالة استقرار (من خلال عدة انواع من السيطرة) في غياب الاوامر الخارجية. يمكن ان تستخدم الطائرة بدون طيار للتطبيقات العسكرية (المراقبة والاستطلاع) او المدنية (مراقبة حركة المرور، والملاحة الجوية للإنقا، الارصاد الجوية لتسجيل المعلومات).
كلمات مفتاحيه: طائرة بدون طيار، النمذجة، المحاكاة، تحكم بي أي دي , ال كي ار.