

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATE ET POPULAIRE
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique
Université des Sciences et de la Technologie d'Oran
MOHAMED BOUDIAF
Faculté de génie électrique
ECOLE DOCTORALE DE GÉNIE ÉLECTRIQUE
OPTION : AUTOMATIQUE



Pour l'obtention du diplôme de Magister en automatique

Thème:

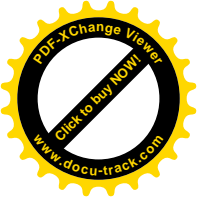
Conception et réalisation d'un drone quadrirotor

Présenté par : Mr. AYAD Redouane
E-mail : ayad_redouane@gmail.com
Ingénieur d'état en Automatique.

Composition de jurys :

Mr. OMARI.A (Maitre de conférences) :	Président.
Mr. MOKHTARI (Maitre de conférences) :	Examineur.
Mr. ZEMALACHE .M.K (Maitre conférences) :	Examineur.
Mr. NOUIBAT.W (Maître de conférences) :	Rapporteur.

Année Universitaire:2009-2010



Remerciement

Nous remercions Dieu ALLAH tous puissant qui nous a donné le courage de confronter ce nouveau domaine, et la force de réaliser ce travail.

Je tiens à remercier les personnes qui garce à eux, je ne pourrai jamais être là, ma mère et mon père. Ainsi que toute ma famille.

Je tiens à remercier aussi Monsieur le lieutenant colonel KERMA.M (Aéronaute), qui nous a aidés beaucoup dans la réalisation de notre drone, et qui nous a fournis tous le matériel nécessaire, ainsi que les précieux capteurs.

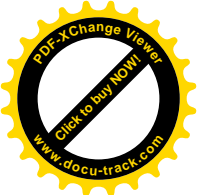
Je remercie Monsieur NOUIBAT, notre encadreur, pour sa patience avec nous et ces conseils durant notre projet.

La réalisation de notre drone et de la centrale inertielle été vraiment la vraie dure partie dans notre projet, et sans l'aide de Mr DELLA.K.M nous pouvons jamais accomplir ce travail. Merci Mr. DELLA.

Je tiens aussi à remercier Mr. OMARIA qui nous a accueilli dans son parcours de l'école doctorale de l'automatique, et qui nous a donné beaucoup d'idées et conseils pour la réalisation.

La partie de réalisation de la centrale inertielle été faite en collaboration avec le post-graduant Mr. ZAREB.M qui je remercie pour son travail.

Enfin je tiens à remercier toutes les personnes qui nous ont aidés dans notre projet.



Abstract

This project treats the modeling, design and realization of a UAV quadrirotor. The thesis introduces a mathematical model for simulation and synthesis of control laws.

Based on the model of the quadrotor, two control techniques have been used to design various controllers. The dynamic model and the simulator have evolved from a simple set of equations of physical laws of motion, valid only in hovering.

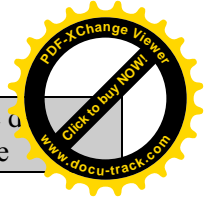
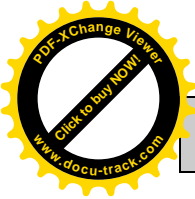
Two maps were produced one for the acquisition of data from different sensors, and the other to boost the power control signals generated by the dsPIC.

Two control techniques have been used along this thesis. The first is based on the PID, and the second on the LQ control. The simulation results were given amounts their performance attitude control.

A drone quadrirotor was created using four electric motors mounted on the end of four aluminum tubes.

An inertial measurement unite was realized, and data acquisition is done using a graphic interface explored in LBVIEW.

Finally, we give the different stages of construction, and achieving our quadrirotor.



Résumé

Ce projet traite de la modélisation, de la conception et de la réalisation d'un drone quadrirotor. Le mémoire introduit un modèle mathématique pour la simulation et la synthèse des lois de commande.

Basé sur le modèle, deux techniques de commande ont été utilisées pour concevoir divers contrôleurs. Le modèle dynamique et la simulation ont évolué d'un simple set d'équations des lois de physique du mouvement, seulement valide en vol stationnaire.

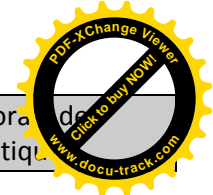
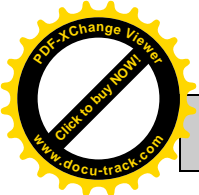
Deux cartes ont été réalisées l'une pour l'acquisition des données issues des différents capteurs, et l'autre de puissance pour booster le signal de commande générée par le DSpic.

Deux techniques de contrôle ont été utilisées le long de cette thèse. La première est basée sur le PID, et la deuxième sur la commande LQ. Des résultats de simulation ont été donnés montrant leurs performances en contrôle d'assiette.

Un drone quadrirotor a été réalisé à base de quatre moteurs électriques, fixés sur l'extrémité de quatre tubes en aluminium.

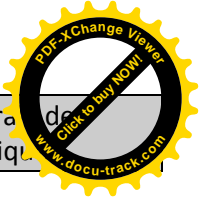
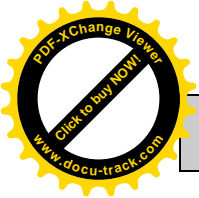
Une centrale inertielle a été réalisée, et une acquisition de donnée est faite à l'aide d'une interface graphique sous LBVIEW.

Finalement, nous donnons les différentes étapes de construction, et la réalisation de notre quadrirotor.

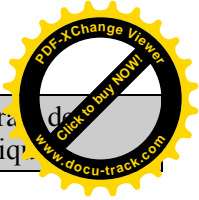
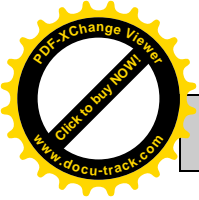


Sommaire

Résumé	01
Sommaire	02
Introduction	04
Chapitre 1- Etat de l'art	06
1.1 L'hélicoptère Classiques	06
1.2 L'hélicoptère mono rotor	07
1.3 L'hélicoptère birotor coaxiale	08
1.4 L'hélicoptère birotor (un rotor pour chaque extrémité	08
1.5 L'hélicoptère Multi rotor (hélicoptère à plusieurs voilures tournantes	09
1.6 Les nouvelles configurations des drones (les minis drones UAV	10
1.7 Conclusion	17
Chapitre 2- Principe de fonctionnement et Modélisation d'un drone quadrirotor	18
2.1 Sens de rotation des voilures tournantes	18
2.2 Mouvements possibles	21
2.3 Mode de vol	21
2.4 Définition des repères	22
2.5 Hypothèses du modèle	23
2.6 Développement du modèle selon Lagrange –Euler	24
2.7 Expression de l'énergie cinétique	27
2.8 Expression de l'énergie potentielle	28
2.9 Expression des forces non conservatrices	29
2.10 Etude de la dynamique des moteurs	33
2.11 Schéma de la modélisation sous Simulink	34
2.12 Conclusion	37
Chapitre 3- Stabilisation du drone sur les trois axes de lacet, tangage et roulis	38
3.1 Les équations d'état du quadrirotor	38
3.2 Application du correcteur PID	41
3.3 Résultats obtenus	42
3.4 Application de Commande linéaire quadratique	45
3.5 Comparatif des deux techniques	52
3.6 Conclusion	52
Chapitre 4- Réalisation du drone quadrirotor	53
4.1 Cahier de charge	53
4.2 Architecture du projet	54
4.3 Choix du matériel	54



4.4 Les capteurs	54
4.5 Conception de la structure mécanique	56
4.6 Réalisation de la carte de puissance	62
4.7 Réalisation de la centrale inertielle	67
4.8 Calcul des angles d'Euler à partir des accélérations	70
4.9 Acquisition des données	72
4.10 Conclusion	75
Chapitre 5- Conclusion générale et perspectives	76
5.1 Difficultés rencontrées	76
5.2 Perspectives	77
Bibliographie	78
Annexe	81



Introduction générale

Récemment, le contrôle des engins volants a attiré l'attention des chercheurs automaticiens. Différentes approches ont été proposées pour contrôler les avions, hélicoptères, fusées, satellites, mini hélicoptères, drones, etc. [1, 2, 3, 4]. Chacun de ces appareils ne dispose pas de modèle précis décrivant son comportement.

L'intérêt pour les drones aériens télécommandés semble grandir de plus en plus notamment pour des applications militaires (déminage par exemple) et l'intervention dans des milieux hostiles (milieux radioactifs). On peut imaginer un drone afin d'explorer un immeuble ou un tunnel contaminé et de réaliser une première observation avant toute intervention humaine.

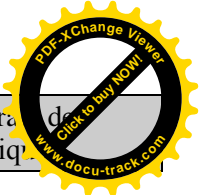
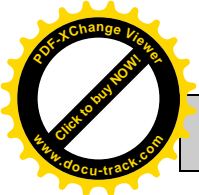
La recherche dans le domaine des véhicules aériens autonomes est essentiellement pluridisciplinaire. En effet elle fait intervenir des domaines très variés tels que l'aérodynamique, le traitement du signal et de l'image, la commande automatique, la mécanique, les matériaux composites, l'informatique temps réel...

Dans ce mémoire, nous nous intéressons en particulier aux véhicules aériens miniatures et plus particulièrement à un quadrirotor (micro hélicoptère à quatre hélices). Les drones quadrirotors sont parmi les plus complexes des objets volants, parce que leur dynamique de vol est intrinsèquement non linéaire, et les variables sont fortement couplées. Le quadrirotor a la capacité d'effectuer un vol stationnaire, ce qui est requis dans certaines applications.

L'objectif de ce projet est de construire un drone quadrirotor, piloté via une radiocommande (RC), ainsi une réalisation d'une centrale inertielle, qui pourra être utilisé par la suite dans le mode de vol autonome. Ensuite développer un modèle dynamique de ce quadrirotor qui servira de base à deux approches de régulation autour de la position d'équilibre (vol stationnaire). Tout d'abord une approche classique par proportionnelle intégrale dérivée, puis une approche dite plus moderne la commande linéaire quadratique.

Notre mémoire est structuré comme suit :

Chapitre 1: état de l'art : Dans ce chapitre nous proposons un état de l'art des drones. Une description des différentes configurations des drones hélicoptères est donnée. Nous proposons aussi des configurations plus modernes réalisées très récemment soit par des chercheurs universitaires, soit par le secteur militaires.



Chapitre 2: Principe de fonctionnement et Modélisation d'un drone quadrirotor:

Dans ce chapitre une description du principe de fonctionnement du drone quadrirotor est présentée avec une description détaillée sur ses mouvements possibles ainsi que les modes de vol, en collaboration avec le jargon (tangage, roulis, lacet) de vol correcte, qui désigne les signaux d'entrée et de leurs réponses de sorties correspondantes.

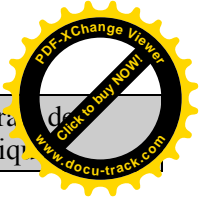
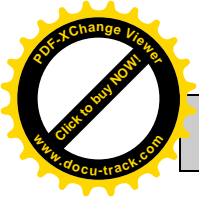
Un ensemble de repères doivent être donné avant d'essayer de modéliser la dynamique ou la cinématique du quadrirotor, ceci est expliqué dans ce chapitre. En se basant sur les lois de la cinématique (Euler / Lagrange), ce chapitre présente une modélisation dynamique du drone quadrirotor. Connaissant les relations entre les poussées des différents moteurs et les accélérations angulaires. On peut établir un modèle sous MATLAB Simulink.

Chapitre 3: Stabilisation du drone sur les trois axes de lacet, tangage et roulis :

Dans cette partie une introduction sur la théorie de la dynamique des engins volants est abordée. Un modèle dynamique du quadrirotor est donné, en se basant sur des références bibliographiques des études plus avancées. Deux commandes ont été étudiées, la commande par un correcteur proportionnelle intégrale dérivé (PID), et la commande optimale LQ, des résultats de simulation nous ont permis une comparaison entre les deux lois de commande. La commande LQ a donné de meilleures performances.

Chapitre 4 : Réalisation du drone quadrirotor : Dans ce chapitre nous avons détaillé les différentes étapes de la construction mécanique de notre drone quadrirotor. Ainsi que l'emplacement des différentes cartes électroniques réalisées (carte des capteurs à base d'ARDUINO, et la carte de puissance). Ensuite, nous avons présenté la manière dont on commande les quatre moteurs par les MLI, et une description de la réalisation de la centrale inertielle, et l'utilisation des capteurs (accéléromètre, et gyroscopes). Ainsi une description de l'interface graphique réalisée sous Labview.

Chapitre 5 : Conclusion générale : Dans ce chapitre on conclut le travail réalisé dans notre mémoire. Ensuite nous proposons des perspectives pour poursuivre le travail, et l'améliorer.



Chapitre 1

Etat de l'art

Au début du nouveau millénaire, les progrès dans de nombreuses technologies tel que la propulsion, les matériaux, l'électronique, les ordinateurs, les capteurs, les instruments de navigation, etc. ont contribué au développement des drones hélicoptères et d'autres configurations de véhicules aériens.

Les drones hélicoptères peuvent être utiles dans de nombreux domaines, du civil aux militaires. Les utilités civiles sont la surveillance, le sauvetage (en mer et en montagne), ambulance aérienne, lutte contre l'incendie, etc. les rôles militaires comprennent le déminage, la surveillance du champ de bataille, etc.

Aujourd'hui les drones hélicoptères jouent un rôle très important dans l'aviation moderne. Les nouvelles générations des drones qui sont capables de faire un vol stationnaire, sont conçues pour être petits, plus légers et avec certaines fonctions d'autonomies.

On peut citer à titre d'exemple les drones à voilure tournante ou les Hélicoptères qui peuvent être classés comme suit:

1. l'hélicoptère Classiques (un rotor principal et un rotor de queue).
2. l'hélicoptère mono rotor.
3. l'hélicoptère birotor coaxial.
4. l'hélicoptère birotor (un rotor pour chaque extrémité).
5. Multi rotor par exemple: le quadrirotor (hélicoptère à quatre voilure tournante).

1.1 l'hélicoptère Classiques

La configuration la plus courante est la configuration conventionnelle. C'est une combinaison d'un rotor principal et un rotor de queue (voir Figure 1.14).

La configuration classique a une bonne contrôlabilité et manœuvrabilité. Sauf que, la structure mécanique est complexe, elle nécessite un grand rotor et une longue poutre de queue.



Figure 1.1 Hélicoptère Classiques (un rotor principal et un rotor de queue).

1.2 L'hélicoptère mono rotor

Ce type de configuration aérodynamique a un rotor unique et un aileron qui compense la rotation autour de l'axe Z produite par le couple du rotor (commande de lacet). De plus le rotor n'a pas de plateau cyclique pour les rotations autour des deux axes X (roulis) et Y (tangage), mais il a des ailerons supplémentaires pour produire le tangage et le roulis (voir la figure 1,15)



Figure 1.2 Hélicoptère mono rotor.

1.3 L'hélicoptère birotor coaxiale

Dans cette configuration, un rotor est situé au dessus de l'autre (voir Figure 1.16). Les deux rotors tournent dans des directions opposées. En fonction de la différence de vitesse angulaire entre les deux rotors, l'hélicoptère va tourner à gauche ou à droite.



Figure 1.3 Hélicoptère birotor coaxial.

1.4 L'hélicoptère birotor (un rotor pour chaque extrémité)

La configuration, Tandem rotor (ou Birotor, côte à côte) est principalement utilisé dans les hélicoptères de grande taille (figure 1.17). La construction du système de contrôle est beaucoup plus compliquée par rapport à un hélicoptère avec un rotor de queue. La disposition des deux rotors côte à côte n'a jamais été très populaire [34].



Figure 1.4 Helicopter birotor (Sea Knight CH-46 aircraft).

1.5 L'hélicoptère Multi rotor (hélicoptère à plusieurs voilures tournantes)

L'hélicoptère à quatre hélices ou quadrirotor est le plus populaire parmi les hélicoptères multi rotor (Figure 1.5). L'un des avantages de l'utilisation d'un hélicoptère multi rotors, est la capacité d'emporter des poids élevés car il a plus de portance.

Les quadrirotors sont très maniables, ils permettent le décollage vertical et à l'atterrissage, ainsi que le vol en zones difficiles à atteindre. Les inconvénients sont la masse de l'hélicoptère et la consommation accrue d'énergie due à des moteurs. Comme il est contrôlé par des changements de vitesse du rotor, il est plus adapté aux moteurs électriques, les moteurs d'hélicoptères qui ont de grandes réponses lentes ne peuvent pas être satisfaisants sans un bon système de boîte de vitesse [34].



Figure 1.5 Quadrirotor.

1.6 Les nouvelles configurations des drones (les minis drones UAV) :

Les configurations aérodynamiques pour les minis drones, sont en évolution rapide. Dans les figures de 1.6 à 1.15, nous présentons une sélection de véhicules aériens récents, et qui sont capable de faire un vol stationnaire [31].



Figure 1.6 Seagull-Elbit Systems, Israel [31].

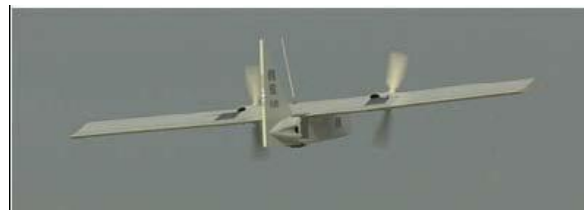


Figure 1.7 Dragoneye-AeroVironment, U.S.A [31].



Figure 1.8 Skylite-RAFAEL, Israel [31].



Figure 1.9 Skylark-Elbit Systems, Israel[31].



Figure 1.10 Aerosonde aircraft - Aerosonde Robotic Aircraft.



Figure 1.11 Mikado Aircraft - EMT, Allemagne [31].



Figure 1.12 X-45 UCAV aircraft – Boeing Corp.



Figure 1.13 Cypher II aircraft. Credits – Sikorsky, Aircraft Corp.

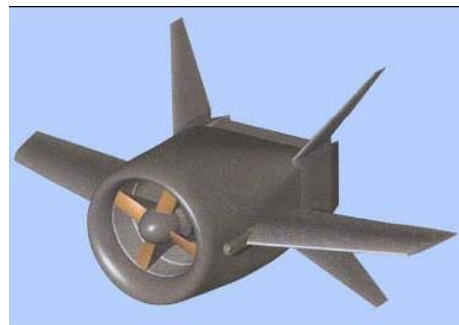
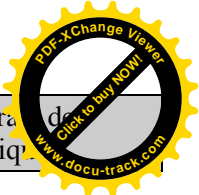
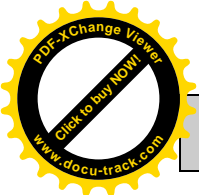


Figure 1.14 Golden Eye aircraft – Aurora Flight Sciences Corp.



Figure 1.15 iSTAR MAV aircraft – Allied Aerospace.



L'intérêt pour les drones aériens semble grandir. Chacun de ces appareils ne dispose pas de modèle mathématique précis décrivant son comportement.

Certains chercheurs sont déjà conçu La modélisation dynamique des drones, en général, par les équations de mouvement de Newton. Nous pouvons trouver dans la bibliographie des modèles dynamiques, tel qu'il figure dans [5, 6, 7]; l'ensemble de ces références contient le comportement complet du drone (quadrirotor) dans des différentes conditions de vol (stationnaire, en translation, ou en rotation).

Cependant, le problème principal de ces modèles dynamiques est la difficulté de concevoir un algorithme de contrôle "simple" en raison à la complexité du modèle. Pour résoudre ce problème, certains auteurs ont proposé des simples modélisations dynamiques pour la conception des contrôleurs de ces appareils [8, 9].











La première tentative de contrôler de petits drones été faite en utilisant les techniques de l'asservissement linéaire [10, 11, 8, 12, 13, 14, 15]. Néanmoins, la nature non linéaire des hélicoptères doit être prise en compte dans la conception de contrôleur si l'on souhaite améliorer leurs performances. Les techniques Backstepping ont été utilisées pour la conception d'une loi de commande non linéaire [16, 17, 9, 18]. Récemment, Isidori et al. [19] a présenté une commande non linéaire robuste pour contrôler le mouvement d'un hélicoptère standard. [19] utilise l'état dépendant dans les équations de Riccati Afin de contrôler le mouvement d'un petit hélicoptère et qui a été testé dans un environnement réel.

En règle générale, l'étude des hélicoptères à quatre hélices a été principalement dirigée vers les différentes techniques de l'asservissement des systèmes non linéaire. Néanmoins, peu d'études ont été menées afin d'implanter ces contrôleurs dans des systèmes embarqués sur les drones. La référence [20] présente une synthèse de commande très bref utilisant la théorie de placement de pôles où les gains sont obtenus par une solution des moindres carrés récursives, le modèle dynamique est basé sur un vol vers l'avant avec une linéarisation des équations du mouvement. La recherche dans [21] propose deux lois de commande pour le contrôle de la position et de la vitesse, en utilisant des régulateurs numériques basés sur des estimateurs. Sur la base des travaux de [21], les auteurs de [22] ont ajouté un Générateur de trajectoire et des algorithmes d'orientation en vue d'obtenir un atterrissage automatique.

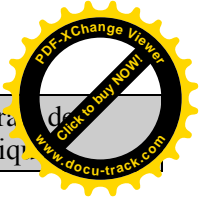
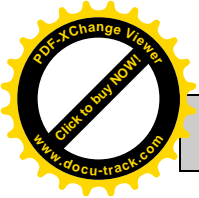
Actuellement, de nombreux projet de recherche sont basés sur des jouets comme le draganflyer [23], ensuite les chercheurs les ont modifiés en embarquant plus de capteurs et des systèmes de communication. Peut de groupes s'intéressent à la conception et la réalisation des quadrirotors, et la minorité de ces groupes le fait de manière optimale (considération de la conception et le contrôle) [24].

Voici une table [1.1] proposée par l'auteur de [24], qui regroupe probablement les projets les plus intéressants de ces 10 dernières années.

EDGE/ USTO-MB ORAN	Page 6	2009/2010
--------------------	--------	-----------

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	microDrones GmbH	

TAB 1.1 Quelques projets de quadrirotors.



1.7 Conclusion

Dans ce chapitre nous proposons un état de l'art des drones. Une description des différentes configurations des drones hélicoptères est donnée. Nous proposons aussi des configurations plus modernes réalisées très récemment soit par des chercheurs universitaires, soit par des sociétés militaires.

Chapitre 2

Principe de fonctionnement, et Modélisation d'un drone quadrirotor

Un quadrirotor est un hélicoptère composé de quatre rotors à voilure tournante. La figure ci-dessous représente une photo de notre drone quadrirotor. C'est un engin omnidirectionnel à décollage vertical et à atterrissage vertical (VTOL) capable de faire des vols stationnaires. Il est constitué de quatre pales à pas fixe accouplées à des moteurs à courant continu.



Figure 2.1 Vue globale de notre drone quadrirotor.

2.1. Sens de rotation des voilures tournantes.

Afin d'éviter un mouvement de lacet (l'appareil tourne sur lui-même), il est nécessaire que deux rotors tournent dans un sens et que les deux autres tournent dans l'autre sens. En plus, pour diriger l'appareil, les rotors tournant dans le même sens doivent être placés l'un en face de l'autre (figure 2-2). De plus, pour faciliter la gestion des commandes et les calculs, le rotor numéro 1 est choisi comme l'avant du micro hélicoptère.

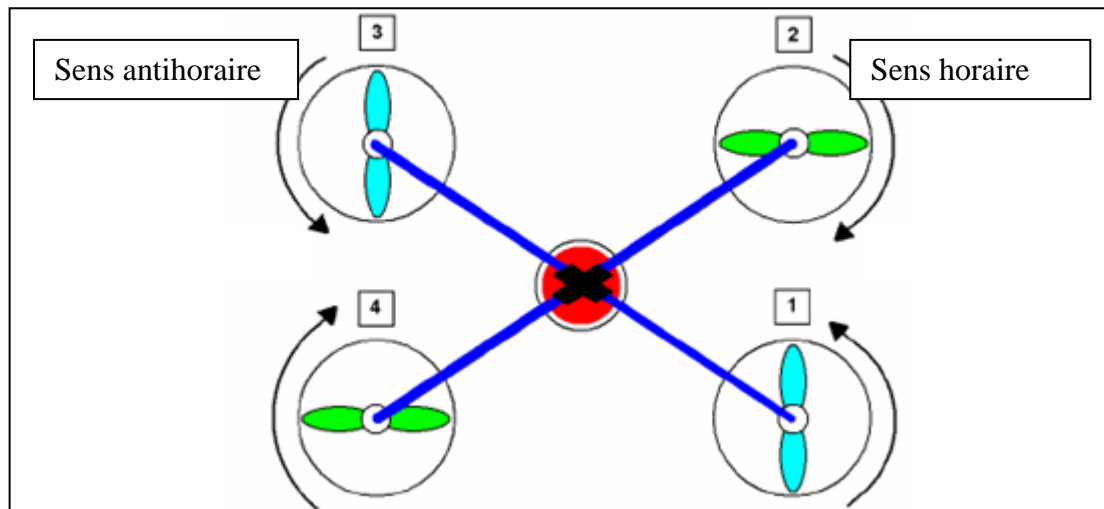


Figure 2.2 Sens de rotation des rotors qu quadrirotor.

2.2 Mouvements possibles

Il existe quatre mouvements possibles pour un quadrirotor : la poussée, le lacet, le tangage et le roulis. Le mouvement de correspond à la montée ou à la descente de l'appareil. Pour faire s'élever le quadrirotor, il suffit d'augmenter la vitesse des quatre moteurs et pour le faire redescendre, il faut réduire cette dernière.

2.2.1 Le Lacet

La rotation autour de l'axe z est appelée lacet en aéronautique. Lorsque les moteurs tournent à vitesse égale le couple d'anti-rotation est nul et l'hélicoptère ne tourne pas. Pour modifier l'angle de lacet, il faut faire varier la vitesse de rotation sur le couple d'hélices un et trois ou deux et quatre en fonction de l'angle désiré sur le lacet (Figure 2.3).

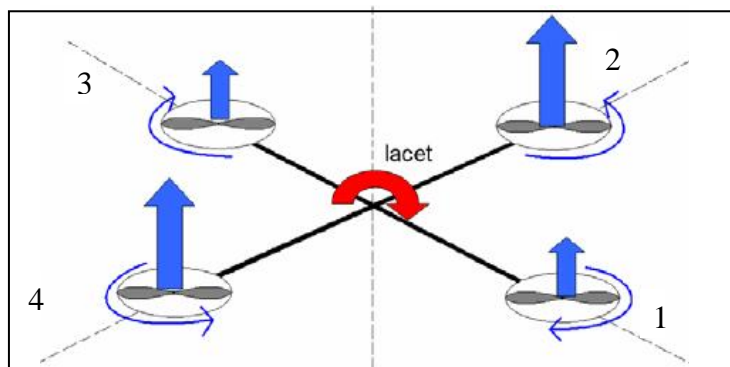


Figure 2.3 Mouvement de lacet

En effet, lorsque l'on projette les forces aérodynamiques exercées par l'air sur la pale, on s'aperçoit qu'un rotor a toujours tendance à faire tourner le micro hélicoptère dans le sens inverse de sa rotation (Figure 2.4).

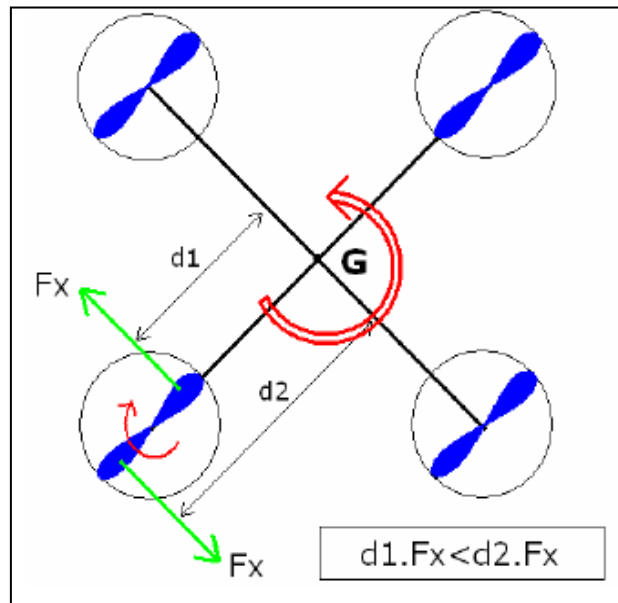


Figure 2.4 Forces aérodynamiques

2.2.2 Le Tangage et le Roulis

Le roulis et le tangage sont des mouvements qui provoquent l'inclinaison du quadrirotor selon les axes horizontaux (Figure 2.5). Ces mouvements peuvent être assurés par le drone, en agissant sur la vitesse de l'un des quatre moteurs, est par conséquent sur la force des rotors.

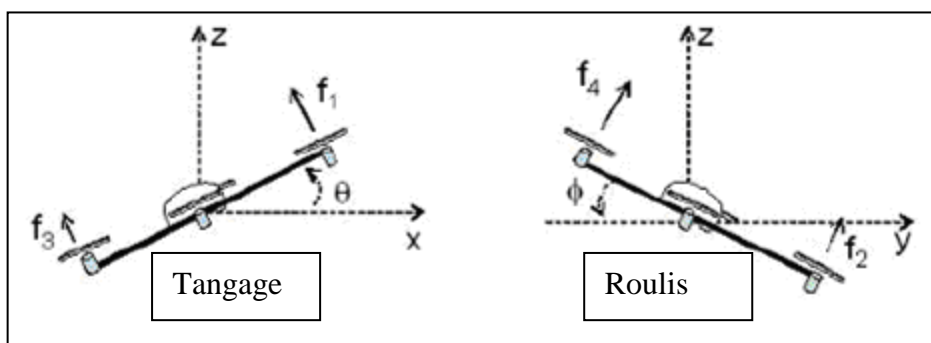


Figure 2.5 Tangage et Roulis

La rotation autour de l'axe y est appelée tangage en aéronautique. Une variation de l'angle de tangage est obtenue grâce à une différence de vitesse entre le moteur un, et trois (Figure 2.6).

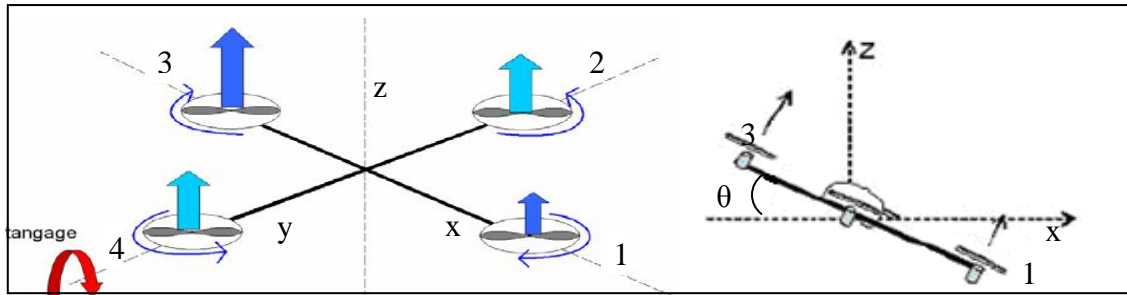


Figure 2.6 Mouvement de Tangage

En aéronautique, la rotation autour de l'axe x est appelée roulis. Une variation de l'angle de roulis est obtenue grâce à une différence de vitesse entre le moteur deux, et quatre (Figure 2.7).

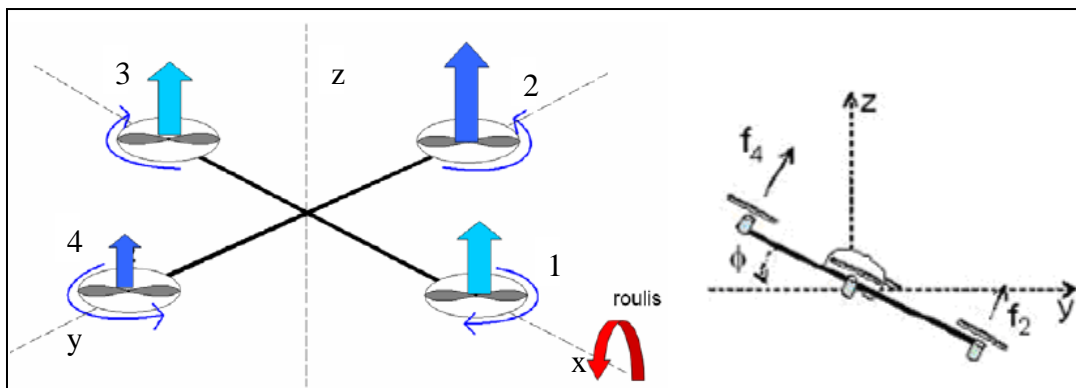
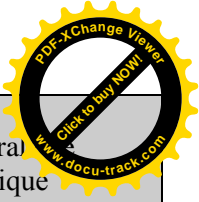
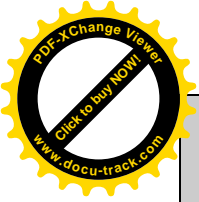


Figure 2.7 Mouvement de Roulis

2.3 Mode de vol

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

- vol vertical.
- vol stationnaire.
- vol de translation.



2.3.1 Vol vertical

Dans le vol vertical, la résultante aérodynamique et le poids totale sont deux forces ayants la même direction mais de sens opposé [16]. L'hélicoptère peut monter ou descendre, suivant l'effet aérodynamique soit supérieur ou inférieur au poids de l'appareil.

2.3.2 Vol stationnaire

Quand la force de Portance, et celle de pesanteur sont égales et opposées, l'hélicoptère reste immobile. On parle de vol stationnaire.

2.3.3 Vol de translation

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

2.4 Définition des repères

Pour décrire la dynamique de vol du quadrirotor figure 4.1, un ensemble de repères de base et notations doivent être définis. Le premier repère est le repère inertiel $R_0 = \{O, E_x, E_y, E_z\}$ ou repère de référence. Ce repère inertiel est lié à la Terre, et peut être considéré comme Galiléen.

Ensuite, on considère $R_G = \{G, E_1^g, E_2^g, E_3^g\}$ un repère local ayant comme origine le centre de gravité du drone.

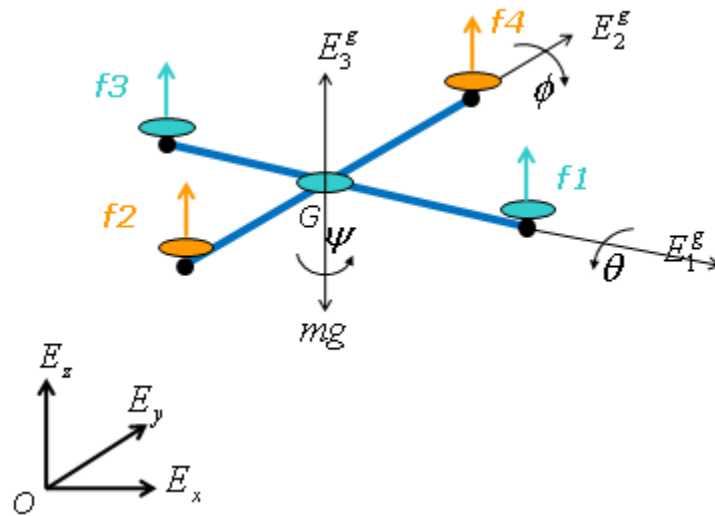


Figure 2.8 Les repères inertiel et local.

Les angles d'Euler θ , Ψ , Φ respectivement tangage, roulis, et lacet, sont utilisés pour déterminer l'orientation du repère de l'hélicoptère par rapport au repère Inertiel

2.5 Hypothèses du modèle

Afin de faciliter la modélisation du drone quadrirotor, chercheurs ont proposé les hypothèses suivantes :

- La masse du quadrirotor est de un kilogramme pour une envergure de un mètre.
- La structure du système est supposée rigide.
- La structure est supposée parfaitement symétrique donc la matrice d'inertie sera diagonale.
- La portance et la traînée de chaque moteur sont proportionnelles au carré de la vitesse ce qui se rapproche énormément du comportement aérodynamique du système réel.
- A partir du moment où le micro hélicoptère est en vol on n'utilisera plus que la vitesse relative à la vitesse de rotation des moteurs en vol stationnaire.

Le modèle est régi par les équations de la mécanique qui le font évoluer sur 6 axes. Il subit des forces d'accélération de différents types :

- La portance : générée par les quatre rotors en rotation, elle permet à l'appareil de s'élever si elle compense au moins la traînée. Elle s'écrit de la forme : $\tau_x = bl(\Omega_4^2 - \Omega_2^2)$ sur l'axe de roulis et $\tau_y = bl(\Omega_3^2 - \Omega_1^2)$ sur l'axe de tangage avec Ω_i^2 la vitesse de chaque moteur

au carré en $(\text{rad/s})^2$, b le coefficient de portance en $(\text{kg.m} / \text{rad}^2)$ et l la demi-envergure du quadrirotor en mètres.

□ La traînée : résultante des frottements de l'air sur le quadrirotor, elle est parallèle et opposée à la trajectoire. Son expression est: $\tau_z = d(\Omega_1^2 + \Omega_3^2 - \Omega_2^2 - \Omega_4^2)$ avec d le coefficient de traînée en $\text{kg.m}^2/\text{rad}^2$.

□ L'effet gyroscopique : lorsque le quadrirotor est en rotation sur deux axes, cette force apparaît sur le troisième axe et tend à résister aux mouvements du quadrirotor. Elle vaut :

$\tau_y = I_{\text{rotor}} \omega_x (-\Omega_1^2 - \Omega_3^2 + \Omega_2^2 + \Omega_4^2)$ et $\tau_x = I_{\text{rotor}} \omega_y (\Omega_1^2 + \Omega_3^2 - \Omega_2^2 - \Omega_4^2)$ avec I_{rotor} le moment d'inertie du moteur en kg.m^2 et ω_x la vitesse angulaire suivant l'axe des x en rad/s .

En projetant les trois forces précédentes et en ajoutant l'effet sur l'accélération des moments d'inertie sur chaque axe, le quadrirotor réagit alors en roulis, tangage et lacet de la manière suivante :

$$\ddot{\psi} = \frac{d(\Omega_1^2 + \Omega_3^2 - \Omega_2^2 - \Omega_4^2)}{I_z} + \frac{(I_x - I_y)}{I_z} \dot{\theta} \dot{\phi}$$

Équation de la vitesse angulaire suivant l'axe de lacet.

$$\ddot{\phi} = \frac{I_{\text{rotor}} \dot{\theta} (\Omega_1 + \Omega_3 - \Omega_2 - \Omega_4)}{I_x} + \frac{(I_y - I_z)}{I_x} \dot{\theta} \dot{\psi} + \frac{bl(\Omega_4^2 - \Omega_2^2)}{I_x}$$

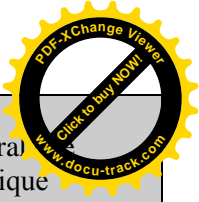
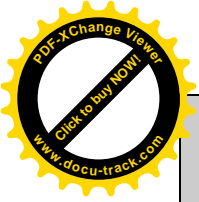
Équation de la vitesse angulaire suivant l'axe de roulis.

$$\ddot{\theta} = \frac{-I_{\text{rotor}} \dot{\phi} (\Omega_1 + \Omega_3 - \Omega_2 - \Omega_4)}{I_y} + \frac{(I_z - I_x)}{I_y} \dot{\phi} \dot{\psi} + \frac{bl(\Omega_3^2 - \Omega_1^2)}{I_y}$$

Équation de la vitesse angulaire suivant l'axe de tangage

Aussi, le quadrirotor subit des accélérations sur les trois axes de l'espace. Ces accélérations dépendent de la portance générée par les moteurs notée T_i qui vaut $T_i = b.\Omega_i^2$ avec $i \in \{1, 2, 3, 4\}$ chaque moteur.

Du principe de la dynamique : $\vec{F} = m.\vec{g}$ avec $\vec{F} = \sum T_i$ et projetées dans les trois dimensions de l'espace, ces accélérations se résument de la sorte :



$$\ddot{x} = \frac{(\cos \psi \sin \theta + \sin \psi \sin \phi)}{m} \sum_1^4 T_i$$

Équation de l'accélération suivant l'axe x

$$\ddot{y} = \frac{(\sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi)}{m} \sum_1^4 T_i$$

Équation de l'accélération suivant l'axe y

$$\ddot{z} = -g + \frac{(\cos \theta \cos \phi)}{m} \sum_1^4 T_i$$

Équation de l'accélération suivant l'axe z

Plus de détails sera développé dans le point suivant.

2.6 Développement du modèle selon Lagrange –Euler

Le modèle sera développé selon une approche Lagrangienne c'est à dire selon les énergies cinétiques et potentielles.

L'équation de Lagrange s'écrit :

$$\Gamma_i = \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial L}{\partial q_i} \quad (2.1)$$

$$L = T - V \quad (2.2)$$

Avec q_i : coordonnées généralisées.

Γ_i : Forces généralisées données par les forces non conservatrices.

T : énergie cinétique totale.

V : énergie potentielle totale.

On définit les angles de lacet, tangage et roulis (angles aéronautiques) de la façon suivante (Figure 2.9) :

- Rotation de $\Phi(t)$ autour de l'axe x (angle de roulis avec $-\pi/2 \leq \Phi \leq \pi/2$)
- Rotation de $\theta(t)$ autour de l'axe y (angle de tangage avec $-\pi/2 \leq \theta \leq \pi/2$)
- Rotation de $\psi(t)$ autour de l'axe z (angle de lacet avec $-\pi \leq \psi \leq \pi$)

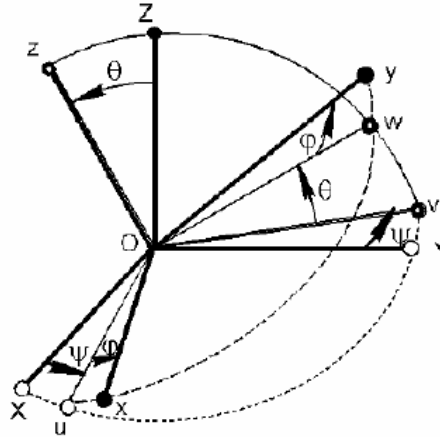


Figure 2.9 Définition des rotations et des angles d'Euler

Note : les écritures $\Phi(t)$, $\theta(t)$, et $\psi(t)$ seront notés Φ , θ , et ψ , pour la simplification.

Pour décrire la position et l'orientation de l'hélicoptère dans le repère R_0 , une paramétrisation en lacet, tangage, et roulis est utilisée [27]. La configuration de l'appareil est décrite au moyen de trois rotations élémentaires définies par les trois angles de rotation.

Afin d'effectuer le passage du repère R_0 au repère R_G , il est nécessaire d'effectuer trois rotations autour des trois axes :

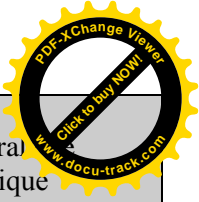
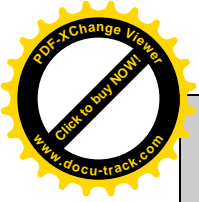
$$R(E_x, E_y, E_z) \xrightarrow{H_\psi} R(U, V, E_z) \xrightarrow{H_\theta} R(E_1^g, V, W) \xrightarrow{H_\phi} R(E_1^g, E_2^g, E_3^g) \quad (2.3)$$

Où :

$R_0 = \{O, E_x, E_y, E_z\}$ est le repère de base, et $R_G = \{G, E_1^g, E_2^g, E_3^g\}$ est le repère local.

$R = \{U, V, E_z\}$ et $R = \{E_1^g, V, W\}$ sont des bases intermédiaires et H_ψ , H_θ , H_ϕ les matrices de rotation orthogonales :

$$R(x, \phi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ \cos\phi & -\sin\phi & 0 \\ \sin\phi & \cos\phi & 0 \end{pmatrix} \quad R(y, \theta) = \begin{pmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{pmatrix} \quad R(z, \psi) = \begin{pmatrix} \sin\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$



En multipliant les trois matrices on obtient. :

$$R(\phi, \theta, \psi) = \begin{pmatrix} \cos(\psi)\cos(\theta) & \cos(\psi)\sin(\theta)\sin(\phi) - \sin(\psi)\cos(\phi) & \cos(\psi)\sin(\theta)\cos(\phi) + \sin(\psi)\sin(\phi) \\ \sin(\psi)\cos(\theta) & \sin(\psi)\sin(\theta)\sin(\phi) + \cos(\psi)\cos(\phi) & \sin(\psi)\sin(\theta)\cos(\phi) - \sin(\phi)\cos(\psi) \\ -\sin(\theta) & \cos(\theta)\sin(\phi) & \cos(\theta)\cos(\phi) \end{pmatrix}$$

Soit $[\vec{X}, \vec{Y}, \vec{Z}]$ une base orthonormée constituant un repère fixe. Si le quadrirotor subit trois rotations successives selon les angles aéronautiques on a alors :

$$r_{x,y,z}(x, y, z) = R(\phi, \theta, \psi) \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix}$$

Donc les coordonnées en fonction de t deviennent :

Pour simplifier les écritures $\Phi(t)$, $\theta(t)$ et $\psi(t)$ seront notés Φ , θ et ψ

$$\begin{cases} r_x(x, y, z) = \cos(\psi)\cos(\theta)x + [\cos(\psi)\sin(\theta)\sin(\phi) - \sin(\psi)\cos(\phi)]y + [\cos(\psi)\sin(\theta)\cos(\phi) + \sin(\psi)\sin(\phi)]z \\ r_y(x, y, z) = \sin(\psi)\cos(\theta)x + [\sin(\psi)\sin(\theta)\sin(\phi) + \cos(\psi)\cos(\phi)]y + [\sin(\psi)\sin(\theta)\cos(\phi) - \sin(\psi)\cos(\phi)]z \\ r_z(x, y, z) = -\sin(\theta)x + \cos(\theta)\sin(\phi)y + \cos(\theta)\cos(\phi)z \end{cases} \quad (2.4)$$

Par dérivation on obtient les vitesses correspondantes :

$$\begin{aligned} V_x(x, y, z) &= [-\dot{\theta}\sin(\theta)\cos(\psi) - \dot{\psi}\sin(\psi)\cos(\theta)]x + \\ &+ [-\dot{\psi}\sin(\psi)\sin(\theta)\sin(\phi) + \dot{\theta}\cos(\psi)\cos(\theta)\sin(\phi) + \dot{\phi}\cos(\psi)\sin(\theta)\cos(\phi) - \dot{\psi}\cos(\psi)\cos(\phi) + \dot{\phi}\sin(\phi)\sin(\psi)]y + \\ &+ [-\dot{\psi}\sin(\psi)\sin(\theta)\cos(\phi) + \dot{\theta}\cos(\psi)\cos(\theta)\cos(\phi) - \dot{\phi}\cos(\psi)\sin(\theta)\sin(\phi) + \dot{\psi}\cos(\psi)\sin(\phi) + \dot{\phi}\cos(\phi)\sin(\psi)]z \\ V_y(x, y, z) &= [\dot{\psi}\cos(\psi)\cos(\theta) - \dot{\theta}\sin(\theta)\sin(\psi)]x + \\ &+ [-\dot{\psi}\cos(\psi)\sin(\theta)\sin(\phi) + \dot{\theta}\cos(\theta)\sin(\psi)\sin(\phi) + \dot{\phi}\sin(\psi)\sin(\theta)\cos(\phi) - \dot{\psi}\sin(\psi)\cos(\phi) - \dot{\phi}\sin(\phi)\cos(\psi)]y + \end{aligned}$$

Conception et Réalisation d'un drone Quadrirotor	Chapitre 2 Principe de fonctionnement d'un hélicoptère a quatre hélices	Ecole Doctorale l'Automatique
---	---	----------------------------------

$$[\dot{\psi}\cos(\psi)\sin(\theta)\cos(\phi)+\dot{\theta}\sin(\psi)\cos(\theta)\cos(\phi)-\dot{\phi}\sin(\psi)\sin(\theta)\sin(\phi)+\dot{\psi}\sin(\psi)\sin(\phi)+\dot{\phi}\cos(\phi)\cos(\psi)]z$$

$$V_z(x,y,z)=\dot{\theta}\cos(\theta)x+[\dot{\theta}\sin(\theta)\sin(\phi)+\dot{\phi}\cos(\theta)\cos(\phi)]y+[-\dot{\theta}\sin(\theta)\cos(\phi)-\dot{\phi}\cos(\theta)\sin(\phi)]z \quad (2.5)$$

Que l'on peut écrire sous la forme :

$$v_x(x,y,z)=v_{xx}x+v_{xy}y+v_{xz}z=\begin{pmatrix} v_{xx} & v_{xy} & v_{xz} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} \quad (2.6)$$

$$v_y(x,y,z)=v_{yx}x+v_{yy}y+v_{yz}z=\begin{pmatrix} v_{yx} & v_{yy} & v_{yz} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} \quad (2.7)$$

$$v_z(x,y,z)=v_{zx}x+v_{zy}y+v_{zz}z=\begin{pmatrix} v_{zx} & v_{zy} & v_{zz} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} \quad (2.8)$$

Donc le carré de la norme de la vitesse est :

$$v^2(x,y,z)=v_x^2+v_y^2+v_z^2 \quad (2.9)$$

$$v^2(x,y,z)=\begin{pmatrix} v_{xx} & v_{xy} & v_{xz} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} v_{yx} & v_{yy} & v_{yz} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} v_{zx} & v_{zy} & v_{zz} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} \quad (2.10)$$

$$\text{Avec :} \quad A = \begin{pmatrix} x^2 & xy & xz \\ xy & y^2 & yz \\ xz & yz & z^2 \end{pmatrix} \quad (2.11)$$

2.7 Expression de l'énergie cinétique

L'énergie cinétique peut être exprimée en fonction de la masse et le carré de la vitesse, comme :

EDGE/ USTO-MB ORAN	Page 19	2009/2010
--------------------	---------	-----------

$$T = \frac{1}{2}mv^2 \quad (2.12)$$

Ou plus en détail :

$$\begin{aligned} T = & \frac{1}{2} \int (y^2 + z^2) dm [\dot{\psi}^2 \sin^2(\theta) - 2\dot{\phi}\dot{\psi} \sin(\theta) + \dot{\phi}^2] \\ & + \frac{1}{2} \int (x^2 + y^2) dm [\dot{\psi}^2 \cos^2(\phi) \cos^2(\theta) - 2\dot{\theta}\dot{\psi} \sin(\phi) \cos(\phi) \cos(\theta) + \sin^2(\phi) \dot{\theta}^2] \\ & + \frac{1}{2} \int (x^2 + z^2) dm [\dot{\psi}^2 \sin^2(\phi) \cos^2(\theta) + 2\dot{\theta}\dot{\psi} \sin(\phi) \cos(\phi) \cos(\theta) + \cos^2(\phi) \dot{\theta}^2] \\ & + \int xy dm [\dot{\psi}^2 \sin(\phi) \sin(\theta) \cos(\theta) + \dot{\psi}(\cos(\phi) \sin(\theta) \dot{\theta} - \sin(\phi) \cos(\theta) \dot{\phi}) - \cos(\phi) \dot{\phi} \dot{\theta}] \\ & + \int xz dm [\dot{\psi}^2 \cos(\phi) \sin(\theta) \cos(\theta) + \dot{\psi}(-\cos(\phi) \cos(\theta) \dot{\phi} - \sin(\phi) \sin(\theta) \dot{\theta}) + \sin(\phi) \dot{\phi} \dot{\theta}] \\ & + \int yz dm [-\dot{\psi}^2 \sin(\phi) \cos(\theta) \cos^2(\theta) + \dot{\psi}(\sin^2(\phi) \cos(\theta) \dot{\theta} - \cos^2(\phi) \cos(\theta) \dot{\theta}) + \sin(\phi) \cos(\phi) \dot{\theta}^2] \end{aligned} \quad (2.13)$$

En prenant l'hypothèse que le système est parfaitement symétrique, et qu'ainsi les produits d'inertie sont nuls et que la matrice d'inertie du quadrirotor est diagonale, on peut simplifier l'équation de l'énergie cinétique :

$$T = \frac{1}{2} I_x (\dot{\phi} - \dot{\psi} \sin(\theta))^2 + \frac{1}{2} I_y (\dot{\theta} \cos(\phi) + \dot{\psi} \sin(\phi) \cos(\theta))^2 + \frac{1}{2} I_z (\dot{\theta} \sin(\phi) - \dot{\psi} \cos(\phi) \cos(\theta))^2 \quad (2.14)$$

$$\text{avec } I_x = \frac{1}{2} \int (y^2 + z^2) dm, \quad I_y = \frac{1}{2} \int (x^2 + z^2) dm, \quad I_z = \frac{1}{2} \int (x^2 + y^2) dm$$

2.8 Expression de l'énergie potentielle

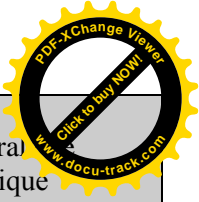
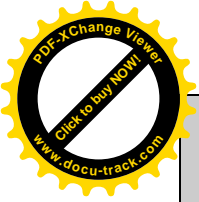
$$V = g \int (-\sin \theta x + \sin \phi \cos \theta y + \cos \phi \cos \theta z) dm \quad (2.15)$$

$$V = g \int x dm (-g \sin(\theta)) + \int y dm (g \sin(\phi) \cos(\theta)) + \int z dm (g \cos(\phi) \cos(\theta)) \quad (2.16)$$

Les équations de mouvements sont alors données par :

Avec τ : forces généralisées données par les forces non conservatrices.

$$\text{Equation du roulis} \quad \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\phi}} \right) - \left(\frac{\partial L}{\partial \phi} \right) = \tau_\phi \quad (2.17)$$



$$\text{Equation du tangage} \quad \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\psi}} \right) - \left(\frac{\partial L}{\partial \psi} \right) = \tau_{\psi} \quad (2.18)$$

$$\text{Equation du lacet} \quad \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\theta}} \right) - \left(\frac{\partial L}{\partial \theta} \right) = \tau_{\theta} \quad (2.19)$$

Pour le roulis :

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\phi}} \right) - \left(\frac{\partial L}{\partial \phi} \right) = & \ddot{\phi} \cdot I_x - \ddot{\psi} \cdot \sin \theta \cdot I_x - \dot{\psi} \cdot \dot{\theta} \cos \theta (I_x + (I_y - I_z)(2 \cos^2 \phi - 1)) + \dot{\theta}^2 \frac{1}{2} \sin 2\phi (I_y - I_z) - \dot{\psi}^2 \frac{1}{2} \sin 2\phi \cos^2 \theta (I_y - I_z) \\ & + \int y dm \cdot (-g \cos \phi \cos \theta) + \int z dm \cdot (g \sin \phi \cos \theta) \end{aligned} \quad (2.20)$$

Pour le tangage :

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\theta}} \right) - \left(\frac{\partial L}{\partial \theta} \right) = & \ddot{\theta} \cdot (I_y \cos^2 \phi + I_z \sin^2 \phi) + \ddot{\psi} \cdot \frac{1}{2} \sin 2\phi \cos \theta (I_y - I_z) + \dot{\psi}^2 \cdot \frac{1}{2} \sin 2\theta (-I_x + I_y \sin^2 \phi + I_z \cos^2 \phi) + \dot{\theta} \dot{\phi} \sin 2\phi (I_z - I_y) \\ & + \dot{\psi} \dot{\phi} \cos \theta (\cos 2\theta \cdot (I_y - I_z) + I_x) + \int x dm \cdot (-g \cos \theta) - \int y dm \cdot (g \sin \phi \sin \theta) - \int z dm \cdot (g \cos \phi \sin \theta) \end{aligned} \quad (2.21)$$

Pour le lacet :

$$\frac{\delta V}{\delta \dot{\psi}} = 0 \quad (2.22)$$

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\psi}} \right) = & \ddot{\psi} \cdot (\cos^2 \theta (I_z \cos^2 \phi + I_y \sin^2 \phi) + \sin^2 \theta I_x) - \ddot{\phi} \sin \theta I_x + \dot{\theta}^2 \frac{1}{2} \sin 2\phi \cos \theta (I_y - I_z) + \dot{\theta} \dot{\psi} \sin 2\theta (I_x - I_z \cos^2 \phi + I_y \sin^2 \phi) \\ & - \dot{\psi} \dot{\phi} \sin 2\phi \cos^2 \theta (I_y - I_z) + \dot{\theta} \dot{\phi} \cos \theta (I_x + (2 \cos^2 \phi - 1)(I_y - I_z)) - \dot{\theta}^2 \frac{1}{2} \sin 2\phi \sin \theta (I_y - I_z) \end{aligned} \quad (2.23)$$

2.9 Expression des forces non conservatrices

- **La portance :** Les moteurs créent en direction des axes X et Y des couples

(Figure 2.10):

$$\tau_x = bl(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \quad \tau_y = bl(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \quad (2.24)$$

b est la constante unissant la poussée et la vitesse de rotation d'un moteur et l est la demi envergure du quadrirotor.

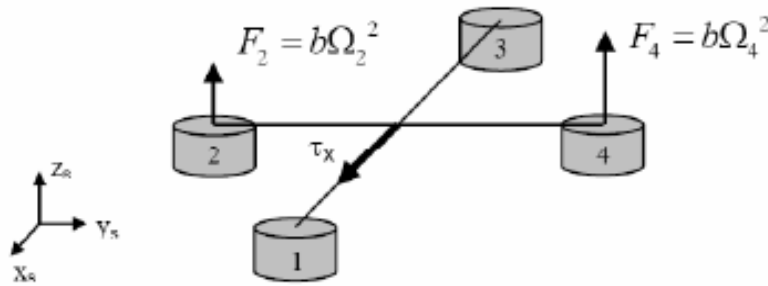


Figure 2.10 Rotation due à la portance des moteurs réglant le roulis

- **La traînée** Les hélices créent un couple vertical (Figure 2.11):

$$\tau_z = d(\Omega_1^2 + \Omega_3^2 - \Omega_2^2 - \Omega_4^2) \quad (2.25)$$

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

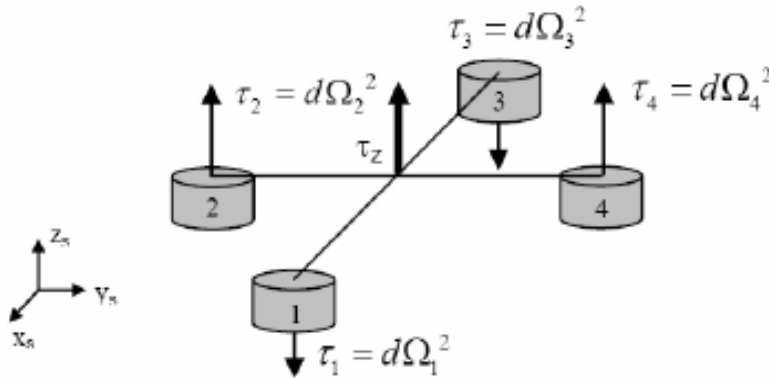


Figure 2.11 Rotation en lacet due à la traînée des hélices.

- **Les effets gyroscopiques** (Figure 2.12) sont dus aux hélices lors d'une rotation autour de l'axe X et Y du repère du solide [27] :

$$\tau_y = I_{rotor} \omega_x (-\Omega_1^2 - \Omega_3^2 + \Omega_2^2 + \Omega_4^2) \quad \tau_x = I_{rotor} \omega_y (\Omega_1^2 + \Omega_3^2 - \Omega_2^2 - \Omega_4^2) \quad (2.26)$$

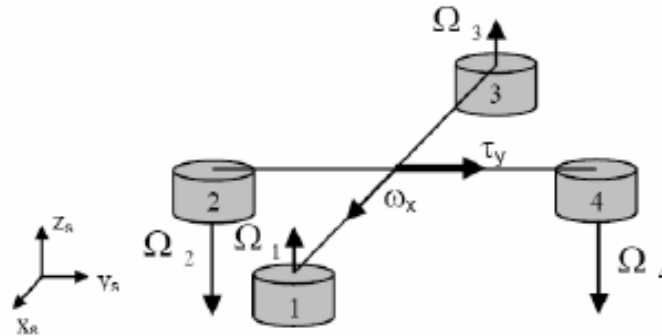


Figure 2.12 Rotation en tangage due aux effets gyroscopiques des hélices.

En additionnant tous les couples liés aux différents effets on obtient :

$$\tau_x = bl(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) + I_{rotor}\omega_y(\Omega_1 + \Omega_3 - \Omega_2 - \Omega_4) \quad (2.27)$$

$$\tau_y = bl(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) + I_{rotor}\omega_x(-\Omega_1 - \Omega_3 + \Omega_2 + \Omega_4) \quad (2.28)$$

$$\tau_z = d(\Omega_1^2 + \Omega_3^2 - \Omega_2^2 - \Omega_4^2) \quad (2.29)$$

Calcul des coefficients b et d.

Calcul de b : $F_i = b\Omega_i^2$ (2.30)

F est la force générée par l'ensemble hélice moteur, exprimée en Newton.

Ω est la vitesse de rotation de l'hélice exprimée en radian par seconde.

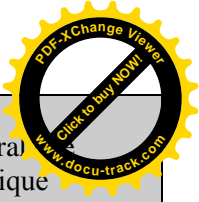
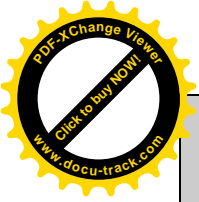
Calcul de d :

Pour le calcul du coefficient de traînée, il faut effectuer l'expérience suivante :

On pose le quadrirotor sur un support permettant la rotation libre suivant l'axe vertical (Z) (mouvement de lacet uniquement), puis on entre une consigne de puissance connue sur deux des quatre moteurs (ici moteur un et trois) puis on chronomètre le temps mis par le drone pour effectuer un quart de tour ($\psi = \frac{\pi}{2}$).

La relation entre l'angle de lacet et la vitesse des moteurs est la suivante :

$$\ddot{\psi} = \frac{d(\Omega_1^2 + \Omega_3^2 - \Omega_2^2 - \Omega_4^2)}{I_z} \quad (2.31)$$



Grâce au montage, le seul mouvement possible est le lacet. On obtient ainsi la relation suivante :

$$\frac{(I_x - I_y)}{I_z} \dot{\theta} \dot{\Phi} = 0 \quad (2.32)$$

En intégrant cette fonction à deux reprises, nous obtenons la loi de l'angle de lacet :

$$\psi = \frac{d(\Omega_1^2 + \Omega_3^2 - \Omega_2^2 - \Omega_4^2)}{I_z} \frac{t^2}{2} \quad (2.33)$$

Pour l'expérience, il faut mettre les moteurs un et trois à mi-puissance et les moteurs deux et quatre à l'arrêt. On effectue un quart de tour suivant z. La mesure de t se fait lorsque la vitesse de rotation suivant z est constante :

$$\frac{\pi}{2} = \frac{d2\Omega^2}{I_z} \frac{t^2}{2} \quad (2.34)$$

$$\Rightarrow d = \frac{\pi I_z}{2\Omega^2 t^2} \quad (2.35)$$

- **L'effet d'inertie** du système est lié aux interactions des mouvements.

Les commandes des mouvements de roulis et de tangage interviennent sur le lacet au travers du terme d'inertie. De même, le lacet et le roulis agissent sur le tangage. Grâce aux effets d'inertie et aux effets gyroscopiques.

De la même manière le lacet et le tangage agissent sur le roulis. Ainsi les trois rotations sont clairement couplées.

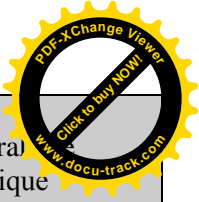
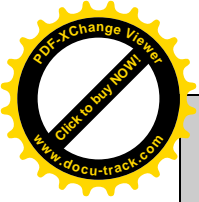
ω est la vitesse angulaire.

$$\Gamma_{\phi} = I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z \quad (2.36)$$

$$\Gamma_{\theta} = I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z \quad (2.37)$$

$$\Gamma_{\psi} = I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y \quad (2.38)$$

Si on fait la somme des accélérations de la poussée, traînée, de l'effet d'inertie, de l'effet gyroscopique. En appliquant l'approximation de petits angles, dans le repère solide on arrive aux trois équations suivantes :



$$\begin{aligned}\ddot{\psi} &= \frac{d(\Omega_1^2 + \Omega_3^2 - \Omega_2^2 - \Omega_4^2)}{I_z} + \frac{(I_x - I_y)}{I_z} \dot{\theta} \dot{\Phi} \\ \ddot{\phi} &= \frac{I_{rotor} \dot{\theta} (\Omega_1 + \Omega_3 - \Omega_2 - \Omega_4)}{I_x} + \frac{(I_y - I_z)}{I_x} \dot{\theta} \dot{\psi} + \frac{bl(\Omega_4^2 - \Omega_2^2)}{I_x} \\ \ddot{\theta} &= \frac{-I_{rotor} \dot{\phi} (\Omega_1 + \Omega_3 - \Omega_2 - \Omega_4)}{I_y} + \frac{(I_z - I_x)}{I_y} \dot{\phi} \dot{\psi} + \frac{bl(\Omega_3^2 - \Omega_1^2)}{I_y}\end{aligned}\quad (2.39)$$

Ces trois relations donnent les accélérations angulaires suivant les axes X, Y et Z du sol en fonction de la vitesse de chaque couple moteur hélice. Grâce à ces trois relations et à la dynamique des moteurs nous pouvons concevoir un modèle du drone quadrirotor sous Simulink.

2.10 Etude de la dynamique des moteurs

La fonction de transfert d'un moteur électrique est du second ordre et s'écrit sous la forme suivante :

$$H(p) = \frac{K}{K^2 + Rf + (Rj + Lf)p + LJp^2} \quad (2.40)$$

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.cm²

Ainsi, cette fonction de transfert peut se rapprocher d'un premier ordre en négligeant certains éléments. En effet, l'inductance est de l'ordre du milliHenry, elle est donc négligeable devant la résistance du moteur qui est de l'ordre de la dizaine d'Ohm. De même, les frottements d'un moteur sont négligeables devant l'inertie du rotor.

On obtient donc :

$$H(p) = \frac{K}{K^2 + RJp} \Rightarrow H(p) = \frac{k}{1 + \tau p} \quad (2.41)$$

k : gain du moteur en rad/s/volt

τ : constante de temps du moteur en secondes.

2.11 Schéma de la modélisation sous Simulink.

Connaissant les relations entre les poussées des différents moteurs et les accélérations angulaires (équation (2.41) et (2.39)), on peut établir un modèle sous Simulink (Figure 2.13).

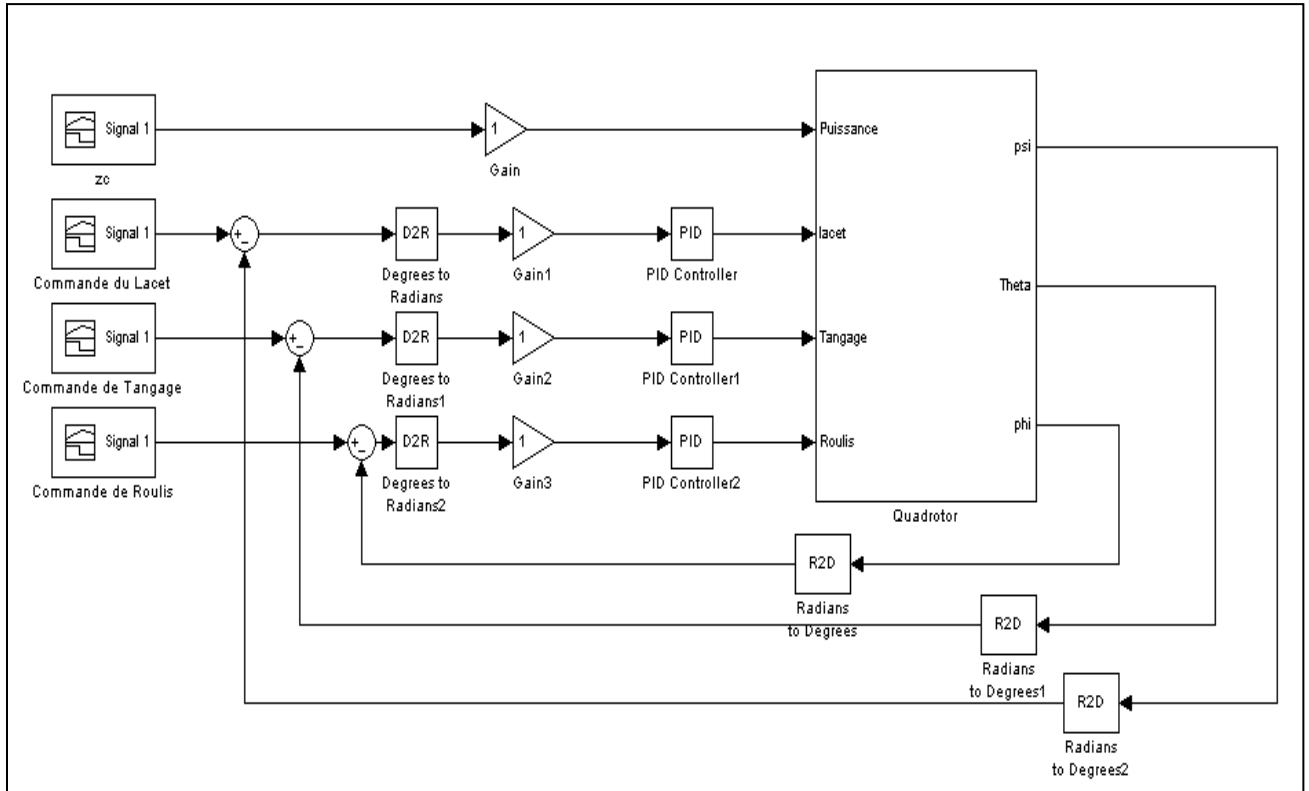


Figure 2.13 Schéma du modèle Simulink

Le sous système Quadrirotor modélise la dynamique de notre drone (Figure 2.14), il comprend trois autres sous systèmes :

- Poussée et trainée.
- Effet gyroscopique.
- Effet d'inertie.

Les blocs [R2D] dont le schéma Simulink représentent les blocs de transformation des angles du radian en degré.

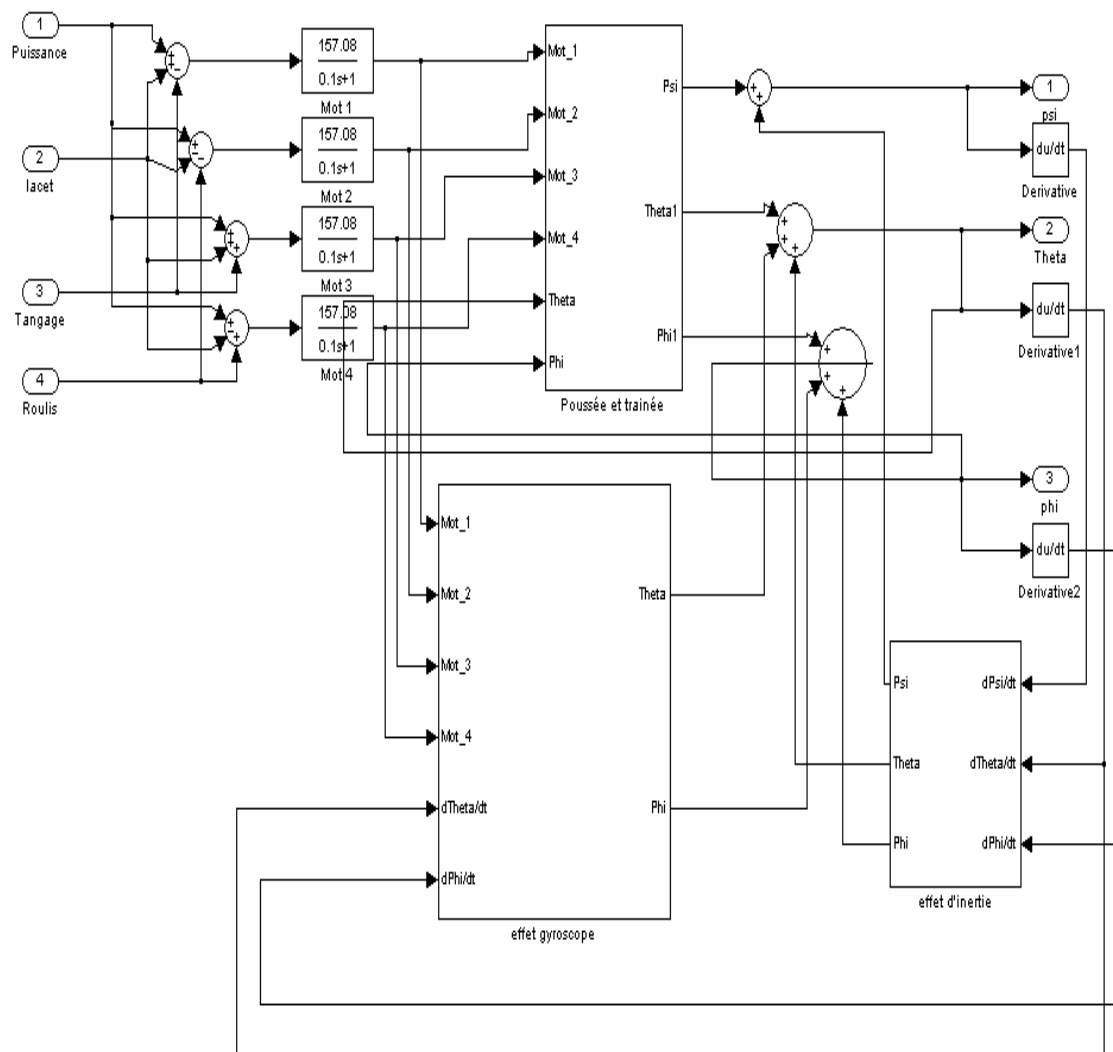


Figure 2.14 Ensemble des sous système du quadrirotor.

La figure 2.15 montre la modélisation de la poussée et la trainée.

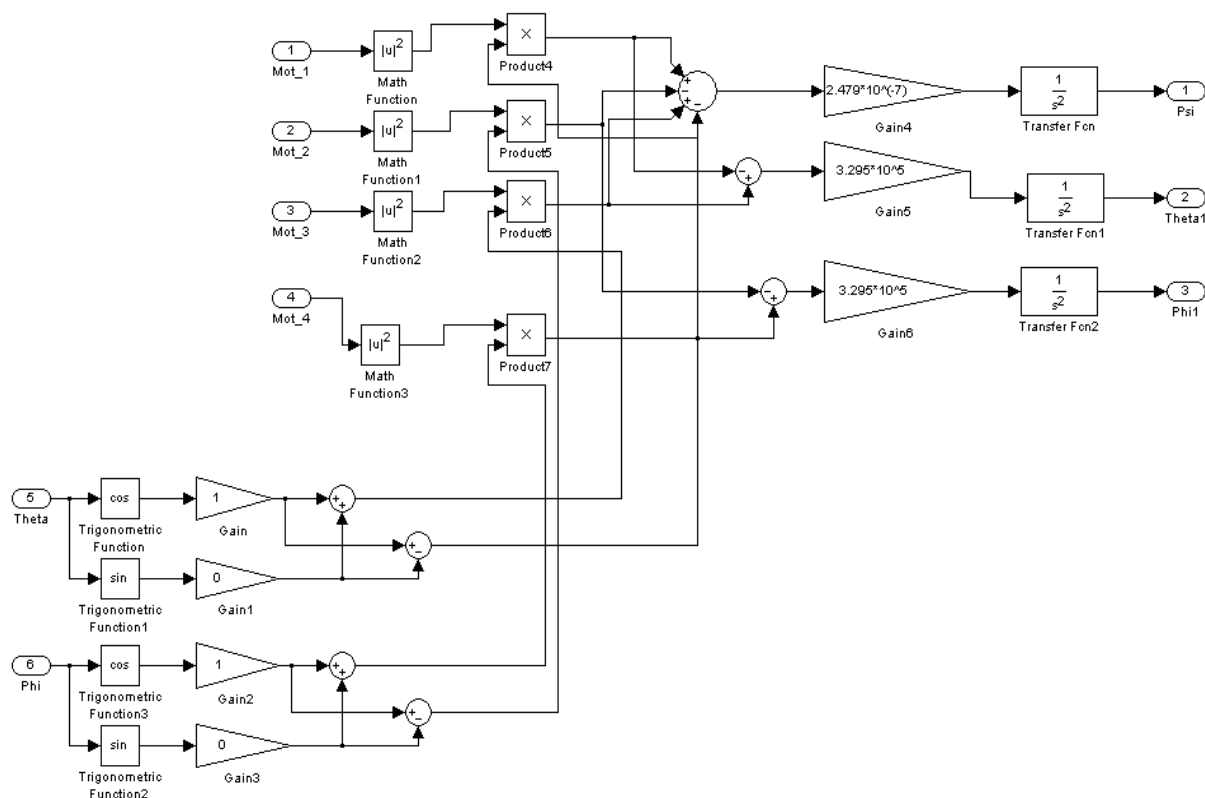


Figure 2.15 Modélisation de la Poussée et la trainée.

Les figures (Figure 2.16) et (Figure 2.17) nous montre la modélisation de l'effet de l'inertie, et l'effet gyroscopique, sous Simulink.

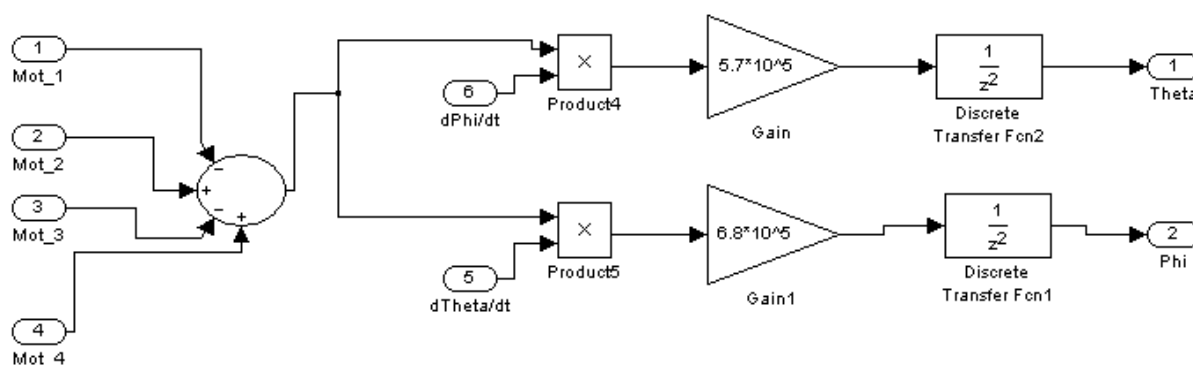


Figure 2.16 Modélisation de l'effet gyroscopique.

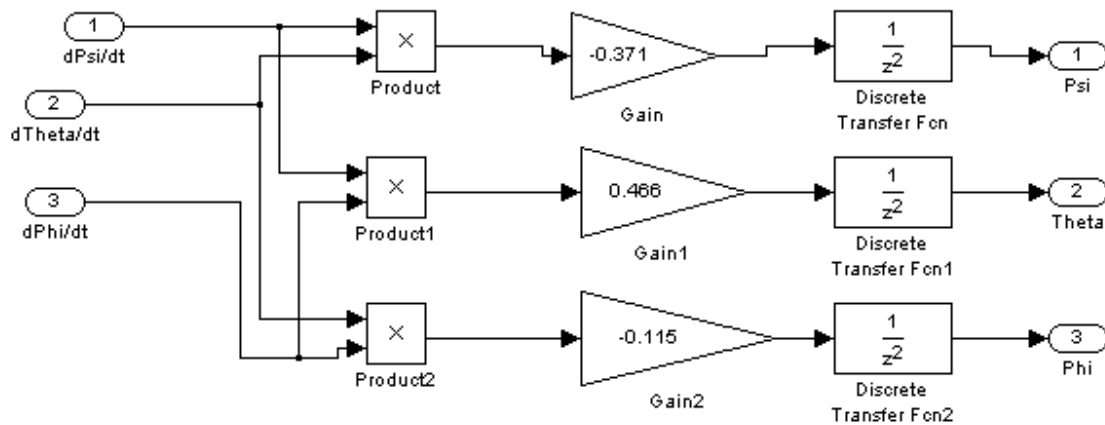


Figure 2.17 Modélisation de l'effet de l'inertie.

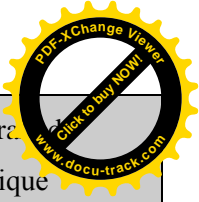
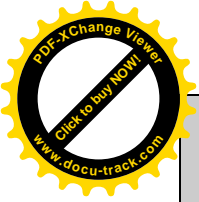
2.12 Conclusion

Dans ce chapitre une description du principe de fonctionnement du drone quadrirotor est présentée avec une description détaillée sur ses mouvements possibles ainsi que les modes de vol, en collaboration avec le jargon (tangage, roulis, lacet) de vol correcte, qui désigne les signaux d'entrée et de leurs réponses de sorties correspondantes.

En se basant sur les lois de la cinématique (Euler / Lagrange), ce chapitre présente une modélisation dynamique du drone quadrirotor.

Connaissant les relations entre les poussées des différents moteurs et les accélérations angulaires. On peut établir un modèle sous MATLAB Simulink.

Le but est de déterminer le type de correcteurs à mettre en place afin d'assurer une bonne stabilisation du drone sur les trois axes de lacet, tangage et roulis.



Chapitre 3

Stabilisation du drone sur les trois axes de lacet, tangage et roulis

Le drone est piloté grâce à quatre commandes : la puissance (qui permet de contrôler l'altitude), le roulis, le tangage et de lacet. Ces commandes sont ensuite envoyées aux différents moteurs. La commande de puissance est envoyée à tous les moteurs, tout comme le lacet. Le tangage et le roulis sont obtenus en contrôlant seulement deux moteurs (1 et 3 pour le tangage et 2 et 4 pour le roulis).

Le sous-système quadrirotor comprend les équations mécaniques qui modélisent la dynamique du système. Les correcteurs implémentés sont des correcteurs Proportionnel Intégral Dérivé (PID), par la suite nous utilisons la commande LQ.

Cependant, il est toujours possible d'étudier le type de correcteurs à mettre en place afin d'obtenir une dynamique satisfaisante.

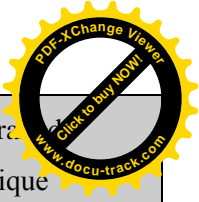
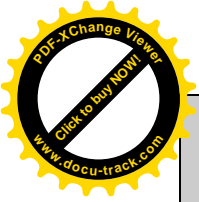
3.1 Les équations d'état du quadrirotor

Le modèle obtenu dans le chapitre précédent, décrit les équations de notre système. Pour l'étude de contrôle, ou de l'asservissement, il est indispensable de réécrire notre système sous forme d'équation d'état, pour l'incorporer dans une boucle de contrôle.

Puisque notre système est non linéaire, on peut réécrire les équations du modèle dynamique sous forme d'équation d'état $\dot{X} = f(X, U)$

Où U est le vecteur d'entrées, et X est le vecteur des états choisi comme :

$$X = [\phi \quad \dot{\phi} \quad \theta \quad \dot{\theta} \quad \psi \quad \dot{\psi} \quad z \quad \dot{z} \quad x \quad \dot{x} \quad y \quad \dot{y}]^T \quad (3.1)$$



$$\begin{aligned}
 x_1 &= \phi & x_7 &= z \\
 x_2 &= \dot{x}_1 = \dot{\phi} & x_8 &= \dot{x}_7 = \dot{z} \\
 x_3 &= \theta & x_9 &= x \\
 x_4 &= \dot{x}_3 = \dot{\theta} & x_{10} &= \dot{x}_9 = \dot{x} \\
 x_5 &= \psi & x_{11} &= y \\
 x_6 &= \dot{x}_5 = \dot{\psi} & x_{12} &= \dot{x}_{11} = \dot{y}
 \end{aligned} \tag{3.2}$$

$$U = [U_1 \quad U_2 \quad U_3 \quad U_4] \tag{3.3}$$

Où les entrées sont choisi tels que :

U_1 : est la commande de la puissance.

U_2 : est la commande du roulis.

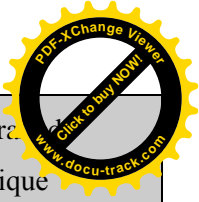
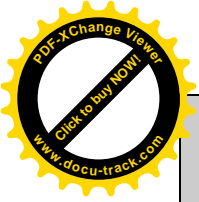
U_3 : est la commande du tangage.

U_4 : est la commande du lacet.

$$\begin{cases}
 U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\
 U_2 = b(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \\
 U_3 = b(\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \\
 U_4 = d(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2)
 \end{cases} \tag{3.4}$$

Dans des conditions de vol stationnaire et en négligeant les perturbations dans le vol vertical, on pourra dire que les vitesses angulaire du quadrirotor est égaux au dérivés des angles d'Euler $(\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}) \approx (p, q, r)$ [24].

En se basant sur le modèle décrit dans le chapitre précédent, et les équations (3.1), et (3.3) on peut écrire :



$$f(X, U) = \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta}\psi a_1 + \dot{\theta}a_2\Omega_r + b_1U_2 \\ \dot{\theta} \\ \dot{\phi}\psi a_3 - \dot{\phi}a_4\Omega_r + b_2U_3 \\ \dot{\psi} \\ \dot{\theta}\dot{\phi}a_5 + b_3U_4 \\ \dot{z} \\ g - (\cos\phi\cos\theta)\frac{1}{m}U_1 \\ \dot{x} \\ u_x\frac{1}{m}U_1 \\ \dot{y} \\ u_y\frac{1}{m}U_1 \end{pmatrix} \quad (3.5)$$

Avec :

$$\begin{aligned} a_1 &= (I_y - I_z) \\ a_2 &= J_r / I_x & b_1 &= l / I_x \\ a_3 &= (I_z - I_x) / I_y & b_2 &= l / I_y \\ a_4 &= J_r / I_y & b_3 &= l / I_z \\ a_5 &= (I_x - I_y) / I_z \end{aligned} \quad (3.6)$$

$$\begin{aligned} u_x &= (\cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi) \\ u_y &= (\cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi) \end{aligned} \quad (3.7)$$

On remarque bien, que les angles d'Euler, et leurs dérivées temporelles sont indépendants des composantes de translation, contrairement aux translations qui dépendent des angles d'Euler.

On pourra donc diviser notre système, en deux sous-systèmes :

- Sous-système des rotations angulaires.
- Sous-système des Translations linéaires.

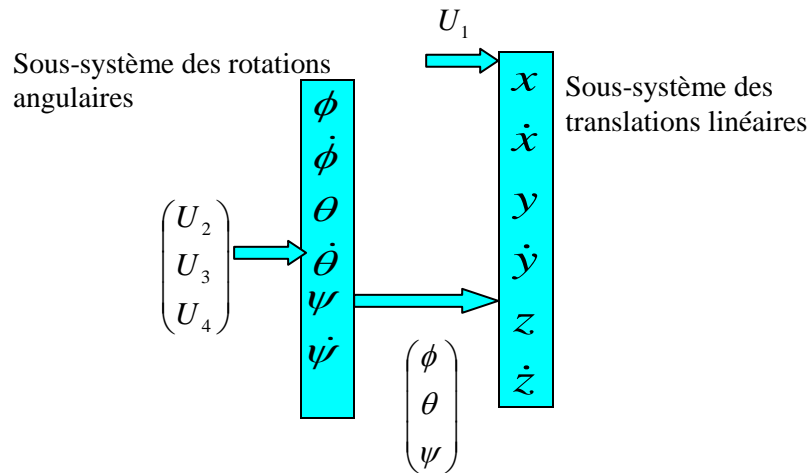


Figure 3.1 Rotation angulaire, et translation linéaire.

3.2 Application du correcteur PID

Le PID est un correcteur utilisé en automatique afin de stabiliser des systèmes mécaniques. Afin d'appliquer un PID, on observe l'écart entre la valeur autour de laquelle on veut stabiliser, la consigne, et la valeur réelle observée sur le système. On appelle cet écart l'erreur.

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

Dans notre cas, nous avons choisi d'utiliser un correcteur PID sur les angles de tangage, roulis et lacet.

La figure 3.2 représente le modèle Simulink, de l'ensemble système correcteur PID.



Ces résultats ne sont intéressants que très proche de la position d'équilibre (roulis, tangage et lacet, proche de zéro). Mais dans le cas d'une orientation initiale lointaine de l'état d'équilibre, la régulation par PID ne peut pas stabiliser le système qui est non linéaire. Il devient instable.

Une fois la modélisation terminée, nous avons donc pu faire des tests (essais et erreurs) pour déterminer les coefficients du PID, et voici les meilleurs résultats que nous avons pu obtenir en simulation :

Les résultats de simulation ont été obtenus en prenant les coefficients de PID, tel que :

EDGE/ USTO-MB ORAN	Page 34	2009/2010
--------------------	---------	-----------

Et ($K_p = 0.06$, $K_i = 0.3$, $K_d = 0.02$) pour la correction en lacet.

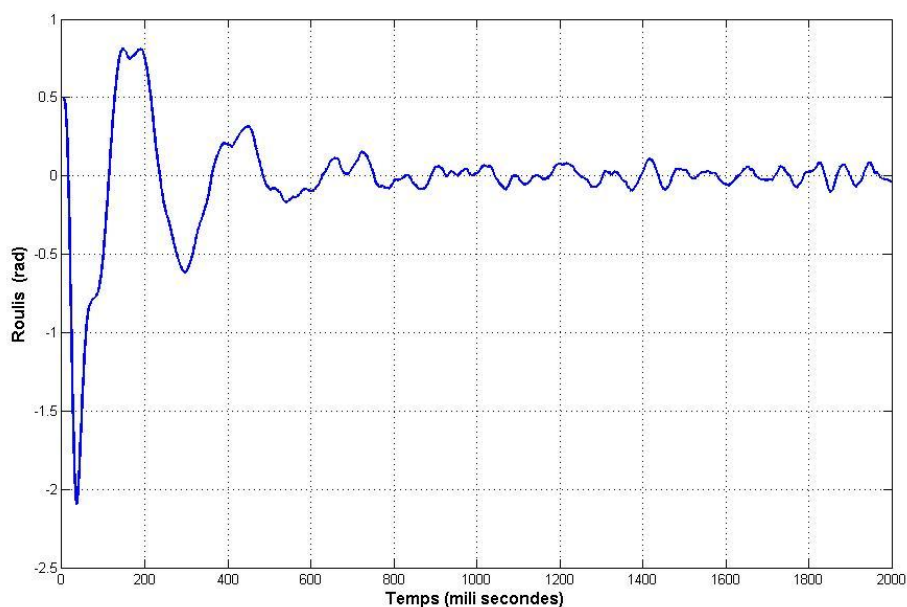


Figure 3.3 Résultat de simulation : correction PID sur le roulis.

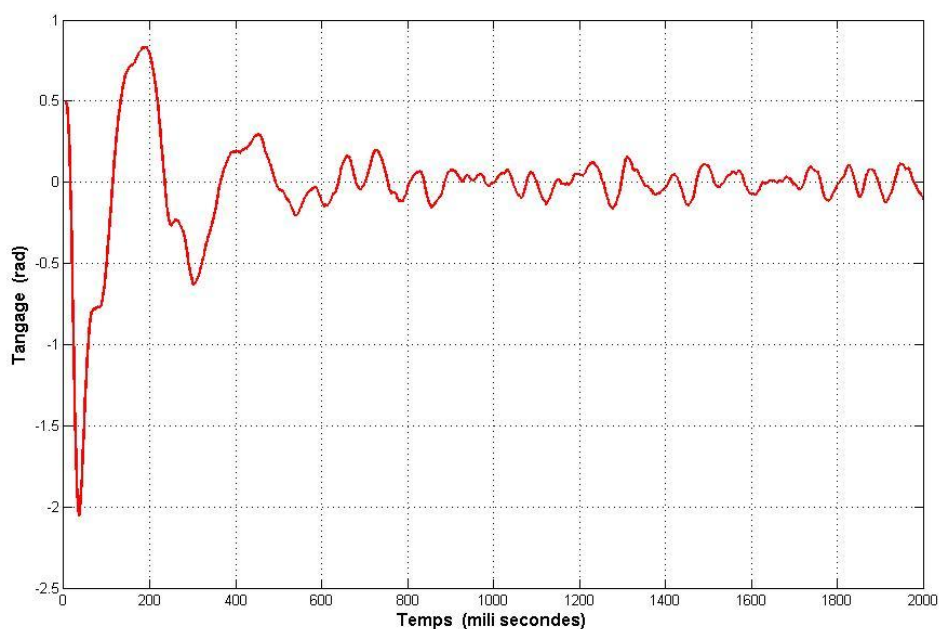


Figure 3.4 Résultat de simulation : correction PID sur le tangage

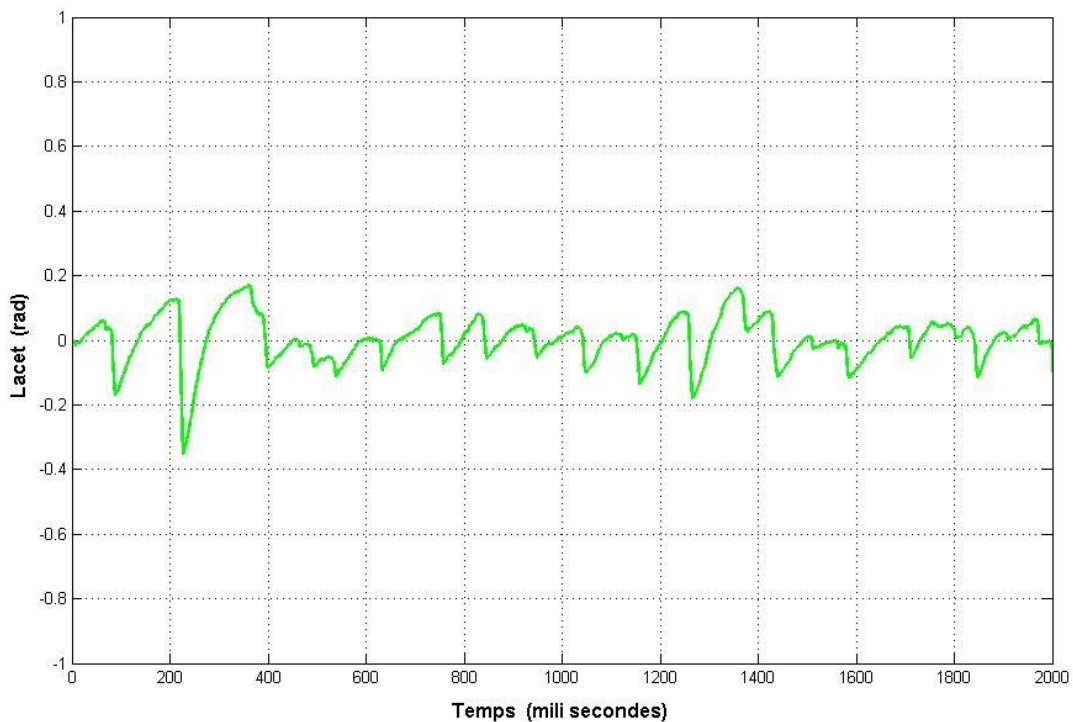


Figure 3.5 Résultat de simulation : correction PID sur le lacet.

S'il y a un seul angle avec une condition initiale non nulle :

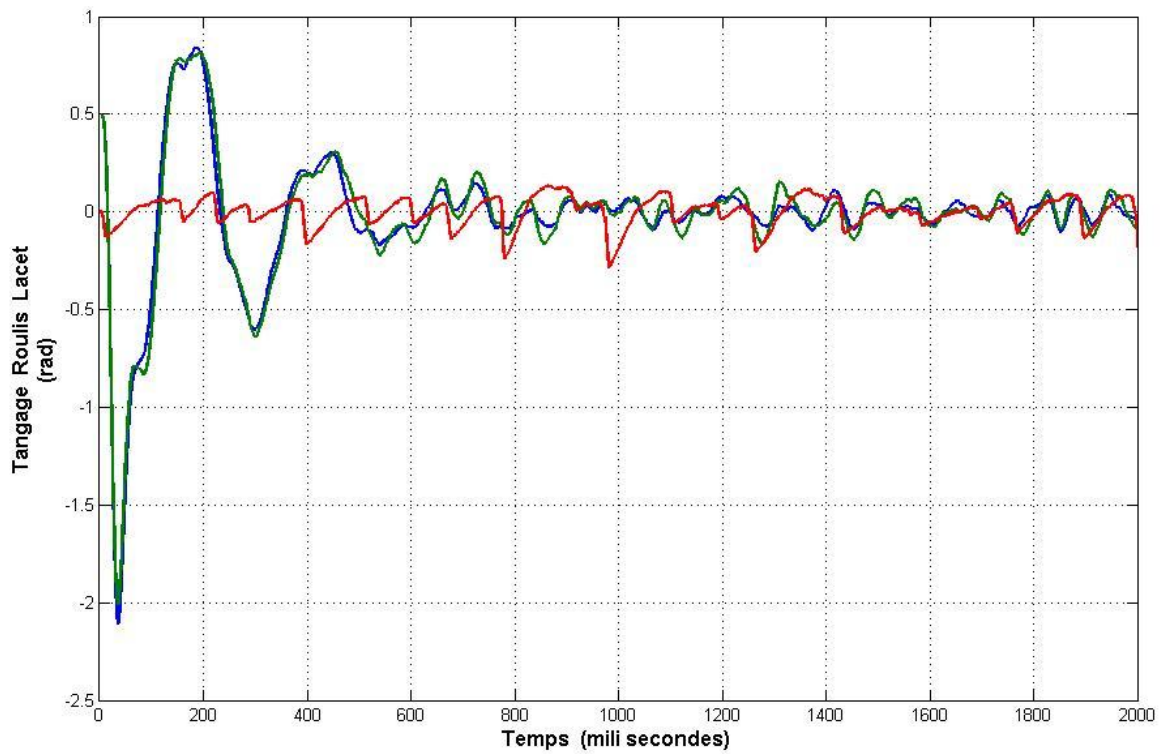
Pour les coefficients de PID (K_p , K_i , K_d) choisis :

Un angle de départ supérieur à 30° pour le tangage ou le roulis ne peut pas être compensé. Par contre le système peut compenser un angle initial de 180° pour le lacet.

Si on place la même condition initiale ($\phi_0, \theta_0, \psi_0 = \text{angle}^\circ$) sur les trois angles :

Le système ne peut pas réguler un angle de plus de 3.29° , pour compenser des conditions initiales loin du point d'équilibre, Il faut un gain important mais un gain trop grand va faire entrer les moteurs en saturation.

Ainsi, le fait d'avoir un seul et même régulateur pour tous les états du système est un problème puisque le gain doit être suffisamment élevé pour que le quadrirotor se stabilise rapidement sans toutefois faire saturer les moteurs. De plus, chaque angle est contrôlé séparément et on ne tient donc pas compte dans la commande des effets de couplages gyroscopiques.



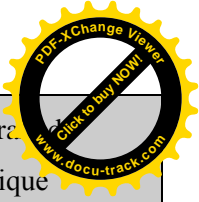
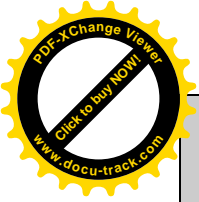
3.4 Application de Commande linéaire quadratique

La théorie de commande optimale est destinée à actionner un système dynamique avec un coût minimum. Dans le cas où le système d'équations différentielles est un système linéaire ou linéarisé autour d'un point de fonctionnement, on peut le représenter sous la forme suivante :

$$\begin{cases} \dot{X} = AX + BU \\ Y = CX + DU \end{cases} \quad (3.8)$$

La synthèse linéaire quadratique dénommée LQR (Linear Quadratic regulator) consiste à la recherche d'une matrice K_c pour la commande par retour d'état telle que :

$$u(t) = -K_c x(t) \quad (3.9)$$



Stabilise le système et minimise le critère quadratique :

$$J = \int_0^{\infty} (x^T Q x + u^T R u) dt \quad (3.10)$$

Où les matrices de pondérations Q et R satisfont :

$$R = R^T \geq 0 \text{ et } Q = Q^T \geq 0 \quad (3.11)$$

Dans ce cas précis, la condition nécessaire d'optimalité de la dérivée nulle de la fonction amène à la solution :

$$K_c = R^{-1} B^T P \quad (3.12)$$

Où P obéit à l'équation de **Riccati** :

$$-PA - A^T P + P B R^{-1} B^T - Q = \dot{P} \quad (3.13)$$

En considérant en régime permanent la solution P de cette équation est:

$$PA + A^T P - P B R^{-1} B^T + Q = 0 \quad (3.14)$$

3.4.1 Résolution de l'équation de Riccati

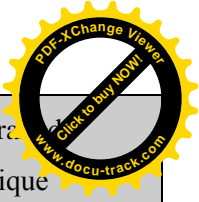
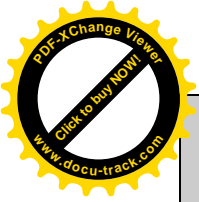
A partir de l'équation de Riccati générale (où les matrices A_r, B_r, C_r, D_r respectivement de dimension $n \times n, n \times m$, et $m \times m$) :

$$X B_r + X A_r - D_r X - C_r = 0 \quad (3.15)$$

On construit tous d'abord la matrice Hamiltonienne :

$$H = \begin{bmatrix} A_r & B_r \\ C_r & D_r \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

Ce qui donne, en appliquant ceci à l'équation (3.13) :



$$H = \begin{bmatrix} A & -BR^{-1}B^T \\ -Q & -A^T \end{bmatrix} \quad (3.17)$$

On peut montrer que les $2n$ valeurs propres de la matrice H sont constituées des n valeurs propres en boucle fermée de la matrice $A-BK_c$ et de leurs opposées. Ainsi, si λ est valeur propre de H alors $-\lambda$ l'est aussi.

Il existe donc n valeurs propres dont la partie réelle est négative. Soit $\Lambda = \text{diag}(\lambda_1, \dots, \lambda_n)$ la matrice associée à ces valeurs propres. Si l'on construit une matrice T de dimension $2n \times n$, constituée des vecteurs propres associées on a donc :

$$HT = T\Lambda \quad (3.18)$$

On peut séparer T en deux sous matrices X_1 et X_2 . On peut alors démontrer que P est sous la forme suivante :

$$P = T_2 T_1^{-1} \quad (3.19)$$

Donc P vérifie l'équation de Riccati (3.13).

L'utilisation de la commande optimale LQ, nous oblige à linéariser le système sous la forme :

$$\dot{X} = AX + BU \quad (3.20)$$

Dans notre système, la linéarisation autour d'un point d'équilibre nous ramène dans une situation où le modèle est réellement loin de la réalité [24].

L'optimisation de notre système pour une large enveloppe de vol, nécessite la linéarisation autour de chaque un de ces états. Chaque terme de couplage est représenté deux fois, en fixant et variant un état dans chaque instant de temps.

3.4.2 Linéarisation autour du point d'équilibre.

La première approche consiste à linéariser autour de l'équilibre du quadrirotor :

$$\frac{d}{dt} \delta x = J_z(x_0, u_0) \delta x + J_u(x_0, u_0) \delta u \quad (3.21)$$

$$J_x(x,u) = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial f_1}{\partial x_n} \\ \vdots & & \vdots \\ \frac{\partial f_n}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial f_n}{\partial x_n} \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (3.22)$$

$$J_u(x,u) = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial u_1} & \dots & \frac{\partial f_1}{\partial u_n} \\ \vdots & & \vdots \\ \frac{\partial f_n}{\partial u_1} & \dots & \frac{\partial f_n}{\partial u_n} \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{L}{I_x} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{L}{I_y} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{L}{I_z} & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (3.23)$$

Les Jacobiens ne dépendent pas des variables d'états ni des variables d'entrées. Elles sont toujours constantes ce qui permet d'écrire :

$$\dot{x} = \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \ddot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \ddot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ \ddot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \phi \\ \dot{\phi} \\ \theta \\ \dot{\theta} \\ \psi \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \frac{L}{I_x} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{L}{I_y} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{L}{I_z} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \end{pmatrix} \quad (3.24)$$

$$\text{Avec } \begin{pmatrix} U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} b(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ b(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ d(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2) \end{pmatrix} \quad (3.25)$$

Cela revient à ne considérer que les effets de portance et de traînée des moteurs mais à négliger les effets gyroscopiques.

3.4.3 Synthèse du contrôleur LQ et simulation

Le choix des matrices de pondérations Q et R 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.

Soit K_c la valeur optimale de K qui minimise J et P (la solution correspondante de l'équation de RICCATI). K_c peut être calculé grâce à la commande LQR de MATLAB.

Les figures suivantes nous montrent les résultats de la simulation de ce contrôleur.

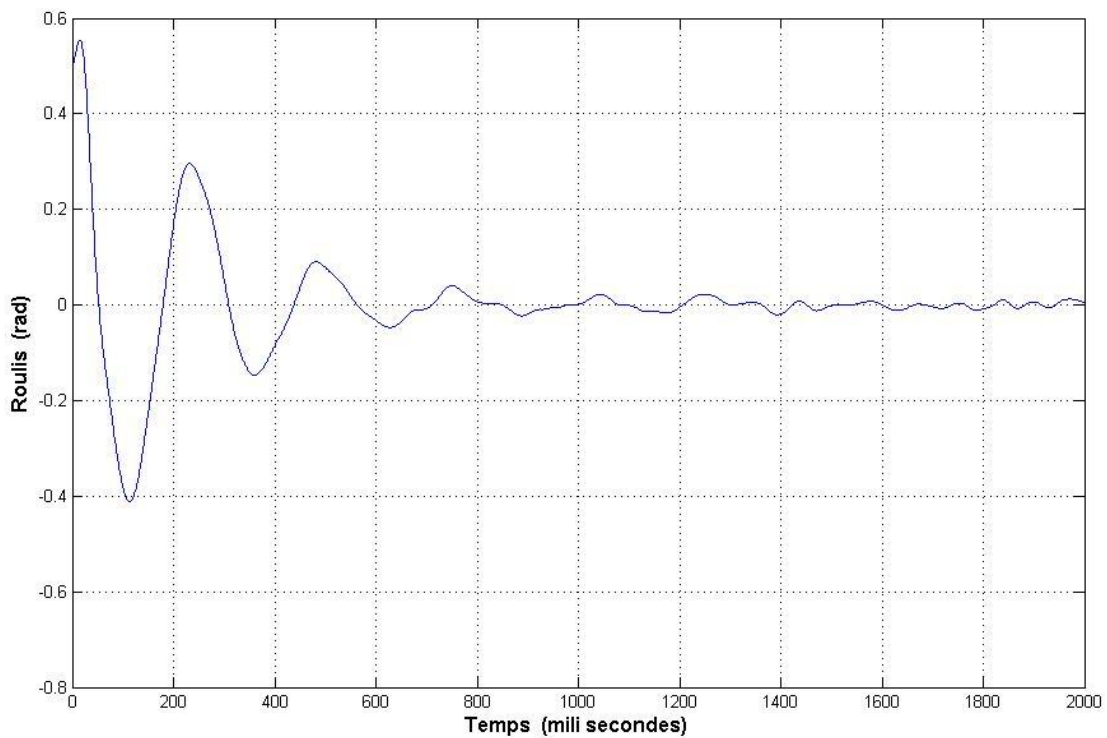


Figure 3.3 Résultat de simulation : correction LQ sur le roulis.

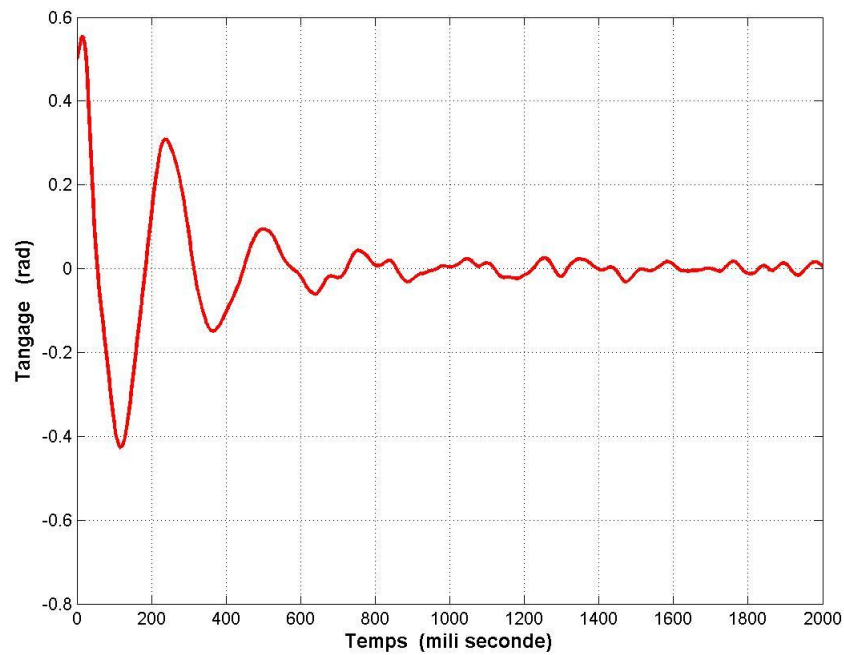


Figure 3.4 Résultat de simulation : correction LQ sur le tangage

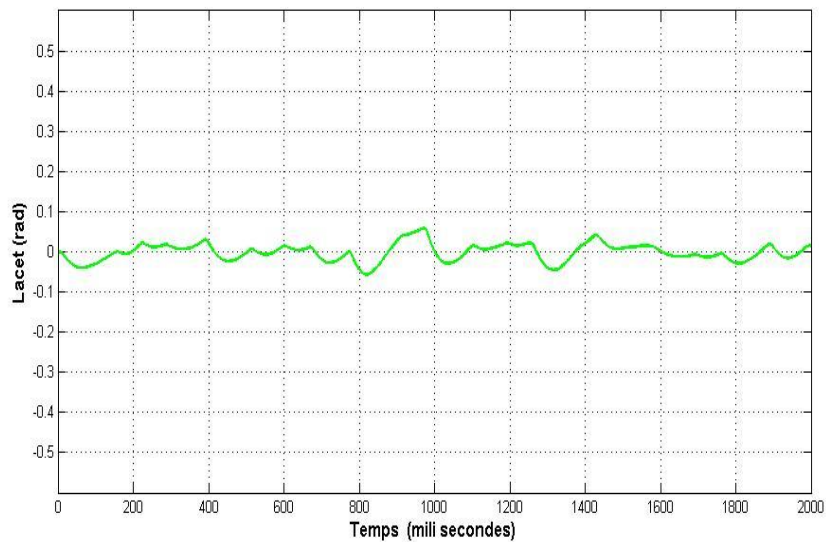


Figure 3.5 Résultat de simulation : correction LQ sur le lacet.

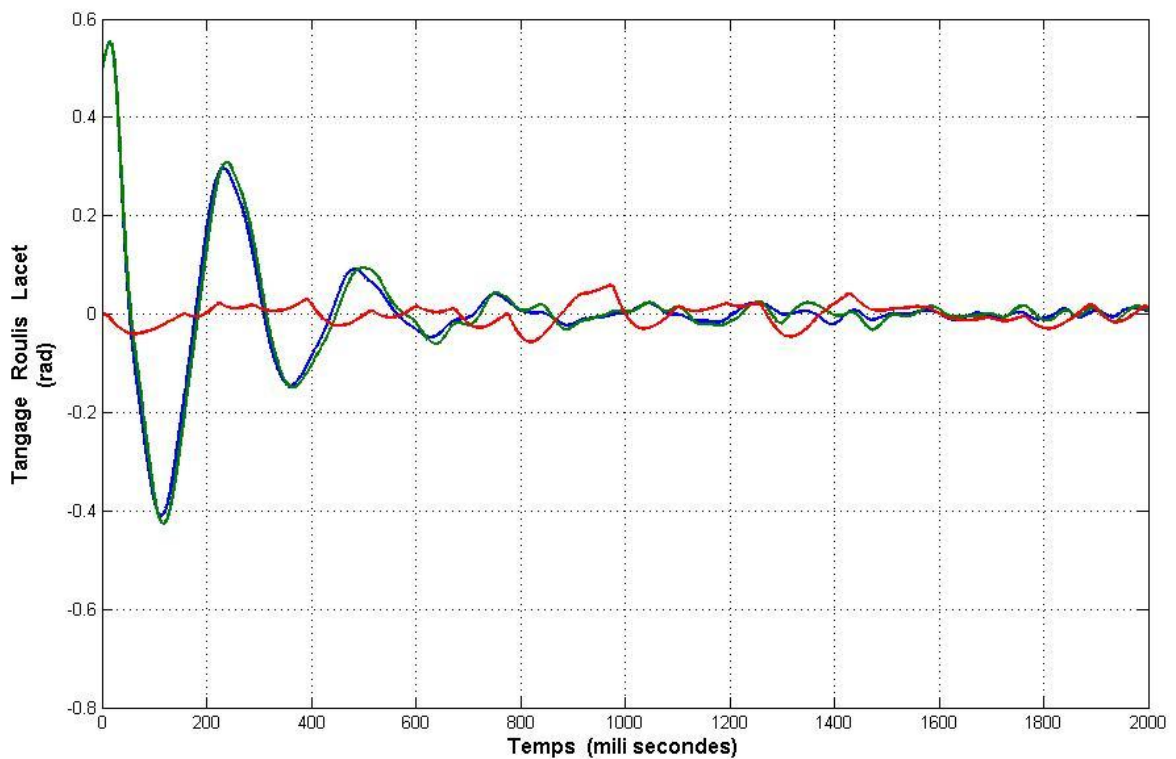
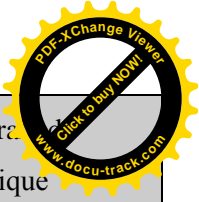
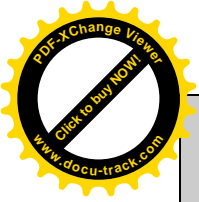


Figure 3.6 stabilisation des angles d'Euler du quadrirotor,
en utilisant Un contrôleur LQ.

Les résultats sont satisfaisants, même si on commence par une position critique d'orientation des angles, comme $\pi/2$, l'angle de tangage, de roulis ou du lacet revient à son état de repos (zéro degré).

La simulation donne de bons résultats proches de l'équilibre. Mais comme le système est linéarisé près du point d'équilibre, le régulateur ne peut compenser que des angles (des conditions initiales) de faibles valeurs.

Le principe de la commande optimale qui est de minimiser un certain critère, exprimant par exemple l'énergie d'un système est intuitivement facile à comprendre et fonctionne très bien dans le cas d'un système linéarisé, avec un régulateur linéaire quadratique.



3.5 Comparatif des deux techniques de régulation

Les deux systèmes de régulation donnent des résultats satisfaisants en simulation. Ils sont tous assez rapides et efficaces proches de l'équilibre. Ils ne peuvent pas compenser des conditions initiales d'angles trop importantes sur le tangage et roulis.

La régulation par PID a l'avantage d'être plus facile à régler ; une régulation par PID est beaucoup plus intuitive. Elle est aussi plus facile à mettre en œuvre sur un système réel car la programmation d'un régulateur PID par microcontrôleur est plus simple.

En revanche, la stabilisation par retour d'état avec une commande linéaire quadratique possède l'avantage de minimiser les commandes. Elle permet donc de diminuer l'amplitude des commandes, plus les commandes sont faibles, plus on évitera les problèmes de saturation.

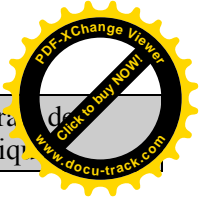
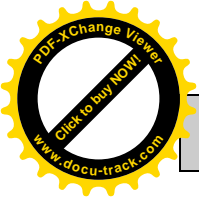
Cette méthode de régulation est donc bien adaptée à tous les objets volants car une amplitude de commande plus faible entraîne des actionneurs de moindres puissances. Par contre une commande LQR est moins intuitive au niveau du réglage sur un système réel qu'une commande par PID.

C'est pour cela qu'une grande partie des systèmes réels réalisés par des amateurs ou par des étudiants sont stabilisés par une régulation par PID. En effet, la régulation par PID est plus facile à mettre en œuvre (programmation par microcontrôleur), et le réglage des coefficients peut se faire par une approche visuelle sur le modèle réel.

3.6 Conclusion

Dans cette partie une introduction sur la théorie de la dynamique des engins volants est abordée. Un modèle dynamique du quadrirotor est donné, en se basant sur des références bibliographiques des études plus avancées.

Deux commandes ont été étudiées, la commande par un correcteur proportionnelle intégrale dérivé (PID), et la commande optimale LQ, des résultats de simulation nous ont permis une comparaison entre les deux lois de commande. La commande LQ a donné de meilleures performances.



Chapitre 4

Réalisation du drone quadrirotor

4.1 Cahier de charge

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

La structure mécanique sera réalisée comme un croisillon de deux tubes d'aluminium (voir sous-chapitre 5.5).

La carte de contrôle est basée sur une carte **ARDUINO**, plus une carte à base de DSpic 30f4013. 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.

Un bloc de capteurs à 6 degrés de liberté (DOF) est relié à la carte ARDUINO. Le bloc capteur contient un accéléromètre à deux axes (X, et Y), et un accéléromètre un axe (Z), qui mesurent l'accélération dans les trois axes orthogonaux. Le bloc contient également un gyromètre qui mesure le taux de rotation autour des mêmes axes.

Les commandes des quatre moteurs sont données sous la forme d'un signal MLI (Modulation de Largeur d'Impulsion), l'envoi des signaux MLI pour les moteurs et le décodage du signal du récepteur, se fait par Le DsPic, ce signal peut alors être lus via un port RS-232. Lorsque le drone fonctionne de manière autonome la carte de contrôle peut définir la position de l'actionneur par l'intermédiaire de cette carte.

Il est convenu de noter que la configuration électronique de notre quadrirotor ne contient pas de système de positionnement global (GPS), et de ce fait, la position absolue, de quadrirotor ne peut pas être déterminée directement par mesure. Cela affecte sur le contrôle de la position ou le suivi d'une trajectoire.

4.2 Architecture du projet

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

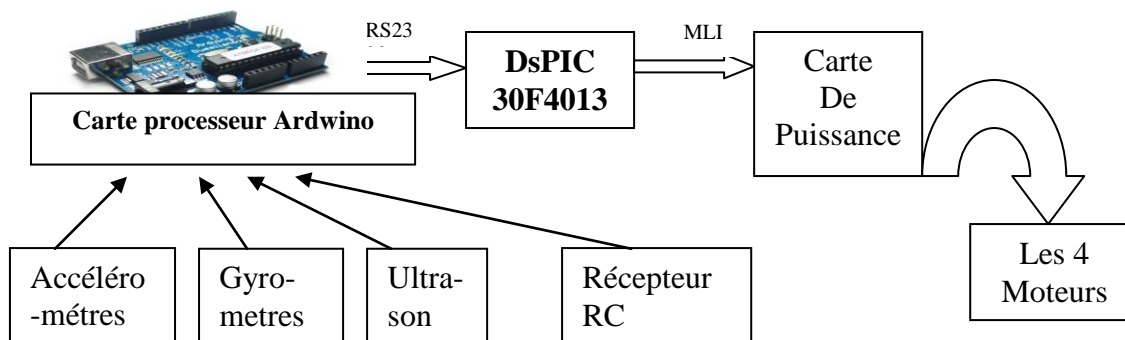


Figure 4.1 Architecture du projet.

4.3 Choix du matériel

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

Ce choix s'explique par notre connaissance de la programmation de PIC, et la puissance de calcul supplémentaire apportée par le cœur de DSP incorporé au dsPIC. En effet les dsPIC incluent entre autre la multiplication et la division câblée 16 par 16 bits, et permettent d'atteindre une vitesse de traitement de 40 millions d'instructions par seconde.

De plus les registres sont nativement en 16 bits ce qui permet une manipulation aisée de valeurs importantes ou très précises. Enfin l'alimentation en 3,3V permet de faire des économies d'énergie.

4.4 Les capteurs

La qualité et la précision des capteurs sont très importantes pour assurer une bonne connaissance de l'attitude du drone dans l'espace. La centrale inertielle est bien sûr l'élément le plus important et le plus complexe, et donc le plus cher. Dans notre projet la centrale inertielle a été réalisée à l'aide des accéléromètres et gyroscopes, et la carte ARDUINO.

Ainsi le choix des capteurs résulte d'un compromis entre le prix et la qualité des mesures. L'utilisation du magnétomètre permet de comparer l'attitude mesurée par celui-ci à celle obtenue à partir des gyroscopes et des accéléromètres.

Par la suite, un filtre de Kalman peut être appliqué pour recalibrer les mesures d'un capteur par rapport à l'autre, en tenant compte de leur fiabilité respective.

Un magnétomètre 3 axes HMC5843 (Figure 4.2), qui permet de connaître la position (vecteur) du drone dans l'espace, ceci par rapport au pôle magnétique de la Terre. L'interface est en I²C.



Figure 4.2 Le magnétomètre 3axes HMC5843

Un télémètre ultrason LV-EZ0 (Figure 4.3), de la marque Maxbotix, détectant les obstacles de 0 à 6,45m, et ce avec une résolution de 512 valeurs. Cette valeur peut-être récupérée via une liaison série RS232, une ligne analogique, ou un signal PWM.



Figure 4.2 Le télémètre ultrasons LV-EZ0.

Une carte équipée d'un accéléromètre 3 axes (Figure 4.3), de 3 gyromètres 1 axe, l'accéléromètre, et les gyroscopes sont trop petits, et difficiles à souder sur les cartes électroniques. Pour cette raison la société RAZOR a mis dans le marché ces nouvelles cartes.



Figure 4.3 L'accéléromètre, et les gyroscopes.

La carte ARDUINO équipé d'un microcontrôleur ATMEGA328.



Figure 4.4 La carte ARDUINO

4.5 Conception de la structure mécanique

Afin de gagner en masse tout en conservant la rigidité en flexion du drone, on a choisi une conception d'un croisillon simple évidé à intervalles réguliers. Le centre du croisillon a été étudié afin de pouvoir aménager deux espaces pouvant contenir l'électronique embarquée et les batteries.



Figure 4.5 photographie de conception de la structure.

Ainsi, nous avons prévu deux étages au centre : l'un est réservé à la carte des différents capteurs et les deux batteries, et l'autre pour la carte de puissance (qui inclut les MOSFET), dans le but d'abaisser légèrement le centre de gravité.

En effet, un tel abaissement va permettre au drone d'avoir un meilleur retour à sa position de stabilité horizontale, sans pour autant l'empêcher de se pencher autour de ses axes et de maintenir cette position.

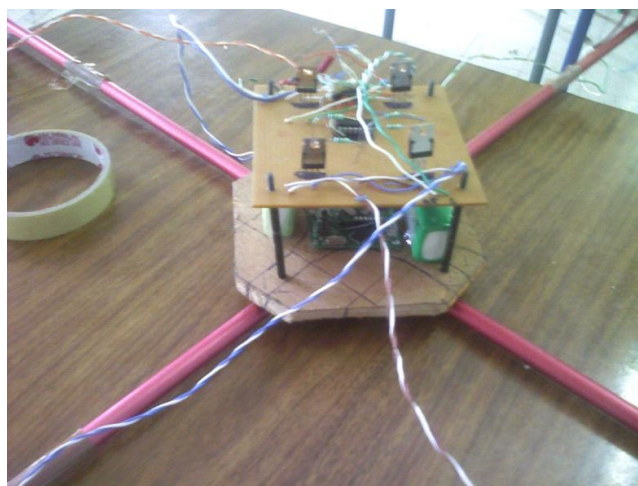


Figure 4. 6 photographies des deux étages de la partie centrale du quadrirotor.

4.5.1 Matériel utilisé

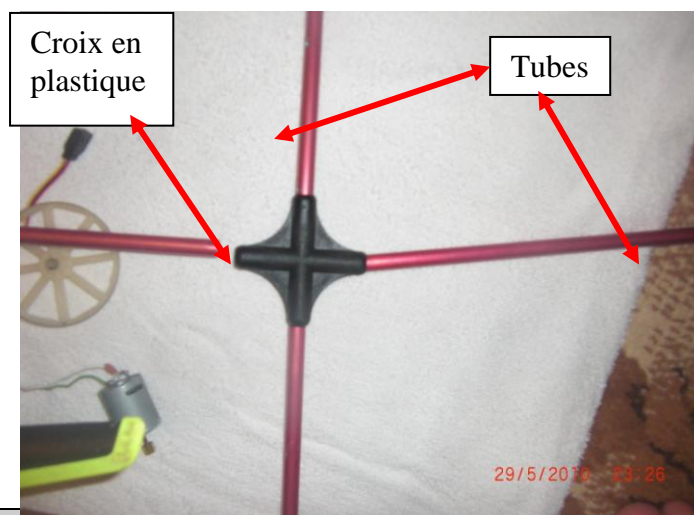
La figure 4.4 montre les différentes parties du matériel utilisé dans la conception de la structure. Pour la réalisation du croisillon on a utilisé quatre tubes en aluminium.



Figure 4.7 photographie du matériel utilisé pour la structure mécanique.

4.5.2 Étapes de la construction

Le centre du croisillon est réalisé à l'aide d'une forme de croix en plastique, trouée en faisant place aux tubes. On a fixé les quatre tubes à chaque coté de la croix (figure 4.8).



*Figure 4.8 photographie du croisillon
(Fixation des tubes sur la croix du centre).*

Les moteurs sont montés sur des supports fixés sur l'extrémité des tubes, à l'aide des vices et des supports (figure 4.9).

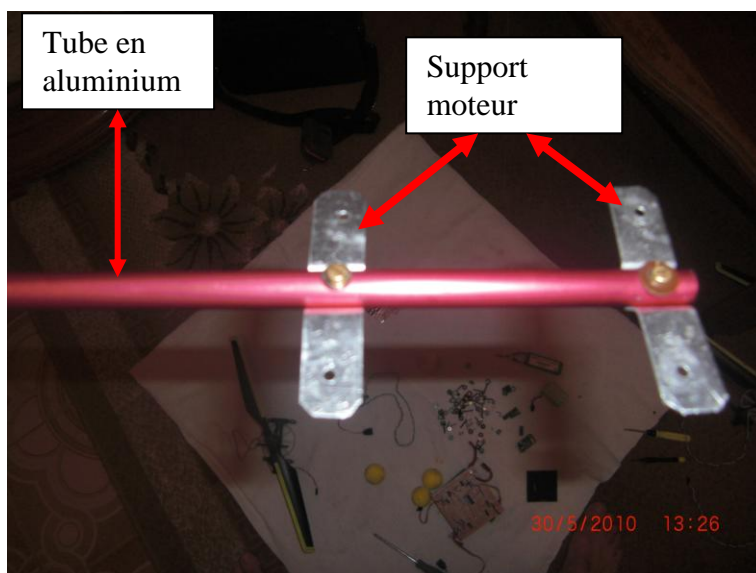


Figure 4.9 photographie des supports moteurs.

L'ensemble moteur réducteur est fixé sur le support, à l'aide des vices et les boulons comme le montre la figure 4.10.

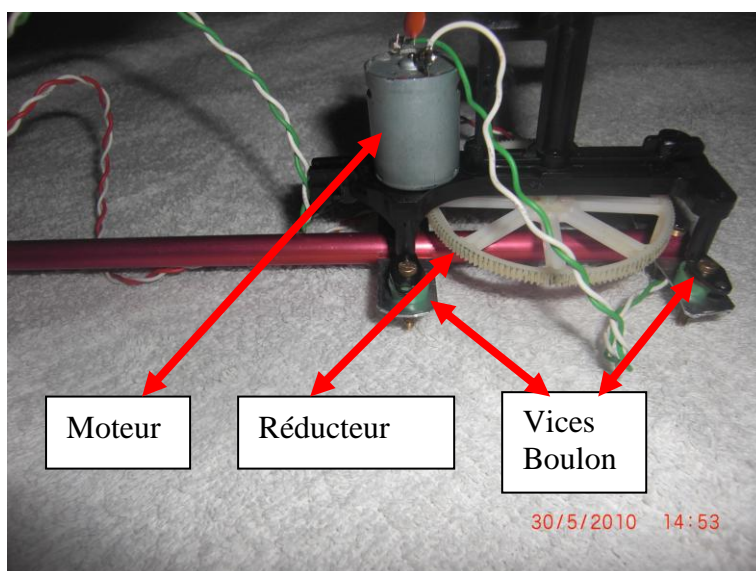


Figure 4.10 fixation du moteur sur le support.

Nous avons récupéré des hélices à partir des jouets, en suite nous les avons fixées sur les rotors (figure 4.11).



Figure 4.11 Montage des hélices sur les supports.

Afin de respecter le fonctionnement de notre drone quadrirotor les deux moteurs opposés vont tourner dans un sens différent des deux autres moteurs, donc on a besoin de types d'hélices : rotatives (sens des horaires), et contrarotatives (sens antihoraire).

Ce principe de vol du quadrirotor, nous impose d'avoir deux pales de pas opposé aux deux autres pales. Nous les avons récupérées des jouets (mini hélicoptère coaxiale).

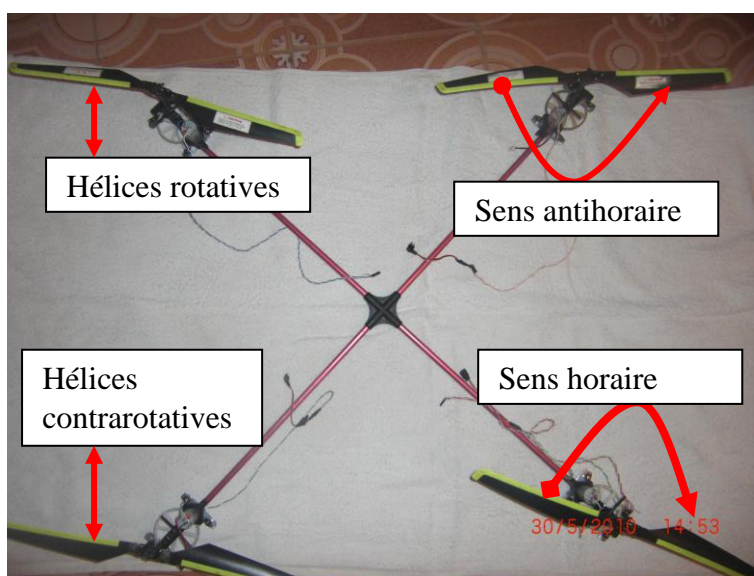


Figure 4.12 La structure mécanique de notre drone quadrirotor.

Nous avons percé chaque tube d'un trou, pour fixer les deux étages prévus pour l'électronique embarquée, les batteries, et l'électronique de puissance (voir figure 4.13).

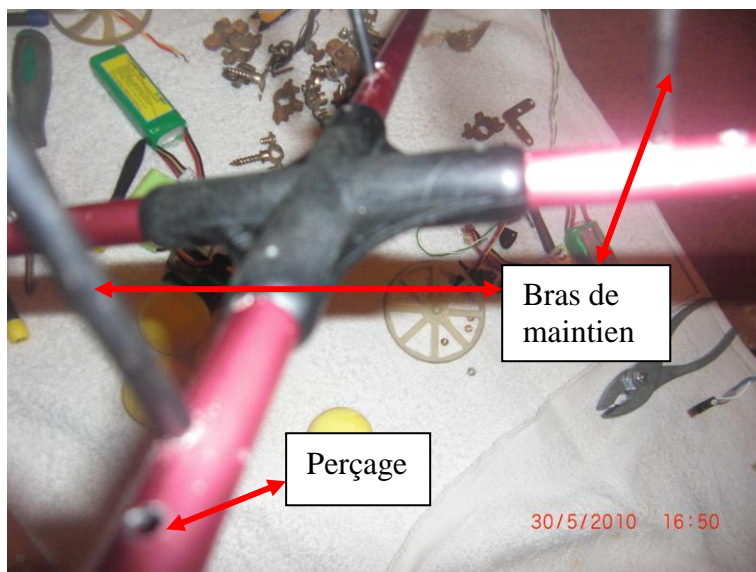


Figure 4.19 Perçage des tube et fixation des bras de maintien des deux étages de l'électronique embarquée.

En suite nous avons monté les deux cartes (carte de puissance, et la carte processeur) sur les deux étages prévus (voire figure 4.20, et figure 4.21).

Au départ, nous utilisons un afficheur LCD lors des tests des différents capteurs, une fois les mesures ont été validées, l'afficheur a été éliminé.

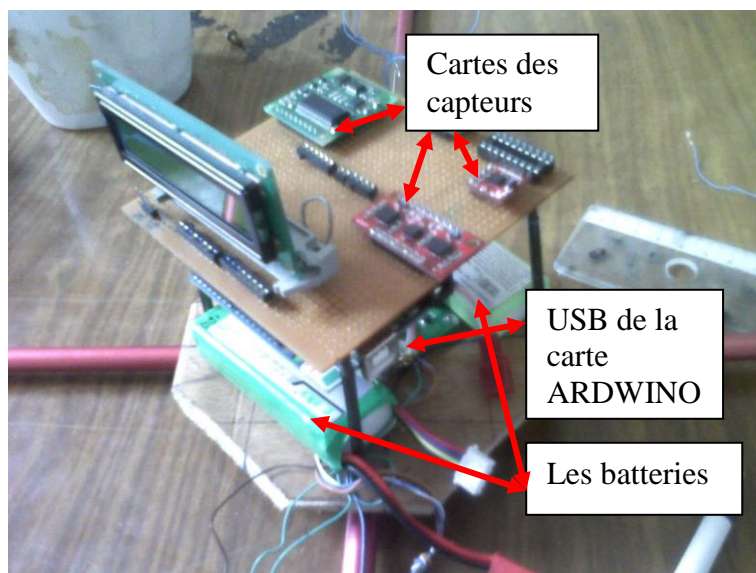


Figure 4.20 Montage de la carte des capteurs, sur le 1^{er} étage.

La figure 4.22 montre l'ensemble des deux étages montés sur le centre de notre drone.

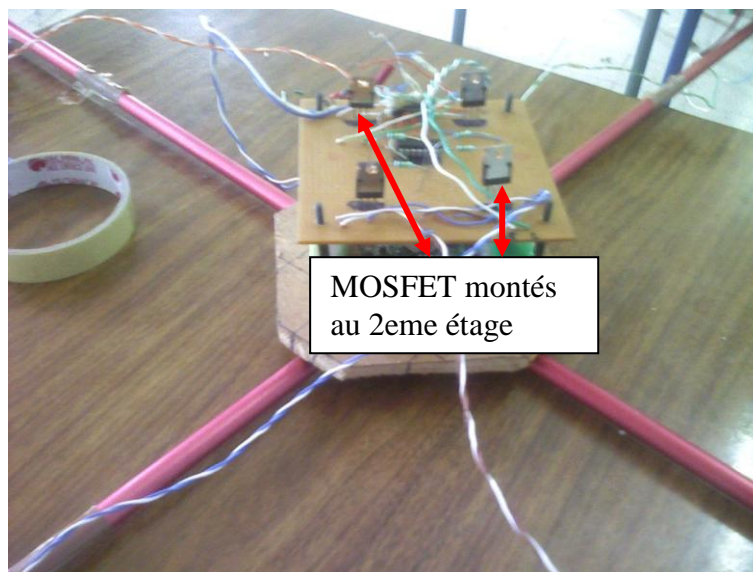


Figure 4.21 Montage de la carte de puissance sur le 2^{ème} étage.

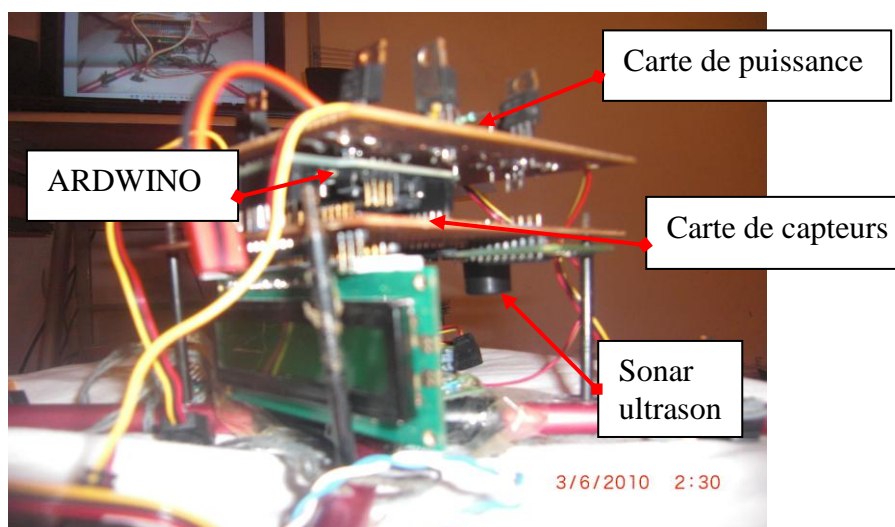


Figure 4.22 L'ensemble des deux étages montés au centre du drone.

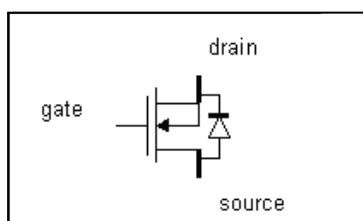
La réalisation de notre quadrirotor a passé par plusieurs étapes, on se base sur des testes de démarrage des moteurs, et le décollage. La construction mécanique a été changée à chaque fois que le drone montre une anomalie telle que des fortes vibrations, ou une mauvaise synchronisation des moteurs.

4.6 Réalisation de la carte de puissance

4.6.1 Commande des moteurs par MOSFET

La commande de moteurs à partir du microcontrôleur directement est impossible car le courant tiré par un moteur quel qu'il soit, est bien supérieur au courant admis par une patte d'un microcontrôleur, qui est de 25mA. Pour remédier à cela, on fait appel à une interface de puissance.

Le MOSFET (Metal-Oxide-Semiconductor Field-Effect Transistor) est le transistor convenant à nos besoins, car contrairement au bipolaire, il ne nécessite quasiment aucun courant de base pour commuter et laisser passer plusieurs ampères. Voyons plus en détails ses principales caractéristiques :



- $R_{DS(ON)}$: Résistance entre la source et le drain lorsque le MOSFET est ON (interrupteur fermé).
- $I_{D(MAX)}$: Intensité maximale que le transistor peut laisser passer de la source au drain.
- P_D : Puissance dissipée maximale que le transistor peut supporter.
- $V_{GS(TH)}$: Tension à appliquer en entrée du MOSFET pour pouvoir le commuter.
- C_{ISS} : Capacitance entre la gate et l'ensemble source-drain.

La puissance dissipée est le premier élément à prendre en compte pour le choix du MOSFET, car cela va déterminer si un dissipateur sera nécessaire. Pour cela, il faut savoir qu'un MOSFET fonctionnant en commutation dissipe le plus lors du passage de l'interrupteur d'ouvert à fermé et inversement.

En effet, lorsque l'interrupteur est fermé (MOSFET ON), V_{DS} est très faible et I_{DS} est élevé, et lorsque l'interrupteur est ouvert (MOSFET OFF), V_{DS} est élevé et I_{DS} est très faible. Ce n'est donc pas dans ces deux cas que le MOSFET va dissiper de la chaleur. En revanche, lors du passage de l'état ON à l'état OFF, on peut calculer :

$$P = I^2 \cdot R_{DS(ON)} = I \cdot U$$

Cependant, lors du passage d'un état à l'autre, le courant et la tension aux bornes du MOSFET ne sont pas maximaux, ils sont à peu près divisés par 2. On aurait plutôt :

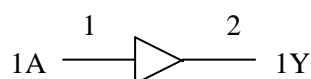
$$P_{commutation} = \left(\frac{I}{2}\right) \cdot \left(\frac{U}{2}\right)$$

Si l'on continue dans ce raisonnement, la dissipation moyenne va dépendre du temps relatif de commutation par rapport au temps où le MOSFET reste dans un état. Il suffit d'additionner les temps de montée et de descente du MOSFET, et de diviser le tout par la période utilisée pour commuter le MOSFET. La formule devient alors :

$$P_{moyenne} = \frac{\left(\frac{I}{2}\right) \cdot \left(\frac{U}{2}\right) \cdot (t_{Don} + t_R + t_{RVoff} + t_F + t_C)}{\left(\frac{T}{2}\right)}$$

Un autre point à prendre en compte pour commander un MOSFET concerne la tension appliquée en entrée VGS qui doit se situer en général entre 5 et 10 volts de plus que la tension VGS(TH). De plus, CISS entre en jeu ici, car avant d'atteindre la tension désirée, il va falloir charger cette capacité. Cette charge nécessite alors un certain courant, qu'il vaut mieux éviter d'amener directement du microcontrôleur.

Le driver de MOSFETs va jouer ce rôle. Ce driver est simplement un buffer à plusieurs entrées comme celle-ci :



La sortie étant en collecteur ouvert, il suffit de tirer une résistance en sortie du composant, à la tension désirée, pour avoir une commande identique au signal d'entrée, mais de tension plus élevée. Enfin, c'est le driver qui va fournir le courant demandé par le MOSFET, donc le microcontrôleur se trouve protégé.

4.6.2 La commande par MLI (PWM)

La Modulation de Largeur d'Impulsion (MLI), ou PWM en anglais (Pulse With Modulation), est une méthode qui – comme son nom l'indique – consiste à faire varier un signal électrique non pas en amplitude ni en fréquence, mais en largeur d'impulsion. Explicitons ceci à l'aide d'un schéma (Figure 6.1):

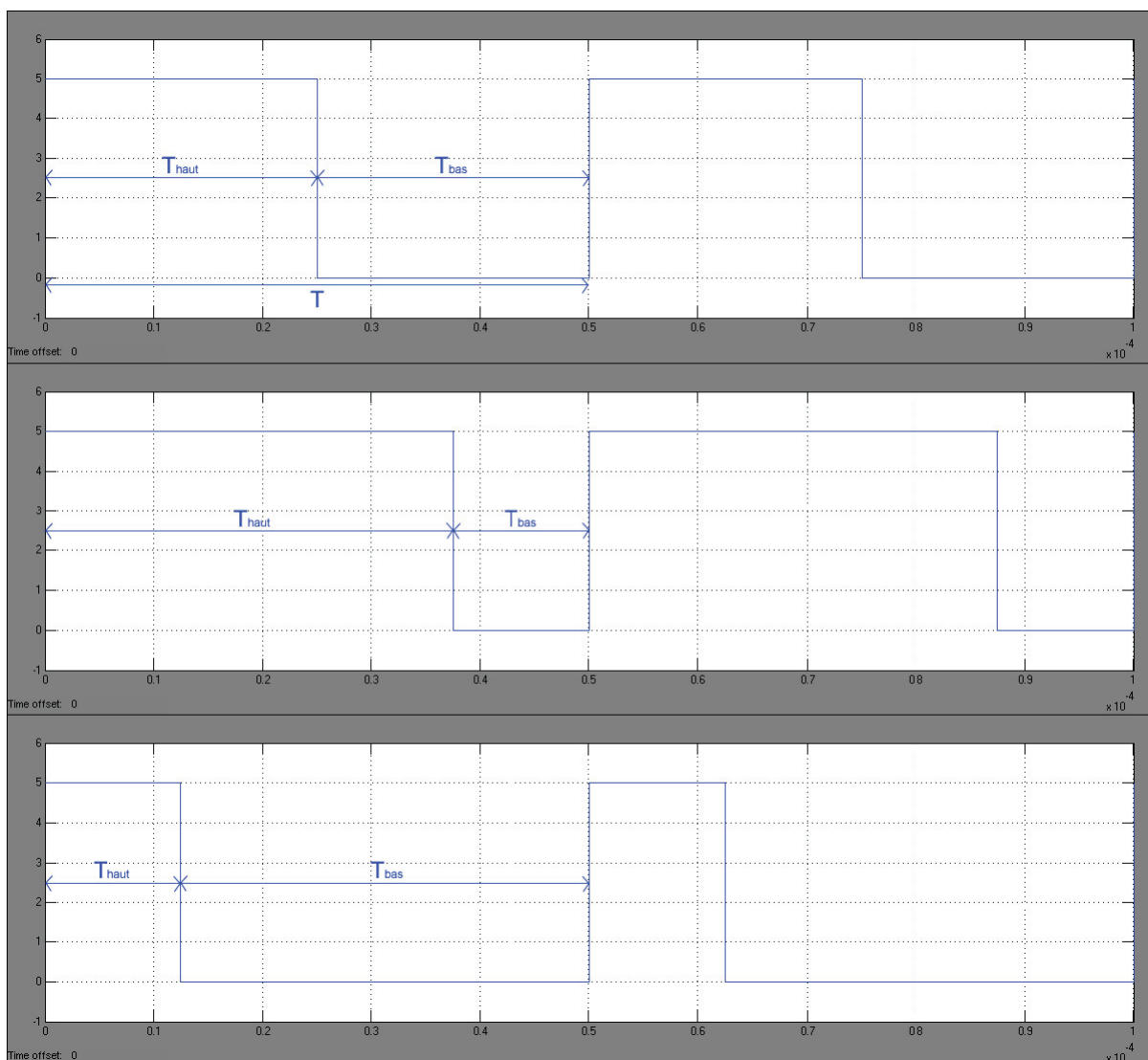


Figure 4.23 Largeur d'impulsion

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

$$DutyCycle = \frac{T_{haut}}{T} \cdot 100 \quad (\text{Résultat en \%})$$

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

En effet, la PWM envoyée au transistor va faire varier la tension moyenne aux bornes du moteur à courant continu. Si on utilise un moteur de 5V par exemple, un cycle de travail de 0% arrêtera le moteur (0V), tandis qu'un cycle de 50% fera tourner le moteur à la

moitié de sa puissance maximale (2,5V), et qu'un cycle de 100% le fera tourner à plein régime (5V).

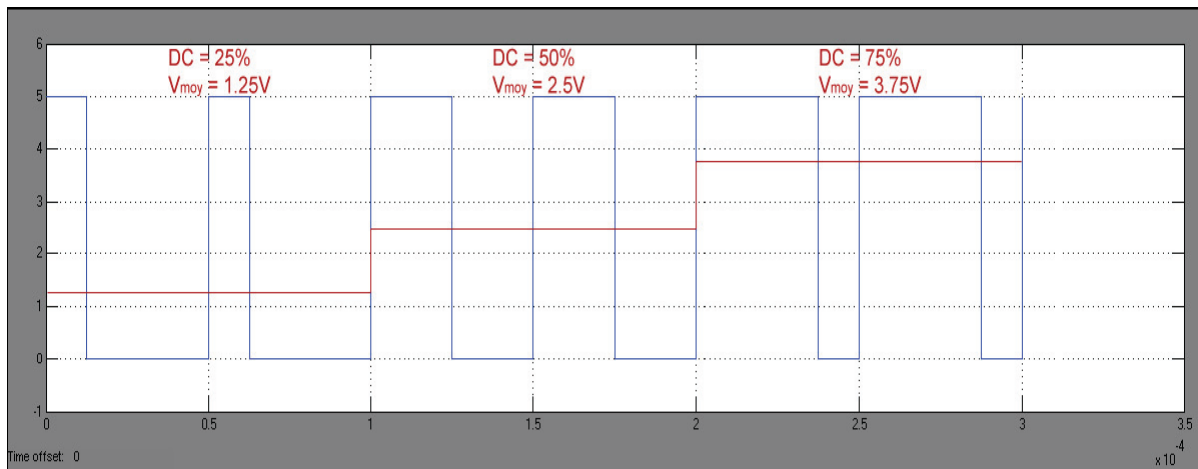


Figure 4.24 la tension moyenne d'une MLI

La fréquence de la PWM est choisie de telle manière à éviter la surcharge de bruit lors du fonctionnement de l'appareil. L'oreille humaine peut idéalement capter les sons de 50Hz à 20kHz. En dessous de la barre des 50Hz, la résolution de commande devient trop faible, on ne peut commander correctement le moteur.

Avec une fréquence de 20kHz, le sifflement provoqué par les frottements internes du moteur sont quasi inaudibles pour un humain. Aussi il faut garder à l'esprit que le moteur peut être apparenté à une charge RL, impliquant des temps de charge et de décharge non négligeables ; donc plus la fréquence sera élevée, et moins le courant oscillera autour de sa valeur moyenne.

Cependant, il ne faut pas augmenter trop fortement la fréquence de la PWM, car la puissance dissipée par le MOSFET dépend du ratio entre le temps de commutation et la fréquence de la PWM, ainsi plus cette dernière sera élevée, plus le MOSFET chauffera.

Les figures suivantes (de 4.25 à 4.27) présentent les signaux MLI générés par le DsPic, à l'aide de ses quatre modules PWM.

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

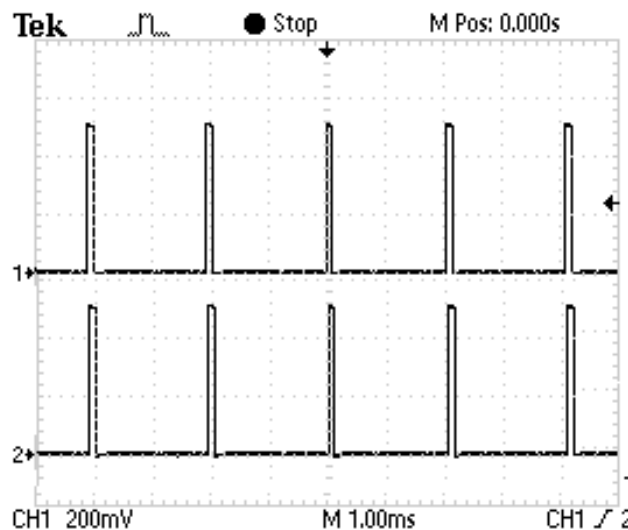


Figure 4.25 Signaux MLI envoyée au deux moteurs 1 et 2 avec une consigne de vitesse faible.

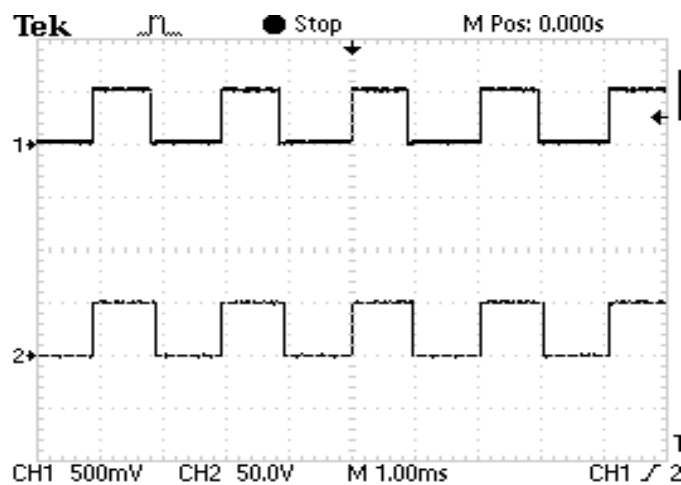


Figure 4.26 Signaux de commandes MLI envoyées au moteurs 1 et 2 avec une consigne de vitesse moyenne.

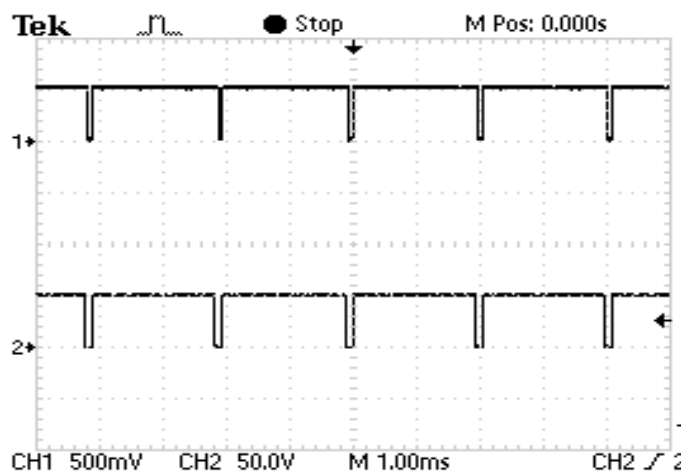
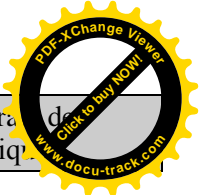
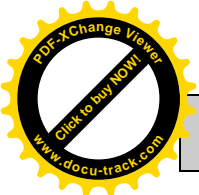


Figure 4.27 Signaux de commandes MLI envoyées au moteurs 1 et 2 avec une consigne de vitesse élevée.



4.7 La réalisation de la centrale inertielle.

Dans notre projet, nous avons utilisé un accéléromètre trois axes, et trois gyroscopes un axe, pour couvrir les six degrés de liberté du quadrirotor.

Un accéléromètre est un capteur qui, fixé à un mobile ou tout autre objet, permet de mesurer l'accélération linéaire de ce dernier. On parle encore d'accéléromètre même s'il s'agit en fait de trois accéléromètres qui calculent les trois accélérations linéaires selon 3 axes orthogonaux.

Par contre, lorsqu'on cherche à détecter une rotation ou vitesse angulaire, on parle de gyromètre. Plus généralement on parle de centrale inertielle lorsqu'on cherche à mesurer l'ensemble des 6 accélérations.

Bien que l'accélération linéaire soit définie en (m/s^2), la majorité des documentations sur ces capteurs expriment l'accélération en « g » (accélération causée par la gravitation terrestre, soit $g = 9,80 \text{ m/s}^2$).

4.7.1 L'accéléromètre

Cet accéléromètre 3 axes, est produit par « Analog Devices », sous le nom ADXL330. Le capteur peut mesurer des accélérations allant jusqu'à 3,6g ce qui est largement suffisant pour notre application, car le quadrirotor ne devrait pas faire de mouvements brusques. La sortie est faiblement non linéaire à 0,3% de l'étendue mesurable (voir datasheet ADLX330), et ne devrait donc pas poser de problème pour les calculs futurs.

Ce composant possède une sensibilité très correcte de 300mV/g. Notre engin ne subissant la plupart du temps que l'attraction terrestre, nous pouvons espérer, lorsqu'on fera pivoter le quadrirotor sur ses axes de roulis et de tangage, obtenir des valeurs d'une excursion d'environ 600mV sur les axes X et Y, et d'environ 300mV sur l'axe Z. L'influence de la température sur la sensibilité est très faible.

La tension à 0g est de 1,5V pour une tension d'alimentation de 3V, on donc peut s'attendre à des valeurs en sortie de capteur allant de 1,2V à 1,8V pour des variations allant de -1g à 1g. Ces valeurs seront affectées très faiblement par l'offset dû à la température, qui est de $1\text{mg}/^\circ\text{C}$.

Une caractéristique importante pour un capteur est le bruit en sortie. Ce bruit dépend directement de la bande passante en sortie du composant comme le montre le datasheet.

Enfin, voici la – très large – bande passante de sortie sans filtre, ainsi que la fréquence de résonance du composant.

Le composant en lui-même est difficile à souder, ainsi la société Sparkfun monte ce composant sur une plaque permettant une mise en œuvre immédiate (voire figure 4.5).

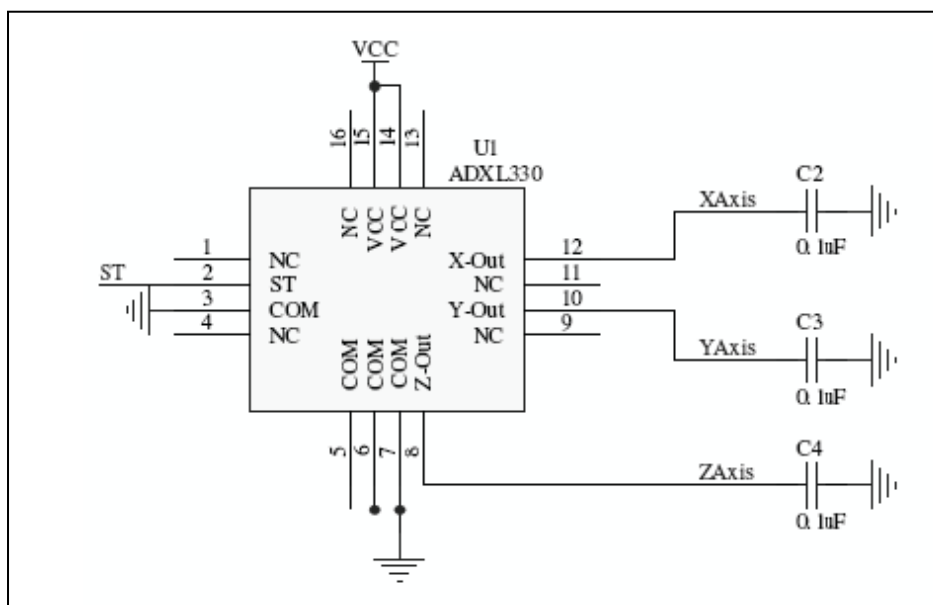


Figure 4.28 Montage de l'accéléromètre ADXL330.

D'après le datasheet de l'ADXL330 (page 12), on peut calculer la bande passante du filtre en sortie grâce à cette formule :

$$F_{(-3db)} = \frac{1}{(2 \cdot \pi \cdot 32 K\Omega_{(X,Y,Z)})} = \frac{5\mu F}{C_{(X,Y,Z)}}$$

La plaque Sparkfun est dotée de condensateurs de 0,1µF en sortie de chaque axe. On a donc :

$$F_{(X,Y,Z)} = \frac{5}{0.1} = 50Hz$$

Ce premier montage restreint de manière considérable la bande passante en sortie des capteurs en éliminant Les hautes fréquences.

La bande passante connue, il est facile de trouver la densité de bruit correspondante :

$$Bruit = Densité, du, bruit \cdot \sqrt{(Bande, passante \cdot 1,6)}$$

Et d'après les données de la datasheet :

$$Bruit_{(X,Y)} = 280 \cdot \sqrt{(50 \cdot 1,6)} = 2,5mg \quad \text{soit } 0,7 \text{ mV}$$

$$Bruit_{(z)} = 350 \bullet \sqrt{(50 \bullet 1,6)} = 3,13mg \quad \text{soit } 0.94 \text{ mV}$$

Les conséquences de ces bruits se répercuteront en fonction de la résolution du convertisseur analogique numérique choisi, et bien entendu du filtrage numérique mis en place.

En sus de ces remarques, il est impératif d'avoir une source de tension correctement filtrée, car d'après la datasheet (page 13), la sensibilité et la tension à 0g sont proportionnelles à la tension d'alimentation du composant. Le bruit n'est pas proportionnel à la tension d'alimentation, mais sa valeur dépend de la sensibilité, ainsi, plus la tension augmente, moins le bruit est important.

4.7.2 Le gyroscope

Le gyromètre est un capteur de mouvement. Un gyromètre mesure la vitesse de rotation du repère du capteur (centre de gravité du quadrirotor dans notre cas) par rapport à un repère inertiel (ou galiléen), suivant un ou plusieurs axes.

Un gyroscope est un capteur de position angulaire et un gyromètre un capteur de vitesse angulaire. Le gyroscope donne la position angulaire (selon un, deux ou les trois axes)

Les deux gyroscopes sont identiques, ils sont produits par « InvenSense », sous le nom IDG-300. Regardons de plus près ses caractéristiques :

Une étendue de 500°/s est bien suffisante pour notre application, vu le peu de mouvements de notre engin ; et même en cas de perturbations, il paraît peu probable d'atteindre les 500°/s. La sensibilité de 2mV/°/s semble également suffisante puisqu'elle permettra de détecter les mouvements lents de 1°/s minimum, ainsi que les mouvements plus rapides.

Encore une fois, la précision de ces mesures dépendra de la résolution du convertisseur analogique - numérique.

Contrairement à l'accéléromètre, la tension au repos et la sensibilité de ce gyroscope ne dépendent pas de la tension d'alimentation : tout est calibré et figé lors de la fabrication.

Le composant possède en interne un filtre passe-bas avec une fréquence de coupure de 140Hz. Celui-ci sera suffisant avant de procéder au filtrage numérique.

On peut encore une fois calculer la densité de bruit correspondant à la bande passante des sorties :

$$Bruit_{(x,y)} = 0,14 \bullet \sqrt{(140 \bullet 1,6)} = 0.2^\circ / s \quad \text{soit } 0.4 \text{ mV}$$

La plaque utilisée est également montée par Sparkfun, car le composant est difficile à souder, et les composants externes sont déjà en place :

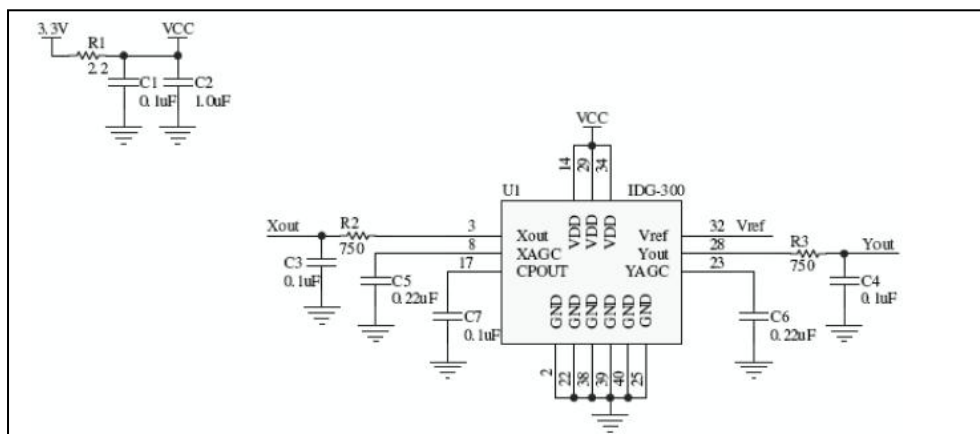


Figure 4.29 Montage des gyroscopes IDG-300 sur la carte SPARKFUN

En regard des fréquences de résonance des différents capteurs (ADXL330 : 5,5kHz, IDG-300 : 12 et 15kHz), la fréquence de la PWM à 20kHz ne devrait pas perturber leur fonctionnement.

4.8 Calcul des angles d'Euler à partir des accélérations

Pour obtenir directement Les angles, on a besoin d'intégrer les données des gyroscopes. Mais vu le bruit de sortie des capteurs, il semble impossible de procéder ainsi.

S'il n'est pas possible d'obtenir l'angle par le gyroscope, il est pourtant envisageable de calculer l'angle de manière fiable grâce aux accéléromètres.

Pour ce faire, regardons de plus près comment obtenir l'angle de tangage par exemple : En ayant les vecteurs accélérations sur les 2 axes, on peut obtenir l'angle résultant en calculant l'arc tangente entre les deux.

La figure (Figure 4.30) illustrent différentes positions du quadrirotor (le rond vert représentant l'avant de l'engin), et les valeurs des axes X et Z de l'accéléromètre correspondants (représentées respectivement par les flèches rouges et bleues). La figure illustre aussi, le calcul associé à chaque quadrant pour obtenir l'angle correct.

Cependant, comme on le voit sur les graphiques, ce calcul nécessite qu'on lui retranche 90° pour obtenir l'angle du quadrirotor. Ainsi on aura l'angle exact par ces quatre formules :

Quadrant1 : $\theta_{quadrirotor} = a \tan\left(\frac{AccelZ}{AccelX}\right) - 90^\circ$

Quadrant2 : $\theta_{quadrirotor} = a \tan\left(\frac{AccelZ}{AccelX}\right) + 180^\circ - 90^\circ$

Quadrant3 : $\theta_{quadrirotor} = a \tan\left(\frac{AccelZ}{AccelX}\right) + 180^\circ - 90^\circ$

Quadrant4 : $\theta_{quadrirotor} = a \tan\left(\frac{AccelZ}{AccelX}\right) + 360^\circ - 90^\circ$

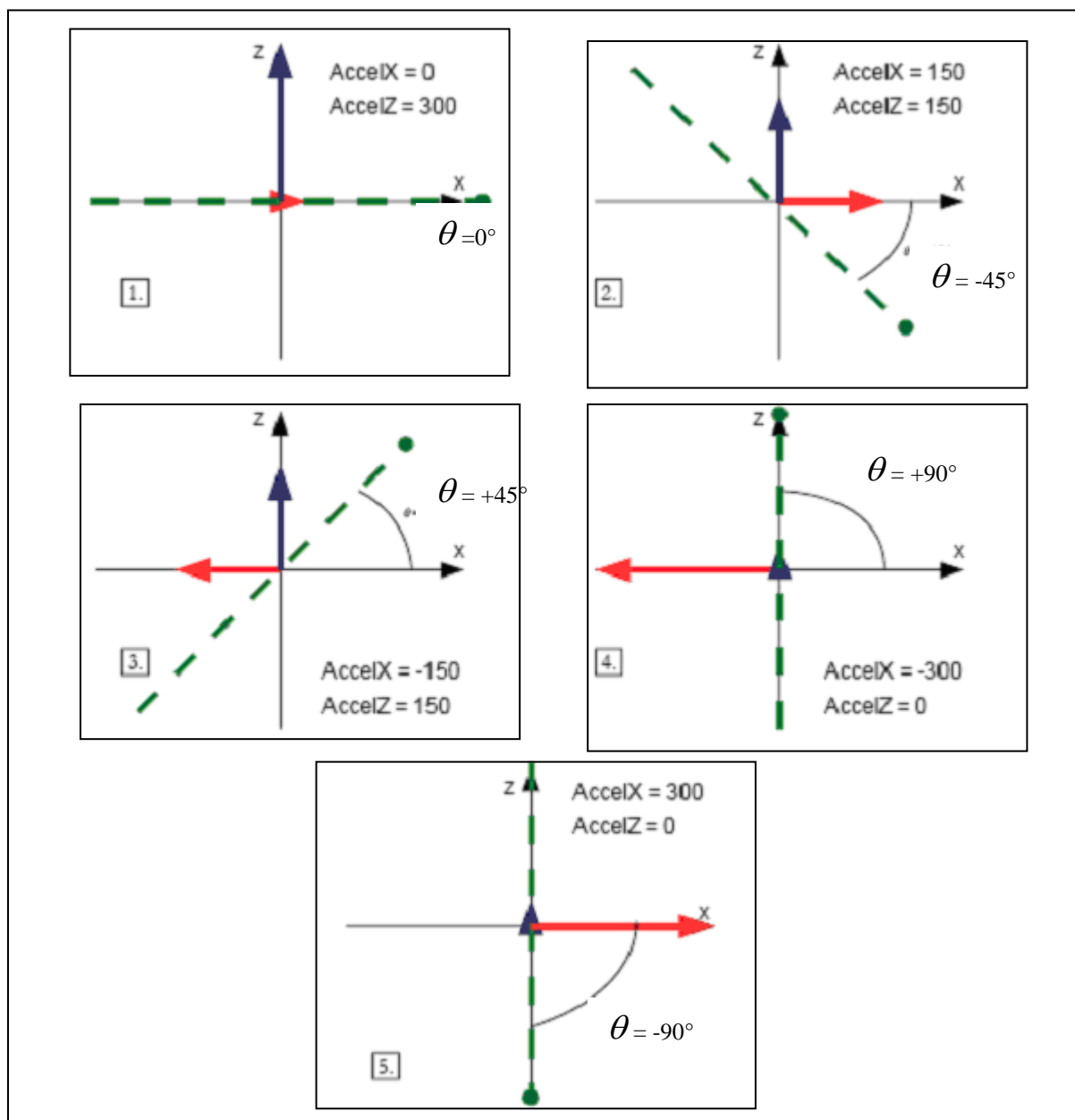


Figure 4.30 Calcul de l'angle de tangage à partir des accélérations X, et Z

Ces calculs peuvent bien entendu s'appliquer à l'axe de roulis, à ce moment-là on remplacera juste les valeurs de l'axe X de l'accéléromètre par les valeurs de l'axe Y.

La figure 4.31 nous donne le détail du montage des capteurs sur la plaque Razor de Sparkfun.

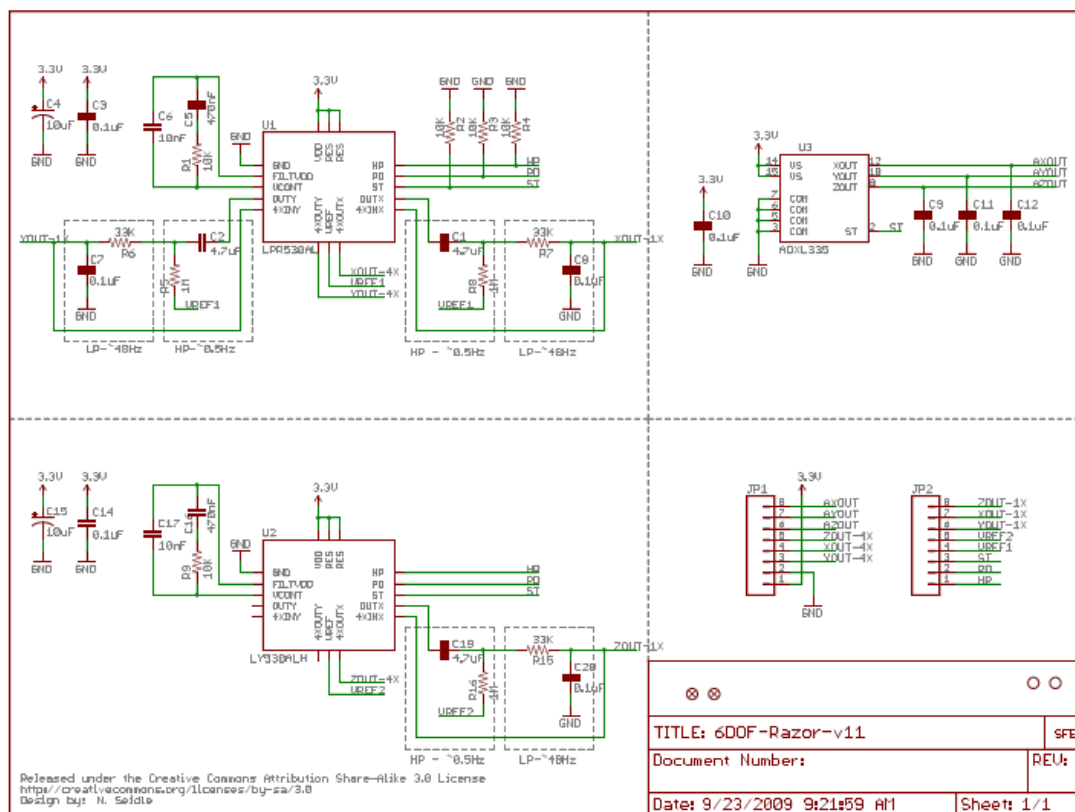


Figure 4.31 Brochage de la plaque SPARKFUN des capteurs (ADXL330, et IDG-300)

4.9 L'acquisition des données

Comme on a décrit précédemment, la carte Sparkfun se compose d'un accéléromètre 3 axes et de deux gyroscopes, se qui nous donne une centrale inertielle de six degrés de liberté (6dof IMU).

Une connexion série entre L'Arduino et le Pc assurera le transfert des données. La lecture de données de capteurs à partir de la carte Sparkfun est simple, car les sorties des capteurs sont des valeurs analogiques.

Au départ on va afficher les données brutes, lus par le convertisseur analogique-numérique du microcontrôleur (Atmég328) de la carte ARDUINO, sur un afficheur LCD (voire figure 4.35), pour voir comment se comporte les capteurs à différent mouvement.

4.9.1 Branchement des capteurs avec la carte ARDUINO

Les Gyroscopes et l'Accéléromètres sont connectés aux broches analogiques d'ARDUINO de 0 à 5 (voir figure 4.32).

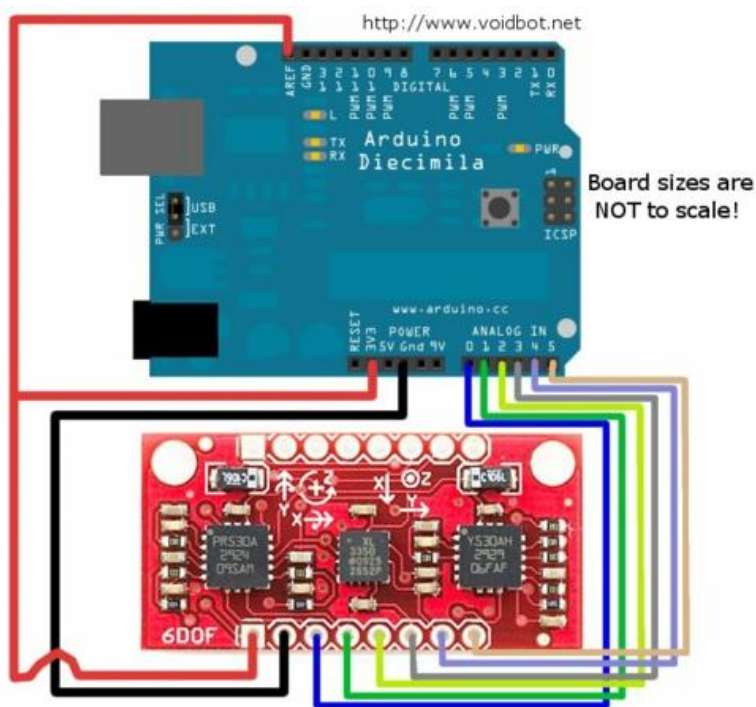


Figure 4.32 branchement des capteur sur l'ARDUINO

L'alimentation 3.3v des capteurs est obtenue à partir de la carte ARDUINO (broches VDC), ainsi que la tension de référence (pin AREF).

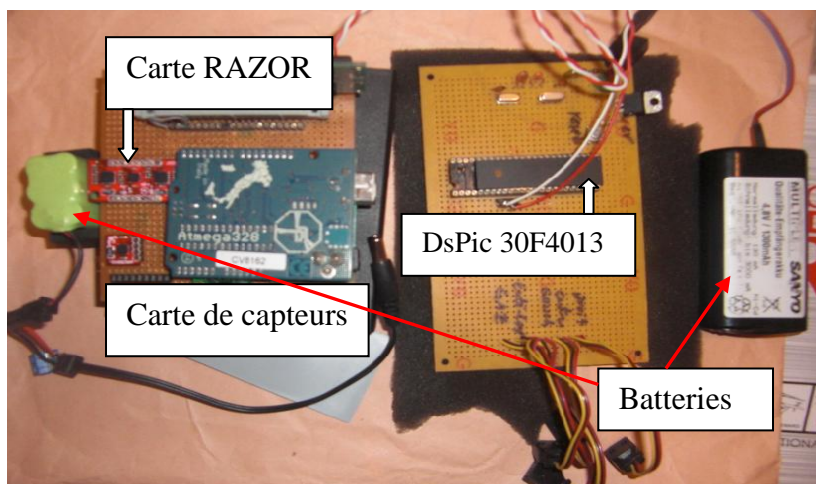


Figure 4.33 photographie de la centrale inertielle et le DsPic

Les chercheurs utilisent plusieurs méthodes pour obtenir une estimation de l'orientation de la centrale inertielle (IMU) dans l'espace, tel que l'utilisation du filtre de KALMAN, le filtre de KALMAN étendue (EKF: extended kalman filter), ou bien l'utilisation de l'algorithme DCM (Direction Cosine Matrix) [34].

Nous avons opté pour l'utilisation de l'algorithme DCM. Pour afficher les données DCM, nous avons utilisé une interface graphique réalisée sous LABVIEW (figure 4.34).

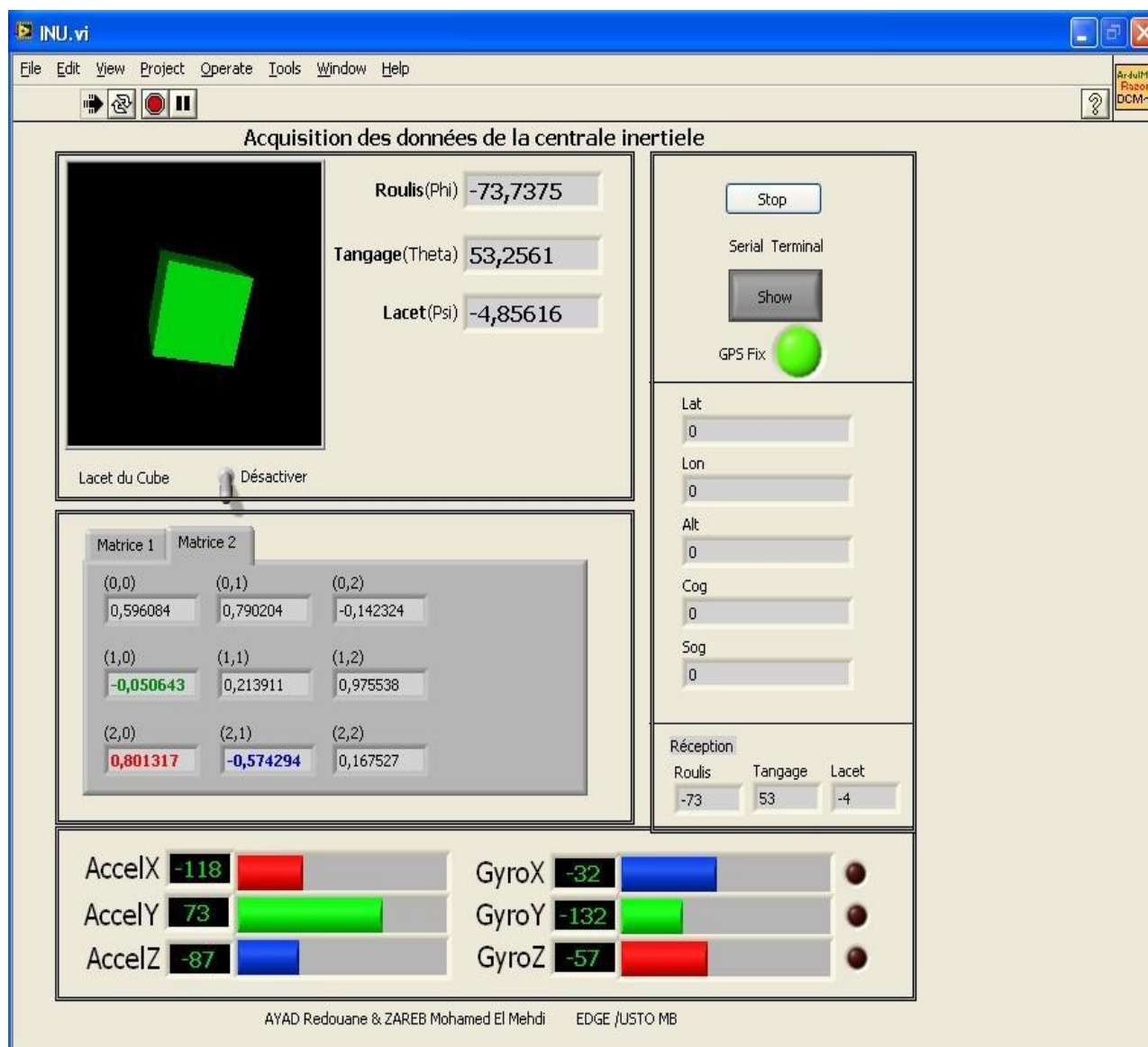


Figure 4.34 Interface graphique.

L'interface est réalisé sous LABVIEW, on a regroupé les différentes fenêtres d'affichage des différentes données et l'affichage du cube en 3D, dans la même fenêtre interface graphique (figure 4.34).

Dans cette interface graphique on peu observer la variation des donné acquis à partir des capteurs. L'orientation du cube vert est en temps réel en inclinant la carte des capteurs.

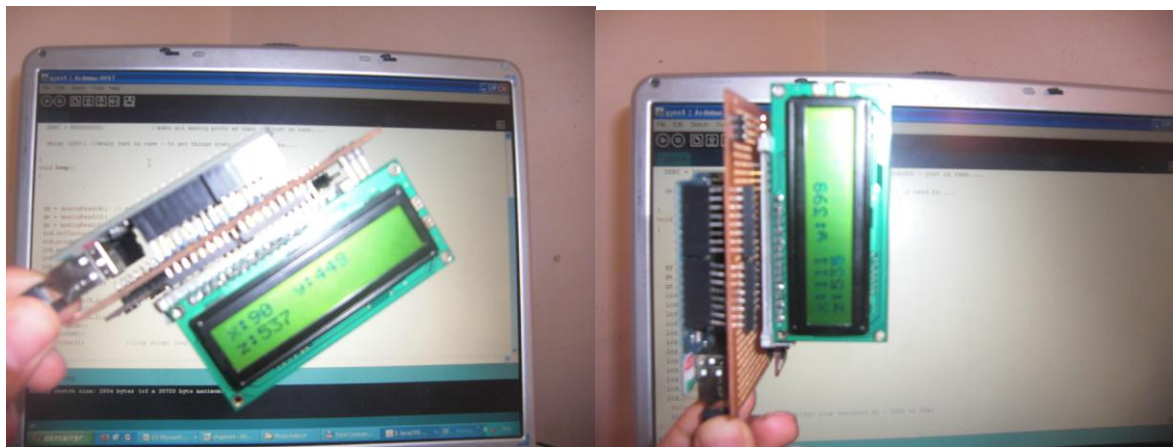
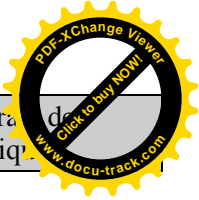
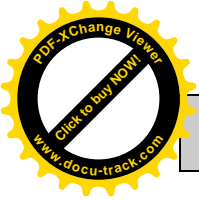


Figure 4.35 Affichage des données acquise de la centrale inertielle Sur LCD.

4.10 Conclusion

Dans ce chapitre nous avons détaillé les différentes étapes de la construction mécanique de notre drone quadrirotor. Ainsi que l'emplacement des différentes cartes électroniques réalisées (carte des capteurs à base d'**ARDUINO**, et la carte de puissance).

Ensuite, nous avons présenté la manière dont on commande les quatre moteurs par les MLI, et une description de la réalisation de la centrale inertielle, et l'utilisation des capteurs (accéléromètre, et gyroscopes). Ainsi une description de l'interface graphique réalisée sous LABVIEW.



Chapitre 5

Conclusion générale et perspectives

Au terme de ce projet, nous pouvons dire que nous avons touché à un nouveau domaine de l'intervention de l'automatique, c'est le domaine de l'aéronautique (drones).

Une description des différentes configurations des drones hélicoptères est donnée. Nous proposons aussi des configurations plus modernes réalisées très récemment soit par des chercheurs universitaires, soit par le secteur militaire.

Ensuite nous proposons une modélisation, en se basant sur les lois de la cinématique (Euler / Lagrange), et une élaboration d'un modèle sous MATLAB Simulink.

La réalisation pratique de notre quadrirotor est divisée en deux parties. Une partie de la description de la structure mécanique, et la réalisation de la carte électroniques.

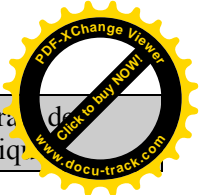
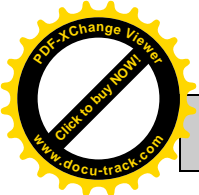
La stabilisation de notre prototype (quadrirotor) n'est pas encore achevée. Pour des questions de temps, l'implantation des commandes simulées sous MATLAB n'est pas encore faite.

Le quadrirotor n'est pas encore contrôlable sur ces axes. La réalisation électronique est aboutie, mais tous les éléments n'ont pas été intégrés sur le PCB final, en raison de nos difficultés à stabiliser le drone.

La réalisation de la centrale inertielle est achevée, et une interface graphique sous LABVIEW permet la visualisation des angles d'Euler en temps réel.

5.1 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 quadrirotor offre de nombreuses possibilités en matière d'applications.



La plus grande difficulté rencontrée lors de ce projet fut la stabilisation du drone. Nous nous sommes longtemps penchés sur le modèle théorique réalisé à l'aide Matlab Simulink.

Certains des capteurs nécessitaient l'emploi de bus de communication de type SPI et I²C que nous ne connaissions pas et qui se sont avérés difficiles à mettre en oeuvre.

Enfin, d'une manière générale nous avons mal estimé la durée à attribuer à certaines tâches, ce qui au final ne nous a pas permis de finir tout ce que nous souhaitions entreprendre.

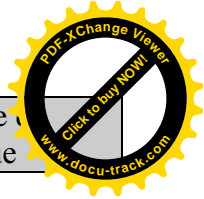
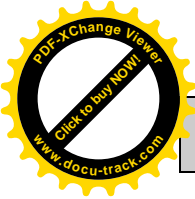
5.2 Perspectives

Nous proposons dans cette partie diverses possibilités de poursuite du projet. La première étape qui s'impose est l'amélioration de la structure mécanique de notre prototype quadrirotor. L'utilisation des moteurs BRUCHLESS et de nouvelles hélices pourra diminuer la dimension de notre quadrirotor, ainsi améliore sa stabilisation.

Une correction plus robuste et plus rigoureuse en lacet. Ensuite, il faudrait stabiliser et asservir le drone quadrirotor en position. Ces deux étapes effectuées, le drone sera viable pour lui appliquer diverses missions.

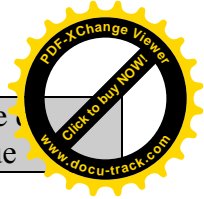
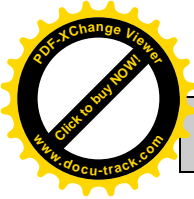
Nous pourrions intégrer un algorithme de guidage à l'aide du GPS et des différents capteurs (ultrasons, baromètre...). Couplée aux données capteurs, l'implémentation de traitement d'images embarquées offrirait toute un panel d'activités que l'on pourrait imaginer (ex : détection de formes spécifiques, tracking d'objets, etc.).

Enfin, l'intégration d'un algorithme décisionnel lié à de l'intelligence artificiel le rendrait complètement autonome pour des missions plus pointues.

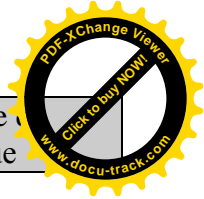
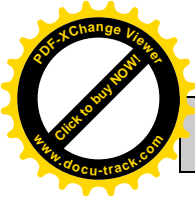


Bibliographie

- [1]. Mesbahi M. and Hadaegh F. Y., “*A robust approach for the formation flying of multiple spacecraft*”, Proceedings of the European Control Conference ECC’99, Karlsruhe, Germany, Septembre 1999.
- [2]. Ousingsawat J. and Campbell M. E., “*On-line estimation and path planning for multiple vehicles in an uncertain environment*”, International Journal of Robust and Nonlinear Control, Vol. 14, pp. 741–766, 2004.
- [3]. Pitt D. M. and Peters D. A., “*Theoretical prediction of dynamic inflow derivatives*”, Vertica, Vol. 5, No. 1 pp. 21–34, Mars 1981.
- [4]. Tsourdos A. and White B. A., “*Lateral acceleration control design for an LPV missile model*”, Proceedings of the European Control Conference ECC’99, Karlsruhe, Germany, Septembre 1999.
- [5]. Johnson W., “*Helicopter Theory*”, Princeton University Press, ASIN: 0691079714. 1980.
- [6]. Pedro Castillo, Rogelio Lozano and Alejandro E. Dzul, “*Modelling and Control of Mini-Flying Machines*”. Springer-Verlag London. 2005
- [7]. Prouty R. W., “*Helicopter Performance, Stability and Control*”, Krieger, 990. ISBN 1-7524-209-5.
- [8]. Koo T. J. and Sastry S., “*Output tracking control design of a helicopter model based on approximate linearization*”, Proceedings of the IEEE Conference on Decision and Control CDC’98, pp. 3635–3640, Tampa, Florida, Décembre 1998.
- [9]. Mahony R., Hamel T. and Dzul-L’opez A., “*Hover control via Lyapunov control for an autonomous model helicopter*”, Proceedings of the 38th Conference on Decision and Control CDC’99, pp. 3490–3495, Phoenix, Arizona. Décembre 1999.
- [10]. Bendotti P. and Morris J. C., “*Identification and Stabilization of a Model Helicopter in Hover*”, Proceedings of the American Control Conference ACC’95, , Seattle, WA. Juin 1995
- [11]. Dzul A., Hamel T. and Lozano R., “*Helicopter’s nonlinear control via backstepping techniques*”, Proceedings of the ECC’01, Porto, Portugal, 2001.



- [12]. Mullhaupt P., Srinivasan B., L'évine J. and Bonvin D., "*Cascade control of the toy copter*", European Control Conference ECC'99, 31, Karlsruhe, Allemagne. Septembre 1999.
- [13]. Postlethwaite I., Konstantopoulos I., Sun X-D., Walker D. and Alford A., "*Design, flight simulation, and handling qualities evaluation of an LPV gain-scheduled helicopter flight control system*", European Control Conference ECC'99, Karlsruhe, Allemagne Septembre 1999
- [14]. Sira-Ramirez H., Zribi M. and Ahmad S., "*Dynamical sliding mode control approach for vertical flight regulation in helicopters*", IEEE Control Theory and Applications, Vol. 141, No. 1, pp. 19–24, Janvier 1994.
- [15]. Sira-Ramirez H. and Castro-Linares R., "*On the regulation of a helicopter system: a trajectory planning approach for the Liouvillian model*", European Control Conference ECC'99, Karlsruhe, Allemagne. Septembre 1999.
- [16]. Kadda Zemalache M. "*commande d'un système sous-actonné. Application à un drone a quatre hélices*", thèse d'obtention le grade de docteur de l'université d'Evry val d'Essone. Decembre 2006.
- [17]. Kaloust J., Ham C. and Qu Z., "*Nonlinear autopilot control design for a 2-DOF helicopter model*", IEEE Proceedings in Control Theory and Applications, pp. 612–616, Vol. 144, Issue 6, November 1997.
- [18]. Frazzoli E., Dahlen M. and Feron E., "*Trajectory tracking control design for autonomous helicopters using a backstepping algorithm*", Proceedings of the American Control Conference ACC'00, pp. 4102–4107, , Chicago, Illinois. Juin 2000
- [19]. Isidori A., Marconi L. and Serrani A., "*Robust nonlinear motion control of a helicopter*", IEEE Transactions on Automatic Control, Vol. 48, No. 3, pp.413–426, 2003.
- [20]. Sridhar B. and Lindorff P., "*Application of pole-placement theory to helicopter stabilization systems*", Proceedings of the 6th Hawaii International Conference on Systems Sciences, Western Periodicals, North Hollywood, CA, pp. 405–407, 1973.
- [21]. Stengel R. F., Broussard J. R. and Berry P. W., "*Digital flight control design for a tandem-rotor helicopter*", Automatica, Vol. 14, No. 4, pp. 301–312.
- [22]. Downing D. R. and Bryant W. H., "*Flight test of a digital controller used in a helicopter autoland system*", Automatica, Vol. 23, No. 3, pp. 295–300, 1987.
- [23]. RCtoys, <http://www.rctoys.com/>.



- [24]. S. Bouabdallah. "*design and control of quadrotors with application to autonomous flying*" THÈSE NO 3727 .ÉCOLE POLYTECHNIQUE FÉDÉRALE DE LAUSANNE. 2007.
- [25]. K. Benzemrane. "Unmanned Aerial Vehicle Speed Estimation via Nonlinear Adaptive Observers". IBISC - CNRS/Université d'Evry Val d'Essonne. 2007
- [26]. R. Longchamp, "*Commande Sous-optimale Adaptative de Systèmes Nonlineaires*". thèse PhD, EPFL, 1978.
- [27]. Y. BRIERE "STABILISATION D'UN QUADRIROTOR". ENSICA 2006.
- [28]. National Academy Press, **Technology for Small Spacecraft**, Washington, DC, ISBN 0-309-05075-8. 1994.
- [29] Altug E., Ostrowski J. P. and Mahony R., "*Control of a quadrotor helicopter using visual feedback*", Proceedings of the 2002 IEEE International Conference on Robotics and Automation, ICRA 2002, Washington, DC. Mai 2002.
- [30]. UAV forum: <http://www.uavforum.com/library/photo.htm>. Juillet 2004.
- [31]. Defense Update. International Online Defense, Magazine: <http://www.defense-update.com/>. September 2004
- [32]. Sikorsky Aircraft Corp. Available at: <http://www.sikorsky.com/sac/Home/0,3170,CLI1DIV69ETI541,00.html>, [Online] September 2004
- [33] Draganfly Innovations. Available at: <http://www.rctoys.com/>. [Online] September 2004
- [34] Direction Cosine Matrix IMU: Theory. William Premerlani and Paul Bizard. Mai 2009.
- [35] <http://gentlenav.googlecode.com/files/MahonyPapers.zip>.