La République Algérienne Démocratique et populaire

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

Université Docteur Yahia Fares Medea

Faculté de Technologie

Département de Génie Mécanique

Projet de fin d'étude pour l'obtention du diplôme de

MASTER En Electromécanique

Option : Mécatronique

Présenté par

BOUTALBI Raif

Titre :

Les Quad rotors Etude et Simulation

Promotion juin 2020

Devant le jury :

Encadreur	S. ABU DURRAH	Maitre de conférence à l'université yahia fares Médea
Président		
Examinateur		
Examinateur		

Remerciements

Tout d'abord, merci à Dieu le Tout Puissant !

Je tenais à exprimer mes gratitudes et mes reconnaissances à mon encadreur, Monsieur Salem ABU durr ah , pour ses conseils judicieux, sa sympathie, ses encouragements, son aide permanent, son dévouement pour le travail et surtout pour sa patience et sa persévérance dans le suivi de mon parcours.

Mes vifs remerciements vont également à messieurs le président de jury et les examinateurs d'avoir accepté la présidence et l'examinassions de ce travail

Mes remerciements à mes parents et à mes proches pour le soutien constant qu'ils m'ont témoigné tout au long de mon parcours.

Merci à tous mes amis pour leurs encouragements et à toute la promotion de deuxième année Master Mécatronique pour l'excellente ambiance qui m'a accompagnée durant toute l'année.

À mes parents respectifs.
À ma famille.
À mes proches et mes amis.
À mes enseignants.

Dédicaces

Je dédie ce mémoire

Ames chers parents. Ma mère, qui m'a encouragé à aller de l'avant et

Qui m'a donné tout son amour pour reprendre mes études, et

Mon très cher père est la plus belle perle du monde

Pour leur patience, leur amour, leur soutien et leurs

Encouragements.

Atout ma famille pour l'amour et le respect qu'ils m'ont toujours accordé

Ames frères.

Je leur souhaite tout le succès... tout le bonheur

Ames amis et mes camarades.

Pour une sincérité si merveilleuse ….jamais oubliable, en leur souhaitant

Tout le succès …tout le bonheur.

Sans oublier tous les professeurs que ce soit du

Primaire, du moyen, du secondaire ou de l'enseignement supérieur.

Atout personne

Qui m'a aidé à franchir un horizon dans ma vie

Table des matières :

Chapitre 1 : Généralité

1.1 : Introduction 5

1.1 : Historique des quadrirotor 5

1.3 : Le mode des drones 7

1.3.1 Les catégories de drones : 7

1.3.2 : Les drones à voilure tournante 10

1.3.2.1 : Les hélicoptères classiques 10

1.3.2.2 : Les rotors coaxiaux 10

1.3.2.3 : Les rotors coaxiaux carénés 11

1.3.2.4 : Les rotors en tandem 12

1.3.2.5 : Les rotors engrenant 13

1.3.2.6 : Les convertibles 13

1.3.2.7 : Les rotors à réaction 14

1.3.2.8 : Les rotors multiples 15

1.4 : Les missions des drones 16

1.4.1 : Dans le domaine militaire 16

1.4.2 : Dans le domaine civil : 17

1 .5 : Les capteurs pour la navigation et la localisation 18

1.5.1 : Capteurs Proprioceptifs 19

I.5.2. Capteurs Extéroceptifs 21

Chapitre 2: Modélisation dynamique et mathématique

2 : **Introduction** : 25

2.1 :Description générale du quadrotor : 25

2.3 : Modélisation dynamique du Quadrotor : 26

Moments dus aux forces de trainée : 29

2.4 : Sens de rotation des voilures tournantes : 36

2.5 Mouvements possibles : 37

2.6 Mode de vol : 38

Chapitre 3: Techniques de commande

3.1 Introduction 42

3.1.1 Techniques de commande linéaires : 43

3.1.2 Techniques de commande non linéaires : 43

3.2 Techniques de commande linéaires :.....43
3.2.1 Commande par retour d'état.....43
3.3 Synthèse d'un contrôleur PID :.....44
3.3.1 : Synthèse d'un contrôleur avec la méthode linéaire quadra- tique :.....45
3.3.1.1 Position du problème :.....46
3.3.1.2 Commande Linéaire Quadratique :.....46
3.3.1.3 Commande LQ à horizon infini :.....46
3.3.1.4 : La commande linéaire quadratique / gaussienne (LQ/ LQG).....47
3.3.1.5 Choix des pondérations :.....48
3.4 :Techniques de commande non linéaires :.....48
3.4.1 Commande par la méthode de Lyapunov :.....48
3.4.1.2 : Première méthode de Lyapunov.....48
3.4.1.3 : Deuxi`eme m´ethode de Lyapunov.....49
3.4.2 : Commande par mode glissant :.....50
Introduction :.....50
3.4.2.1 : Principe du contrôleur à mode glissant :.....50
3.4.2.2 : Bases théoriques de la commande par mode glissant :.....51
3.4.2.3 : D´etermination de la loi de commande :.....51
3.5 : Conception et application de la commande par backstepping:.....51
3.5.1 : Conception de la commande par backstepping :.....51
3.6 : Conclusion.....52

Chapitre 4: Simulation sous matlab

4 :Introduction.....54
4.1 : Outils de développement.....54
4.1.1 : MATLAB.....54
4.1.2 : SIMULINK.....54
4.2 : Caractéristiques du quad-copter.....54
4.3 : Conditions initiales.....55
4.4 Simulation et interprétation des résultats.....57
4.4.1 : Le premier test.....57
4.4.2 : Le deuxième test.....58
4.4.3 : Le troisième test.....59
4.4.4 : Le quatrième test.....60
4.4.5 : Le cinquième test.....60
4.5 : Conclusion :.....62

Liste des figures :

figure1. 1:Bréguet Richet Gyro 1907 figure1. 2:Ohmichen 1922 6
figure1. 3:Le quadrotor de Bothezeat 1922 6
figure1. 4:Convertawings amodel a 1956 6
figure1. 5:Exemple de Drones HALE 7
figure1. 6:Exemples des drones MALE 8
figure1. 7:Exemples des drones TUAV 8
figure1. 8:Exemples de mini drones 8
figure1. 9:Exemple de micro drones 9
figure1. 10:Classification selon le mode d'aérodynamique 9
figure1. 11:Exemples d'hélécoptères à rotor anticouple de queue 10
figure1. 12:Exemples d'hélécoptères à rotors coaxiaux 11
figure1. 13:Exemples de drones à rotors coaxiaux à carène courte 11
figure1. 14:Exemples de drones à rotors coaxiaux à carène longue 11
figure1. 15:Exemples d'hélécoptères à rotors en tandem 12
figure1. 16:Exemples d'hélécoptère à rotors en engrenant 13
figure1. 17:Exemples de véhicules convertibles à corps basculant 14
figure1. 18:Exemples de véhicules convertibles à rotors basculant 14
figure1. 19:Exemples de véhicules à technologie VDTP 14
figure1. 20:Exemple do drone à rotors à reaction 15
figure1. 21:Exemples de drones à rotors multiples 15
figure1. 22:Support au combat 16
figure1. 23:Drones militaires de surveillance 17
figure1. 24:Exemples des missions réalisable avec des mini drones 18
figure1. 25 18
figure1. 26:Principe de fonctionnement d'un accéléromètre. accéléromère MEMS 20
figure1. 27:Exemples de gyroscopes 20
figure1. 28:Exemple de centrales inertielles 21
figure1. 29:Principe physique d'un compas électrique magnétorésistif 21
figure1. 30:Le système Gps 22
figure1. 31:Utilisation des télémètres 22

figure2. 1:Vue globale du drone quadrotor 25
figure2. 2:Structure générale d'un quadrotor 26
figure2. 3:Géométrie du quad rotor 27
figure2. 4:Sens de rotation des rotors du quadrotor 37
figure2. 5:Illustration de mouvement de lacrt 38
figure2. 6:Illustration du mouvement de tangage 38
figure2. 7:Illustration du mouvement de roulis 38
figure2. 8:Illustration du mouvement vertical 39
figure2. 9:Illustration du mouvement de translation 39

figure 3. 1:Boucle de guidage_pilotage 42
figure 3. 2:Structure parallèle du correcteur PID 45
figure 3. 3:Principe de la commande par PID 45
figure 3. 4:Principe de la commande linéaire quadratique gaussienne 47
figure 3. 5:Contours à énergie constante dans le plan phase 49
figure 3. 6:Trajectoire d'un système de deuxième ordre à vsc 51

figure4. 1:Résultats du premier test 57
figure4. 2:Résultats du deuxième test 58
figure4. 3:Résultats du troisième test 59
figure4. 4:Résultats du quatrième test 60
figure4. 5:Résultats du cinquième test 61

Liste des tables :

Table4. 1:Les caractéristiques d'un quad_copter 55
Table4. 2:Les conditions INITIALES 56
Table4. 3:Le premier Test 57
Table4. 4:Le deuxième Test 58
Table4. 5:Le troisième Test 59
Table4. 6:Le quatrième Test 60
Table4. 7:Le cinquième Test 61

Liste des abréviations :

DDL. degre de liberté, 28
GPS. global positioning system, 24
HALE. high altitude long endurance, 7
IMU:inertiel measurment unit, 23
LQ.lineaire quadratique, 49
MALE. medium altitude lond endurance, 8
PID.proportionel integrale derivé, 49
RACrotor anticouple, 11
TUAV. tactical unmanned aerial vehicul, 8
UAV. unmanned aerial vehicul, 5
VTOL.vertical take off and landing, 11

Symboles

(x_q, y_q, z_q) : est le repére lié au drone selon la convention nord-ouest-haut.

(x_t, y_t, z_t) : est le repére lié à la terre selon la convention nord-ouest-haut.

ω_p : est la vitesse angulaire de l'hélice.

P, Q, R : sont les angles de rotation autour des axes x_q, y_q et z_q respectivement.

$\dot{P}, \dot{Q}, \dot{R}$: Sont les vitesses de rotation autour des axes x_q, y_q et z_q respectivement.

φ, θ, ψ : sont des angles de cardon utilisés dans les matrices de rotation pour passer du repére R_t au repéreR_q.

$\dot{\varphi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$: Sont les vitesses angulaires de cardan.

(ψ, θ, φ) : est la matrice de rotation (passage du repére R_t au repére).

$(z_t,)$: est la matrice de rotation élémentaire autour de z_t d'un angle.

$\mathbf{R}(y', \theta)$: est la matrice de rotation élémentaire autour de y' d'un angleθ.

$\mathbf{R}(x'', \varphi)$: est la matrice élémentaire autour de x'' d'un angleφ.

$(\psi, \theta,)$: est la matrice transposée de $R(\psi, \theta, \varphi)$ égale en meme temps a la matrice inverse.

$(\theta,)$: est la matrice transposée de $R(\theta, \varphi)$ égale en meme temps ala matrice inverse.

(φ) : est la matrice transposée de (φ) en meme temps a la matrice inverse.

, : Est la matrice identité.

F Force de poussée

W	Vitesse de rotation dans le repère fixe
V	Vitesse linéaire dans le repère fixe
R	Matrice de rotation
T	Matrice de transformation
X	Vecteur de position
F	Angle de roulis
Q	Angle de tangage
Y	Angle de lacet
W	Vitesse de rotation de moteur

Introduction général

Introduction général

Les systèmes avioniques jouent un rôle primordial dans la vie actuelle de l'humanité. Parmi ces systèmes on cite : les avions, les hélicoptères,. . . etc. Les applications de ces systèmes quand ils sont pilotés par un pilote à bord sont multiples, entre autre on trouve : le transport des voyageurs, de la marchandise et des troupes . . . etc. Cependant certaines applications exigent que l'engin volant doive être doté d'une certaine autonomie ou d'une autonomie totale. Ce sont les applications qui sont considérées comme pénibles physiquement pour l'équipage, ou ennuyeuses, sale et dangereuses . . . etc. Le domaine de l'aviation a connu la naissance d'une nouvelle génération des engins volants afin d'accomplir la réalisation de ce type d'applications. Ces engins volants s'appellent drones. Le drone désigne tout engin volant sans pilote à bord.Il peut être autonome ou commandé à distance. Selon leurs tailles, il existe plusieurs catégories, parmi lesquelles on trouve les micros drones et les mini drones. Parmi les configurations qui ont connu un grand essor dans le monde de la recherche, le quadrirotor offre beaucoup d'avantages, intérêts et applications. Le quadrirotor qui est considéré comme un mini drone à décollage et atterrissage verticale présente plusieurs applications civiles et militaires telles que la surveillance, la reconnaissance, la prise de vue aériennes dans la production des films. . . .etc. Le challenge qui doit être relevé par les chercheurs est de le concevoir, le modéliser fidèlement afin de le commander pour un but de réalisation sachant que c'est un système complexe, non linéaire, multi-variable, très instable et fortement couplée. Organisation Ce mémoire, décomposé en cinque chapitres, est organisé de la façon suivante :

❧ Chapitre 1 : Ce chapitre est une introduction générale comportant deux parties essentielles : un bref historique concernant les drones, nous décrirons une classification des systèmes aériens selon la taille : MALE, HALE, les mini drones et les micros drones, et selon le mode de propulsion :Drones à voilures fixes,à voilures battantes,à voilures tournantes , Deuxième partie est un état de l'art sur le quadrirotor,on développera les axes de : technologie, avantages de cette configuration et la recherche dans le domaine des quadrirotors et enfin les applications.

❧ Chapitre 2 : Le deuxième chapitre est consacré à la modélisation dynamique du quadrirotor, d'abord on fait une description de ce système, structure générale et principe de vol. Puis, nous mettons en évidence la modélisation dynamique du quadrirotor, enfin, on donne le modèle d'état puis nous simplifions le modèle afin de faciliter sa commande.

❧ Chapitre 3 : Le troisième chapitre On présentera un état de l'art sur la commande des quadrirotors.

❧ Chapitre 4 : Le quatrième chapitre est une synthèse d'application de la loi de commande par régulateur PID sur le système.

Chapitre 1

Généralités

: Introduction

Les appareils à vol vertical ou les drones (UAV : Unmanned Aerial Vehicle) sont des engins volants sans pilote capables de mener à bien une mission de façon plus ou moins autonome tel que les drones aéronefs inhabités qui utilisent les forces aérodynamiques pour produire un vol vertical.il en existe de toutes les tailles et de toutes les formes [3-7]. La fonction principale de ces véhicules aériens est d'étendre la vision humaine au-delà de l'horizon naturel, afin d'accomplir des travaux à risques ou dans des environnements hostiles. Les premières applications ont d'ailleurs été mises en œuvre par les militaires pour des missions de surveillance ou de reconnaissance, sans risque de pertes humaines. Plus récemment, des applications civiles ont fait leur apparition comme la prévention des feux de forêts, l'inspection des ouvrages d'art, la surveillance du trafic autoroutier ou la collecte de données météorologiques [2]. Cependant, l'utilisation des drones civils reste limitée car les drones non militaires ne sont pas encore totalement intégrés dans l'espace aérien civil. En fonction des capacités opérationnelles recherchées, la taille des drones varie sur une échelle allant de quelques centimètres à plusieurs dizaines de mètres, tandis que leur masse fluctue entre quelques grammes pour les plus légers et jusqu'à plusieurs tonnes pour les plus lourds.

Dans ce chapitre, nous exposons dans un premier temps les membres les plus représentatifs de la grande famille des drones, en mettant l'accent sur les drones à voilure tournante. Ensuite, nous étudions les différentes technologies de capteurs permettant au drone de se positionner et de s'orienter dans l'espace. Enfin, une dernière partie est consacrée à la présentation des architectures et les analyse bibliographique des différentes techniques de commande des drones [1].

1.1 : Historique des quadrirotor

La conception des quadrirotor a évolué dans deux grandes générations. La première génération était conçue pour transporter un ou plusieurs passagers. Ces véhicules étaient parmi les premiers véhicules aériens à décollage et atterrissage vertical réussis. Caractérisés par leur grande taille et souffert de mauvaises performances (encombrement, qualité des moteurs, matériau de conception,..)[8].

Le premier quadrirotor était le Gyroplane n°1 « Breguet-Richet », conçu par les frères scientifiques français Louis et Jaque Breguet en collaboration avec le professeur Charles Richet en 1907 (figure I.1). Un an plus tard, un autre quadrirotor « Gyroplane n°2 » a été construit. Le Gyroplane n°2 est équipé d'un moteur Renault, plus puissant, qui atteignit 55 CV. Malheureusement, l'aérodyne fut détruit lors d'un atterrissage un peu brusque. Le quadrirotor fut réparé mais, la suite des essais des frères Breguet ne déboucha sur aucun résultat significatif. En 1920, Etienne Oehmichen a commencé ses expériences dans la conception des aéronefs à voilures tournantes. Six modèles ont été conçus par ce jeune ingénieur de la compagnie Peugeot. Parmi les quels nous constatons un grand quadrirotor de 800kg construit en 1922, avec quatre rotors de diamètre (2 x 7.60 mètres + 2 x 6.40 mètres) et huit hélices tournées par un seul moteur Gnome Rhône de 135kw (Figure 1.2)[9]

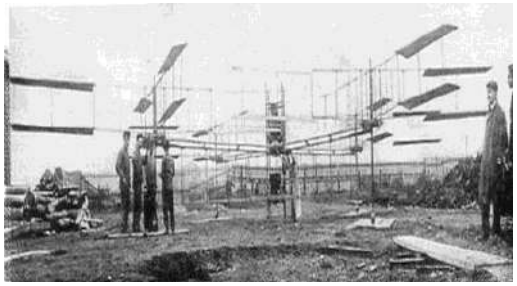


FIGURE1. 1:BREGUET RICHET GYRO 1907 [2]

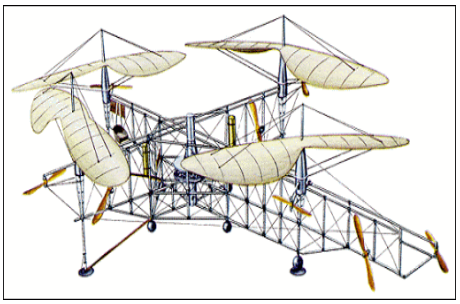


FIGURE1. 2:OHMICHEN 1922 [2]

Une autre plateforme à vol vertical été construit pour le service aérien de l'armée américaine à Dayton, Ohio en 1921 par les ingénieurs George de Bothezat et Ivan Jérôme [9]. C'était une structure en croix de 1678Kg portant six hélices de diamètre 8.1 mètres sur chaque axe de longueur 9m. Plus de 100 essais de vols ont été exécutés sur ce grand quadrirotor, mais la commande en vol était très difficile et le prototype n'a pas répondu aux exigences d'exécution de l'armée américaine.



FIGURE1. 3:LE QUADROTOR DE BOTHEZEAT 1922[2]

Dans les années 50, Amityville (New York), Convertawings a construit un quadrirotor disposant de rotors de diamètre 5.92 mètres et des ailes pour générer une portance vers l'avant. Deux moteurs « Continental » de 90 CV ont été utilisés et le véhicule a été commandé en changeant la poussée fournie par chaque rotor. Le quadrirotor de Convertawings a été piloté

avec succès, mais la production a été arrêtée en raison d'un manque d'intérêt commercial pour cet avion [33].

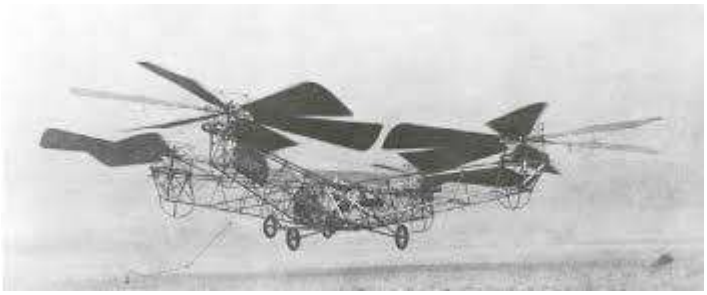


FIGURE1. 4:CONVERTAWINGS AMODEL A 1956[2]

La configuration de quadrirotor n'a pas obtenu beaucoup attention jusqu'au début des années 80. Depuis, plusieurs chercheurs ont commencé à s'intéresser à la configuration « quadrirotor » dans des applications mini drones à cause de sa simplicité , sa capacité à supporter une utile accrue et son cout réduit .

Il semble que les américains sont les pionniers dans les mini Quadrirotor avec le projet Hoverbot de l'université de Michigan en 1993, le projet Gizmocopter en Californie et d'autres, la plupart des premiers projets ont été abandonnés à cause des difficultés matérielles.

Depuis 2001, plusieurs centres de recherche et de groupes de spécialistes en aéronautique ont commencé à publier les premiers résultats à propos de la modélisation et de la commande de cet hélicoptère à quatre rotors tels que : les travaux de l'université de Compiègne et le projet « Robovolint » en France, ceux de l'université de Lakehead au Canada et beaucoup d'autres [2].

1.3 : Le mode des drones

1.3.1 Les catégories de drones :

La classification des drones d'une façon unique est un exercice impossible à faire et réaliser dans chaque pays possède son propre mesure. Mais, Ça peut dépendre de nombreux paramètres comme l'autonomie en vol, l'altitude de vol, la charge utile embarquée, les dimensions ou la masse du drone.

La classification qui sera présenté repose sur la proposition de l'Armée de l'Air des états unis, qui répartit les drones en cinq catégories :

- **les drones HALE (de l'anglais High Altitude, Long Endurance) :** ce sont des drones, le plus souvent à voilure fixe, capables de rester très longtemps en vol et de collecter des informations sur de très longues périodes (entre 12 et 48 heures) et évoluant à plus 20 000 mètres d'altitude [10].Ils sont majoritairement utilisés pour des communications, comme alternative aux satellites. La figure I.5 présente les drones RQ 4B Global Hawk, construit par Northrop Grumman, et RQ-170 Sentinel, développé par Lockheed Martin [2].



(a)RQ_4B Global Hawk (b)RQ_170 Sentinel

FIGURE1. 5:EXEMPLE DE DRONES HALE[2]

Les drones MALE (de l'anglais Medium Altitude, Long Endurance) : ayant une autonomie d'une trentaine d'heures et évoluant entre 5 000 et 15 000 mètres d'altitude. Ces drones font partie de la classe de grande taille. Ils peuvent embarquer des armes, ce qui nécessite généralement d'avoir un humain dans la boucle, ce dernier doit garder la décision de tir et pouvoir à tout moment annuler la mission [11]. La figure I.6. Présente les drones MQ-9 Reaper et MQ-1C Gray Eagle, tous les deux développés par General Atomics [2].



(a) MQ_9 Reaper



(b) MQ_1C Gray eagle

FIGURE1. 6:EXEMPLES DES DRONES MALE[2]

- **Les drones TUAV (de l'anglais Tactical Unmanned Aerial Vehicles) :** ayant une autonomie d'une dizaine d'heures et évoluant à moins de 5 000 mètres d'altitude. La figure (1.7) présente les drones Hermes 450, construit par Elbit Systems, et RQ_7 Shadow, dévloppé par AAI corporation[2]



(a) Hermes 450



(b) RQ_7 Shadow

FIGURE1. 7:EXEMPLES DES DRONES TUAV[2]

Les Mini UAV : ce sont des drones plutôt légers et de taille réduite (jusqu' à quelques kilogrammes et d'une envergure jusqu'à 1 à 2 mètre) facilitant la mise en œuvre d'une autonomie relativement faible (de 10 à 30 minutes). Ils sont, en général, utilisés pour l'observation de zones à accès difficiles [12].La figure I.8 présente les drones Bayraktar, construit par Baykar Makina, et Hovereye, développé par Bertin Technologies [2].



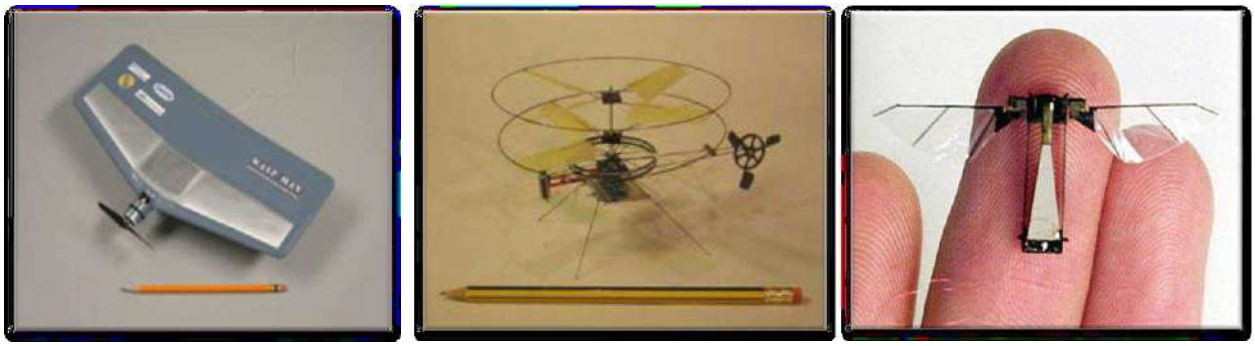
(a) Bayraktar



(b) Hovereye

FIGURE1. 8:EXEMPLES DE MINI DRONES[2]

- **Les Micro UAV :** ayant une autonomie d'une trentaine de minutes, une masse inférieure à 500 grammes et pouvant être contenu dans une sphère de 30 centimètres de diamètre et caractérisés par une faible charge. Généralement, propulsés électriquement, ils permettent ainsi de faire des vols en intérieur [12, 2]. La figure I.9 présente un bref aperçu de ce qui peut être fait en terme de miniaturisation des véhicules aériens, à savoir le drone Wasp, développé par AeroVironment, un drone de la gamme Proxflyer et un drone de type MFI (de l'anglais Micromechanical Flying Insect)[2].



(a) Wasp (b) Drone proxflyer (c) drone MFI

FIGURE1. 9:EXEMPLE DE MICRO DRONES[2]

Le fonctionnement aérodynamique fournit une autre possibilité de classification. Ainsi, les drones peuvent être structurés principalement en trois familles [13] :

- **ceux à voilures fixes :** des ailes fixes dans leur mode de déplacement.
- **les aéronefs à ailes battantes:** utilisent des ailes comme celles des oiseaux ou de certains insectes. Dans notre projet, on s'intéresse en particulier aux quadrirotor
- **ceux à voilures tournantes :** utilisent le même organe (rotors) pour la propulsion et la sustentation. Ce type de drones est capable d'atterrissage et de décollage verticaux, ainsi que de vol stationnaire à basse et à faible altitude. La figure I.10 montre quelques exemples des drones à voilures fixes, voilure tournantes et ailes battantes.



Voilure fixes voilures tournantes Ailes battantes

FIGURE1. 10:CLASSIFICATION SELON LE MODE D'AERODYNAMIQUE[11]

1.3.2 : Les drones à voilure tournante

Les drones miniatures à voilure tournante appartiennent tous au groupe des véhicules VTOL (de l'anglais Vertical Take Off and Landing), qui définit les appareils à décollage et atterrissage verticaux. Ils trouvent principalement leur place comme plateformes expérimentales relativement faciles à mettre en œuvre et peu onéreuses. Ils servent ainsi à mettre en pratique et à illustrer des travaux de recherche dans les domaines de la robotique, de l'automatique ou du traitement du signal. Ils utilisent des voilures tournantes ou rotors multiples pour voler en état stationnaire au-dessus d'une zone précise ou encore des vols à basse vitesse et à basse altitude. Cette section présente un état de l'art des différentes architectures aéromécaniques formant la famille des véhicules à voilure tournante. Pour chaque solution technologique, nous détaillons ses spécificités, plus ou moins avantageuses, à travers de nombreux projets et prototypes existants [2].

1.3.2.1 : Les hélicoptères classiques

C'est l'architecture à voilure tournante la plus répandue et la mieux maîtrisée. L'hélicoptère est composé d'un rotor principal et d'une poutre à l'arrière du véhicule sur laquelle est monté un rotor anticouplé (RAC) de queue. Ce dernier peut être libre ou caréné dans un fenestron pour en augmenter la protection et l'efficacité aérodynamique [2].



(a) RAC libre (b) RAC caréné

FIGURE1. 11:EXEMPLES D'HELECOPTERES A ROTOR ANTICOUPLE DE QUEUE[2]

1.3.2.2 : Les rotors coaxiaux

Cette configuration est constituée de deux rotors fixés sur le même axe de rotation, mais tournant dans des sens opposés pour annuler les effets de couple. Les hélicoptères à rotors coaxiaux sont donc dépourvus de rotor de queue, les rendant de ce fait plus compacts et par conséquent moins sensibles aux vents transverses que les hélicoptères classiques. Du point de vue du fonctionnement, les deux rotors contribuent à la poussée verticale et leur différentiel de vitesse de rotation pilote l'orientation autour du lacet [2]. La figure 1.12 montre d'ailleurs deux exemplaires d'hélicoptères issus de leur production.

La stabilité naturelle des architectures à rotors coaxiaux en fait des candidates idéales pour une utilisation dans le monde de l'aéromodélisme [14]. Cet avantage est cependant altéré par une vitesse de déplacement dans le plan horizontal limitée et, en fonction de la taille des engins, à une grande sensibilité au vent.

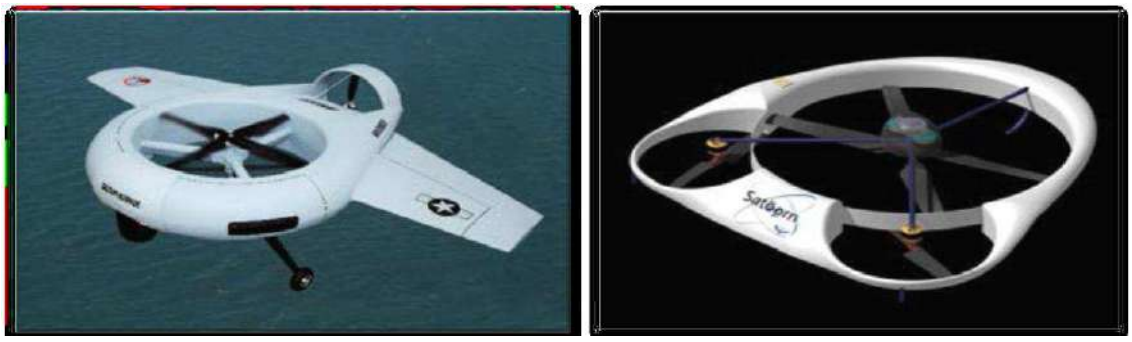


(a) Ka_17 (b) Ka_50

FIGURE1. 12:EXEMPLES D'HELECOPTERES A ROTORS COAXIAUX[2]

1.3.2.3 : Les rotors coaxiaux carénés

Une alternative intéressante aux rotors coaxiaux consiste à les intégrer dans une carène, les isolant ainsi de l'environnement extérieur. Le véhicule est alors plus résistant aux chocs et quasiment inoffensif pour un opérateur puisque les pales ne sont pas directement accessibles. Deux architectures mécaniques peuvent être distinguées concernant les drones à rotors coaxiaux carénés : les appareils à carène courte et carène longue [2,15].



(a) Cypher 2 (b) satoorn

FIGURE1. 13:EXEMPLES DE DRONES A ROTORS COAXIAUX A CARENE COURTE[2]



(a)Honeywell (b) istar (c) Hovereye

FIGURE1. 14:EXEMPLES DE DRONES A ROTORS COAXIAUX A CARENE LONGUE[2]

Le principal avantage de ces véhicules est de posséder une enveloppe de vol remarquable.

L'inconvénient majeur concerne un décrochage.

1.3.2.4 : Les rotors en tandem

Cette configuration est constituée de deux rotors, généralement de même taille, fixés l'un devant l'autre. Elle est le plus souvent utilisée pour des hélicoptères de grande taille, devant transporter de lourdes charges, car les deux rotors participent à la poussée. Les effets de couple, générés par la rotation des rotors, sont annulés par le fait qu'ils tournent dans des sens opposés. La figure I.15 présente les hélicoptères à rotors en tandem CH-46 Sea Knight et CH-47 Chinook, développés par Boeing pour le transport de troupes et de matériel [2].



(a) CH_46 sea knight (b)CH_47 chinook

FIGURE1. 15:EXEMPLES D'HELECOPTERES A ROTORS EN TANDEM[2]

1.3.2.5 : Les rotors engrenant

Cette configuration est constituée de deux rotors, généralement de même taille, montés sur un axe en forme de V. De cette façon, les rotors, tournant à la même vitesse mais en sens contraire, ne se percutent pas. Cette architecture permet d'augmenter la portance, la poussée totale étant la somme des poussées individuelles, et de se passer de dispositif anticouple, les rotors tournant dans des sens opposés. L'hélicoptère K-MAX [16], développé par Kalman Aircraft et présenté à la figure I.16, est d'ailleurs spécialisé dans le transport de charges à l'élingue. Cependant, tout comme pour la configuration à rotors en tandem, le point noir de cette architecture concerne la complexité du mécanisme de transmission entre les deux rotors [2]

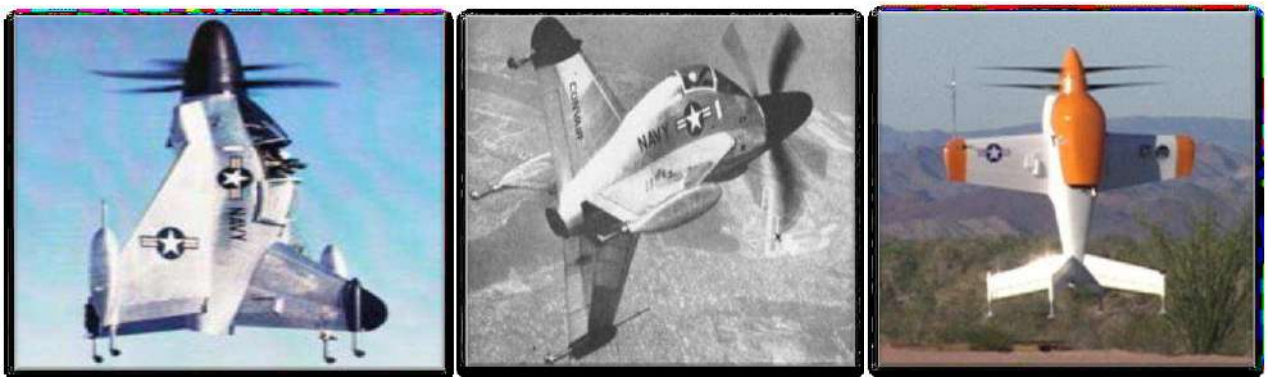


(a) K_ MAX (b) Rotores du K _MAX

FIGURE1. 16:EXEMPLES D'HELECOPTERE A ROTORS EN ENGRENANT[2]

1.3.2.6 : Les convertibles

La principale lacune de la plupart des configurations mécaniques présentées concerne la faculté à combiner le vol stationnaire et le vol en translation. C'est pourquoi plusieurs études ont été réalisées afin de développer des véhicules qui se comporteraient comme des hélicoptères en vol stationnaire, et comme des avions en vol en translation. Le vol de type avion permettrait alors de se déplacer très rapidement en consommant un minimum d'énergie, tandis que le vol de type hélicoptère permettrait d'assurer des missions nécessitant le vol stationnaire. Le principe est alors de faire basculer tout ou une partie du fuselage du véhicule d'une position verticale pour le vol stationnaire à une position horizontale pour le vol en translation. Cette catégorie de véhicules polyvalents est appelée convertible [2].il ya Trois architectures de véhicules convertibles ont néanmoins été mises au point, présenter par la Figure I.17, Figure I.18, Figure I.19



(a) XFY pogo (b) XFY pogo (c) skyTOte

FIGURE1. 17:EXEMPLES DE VEHICULES CONVERTIBLES A CORPS BASCULANT[2]



(a)AW609 (b) Nord 500 (c) Eagle eye

FIGURE1. 18:EXEMPLES DE VEHICULES CONVERTIBLES A ROTORS BASCULANT[2]



FIGURE1. 19:EXEMPLES DE VEHICULES A TECHNOLOGIE VDTP[2]

1.3.2.7 : Les rotors à réaction

L'architecture des drones à rotors à réaction [17, 18] est singulière parmi les véhicules à voilure tournante. En effet dans cette configuration, le rotor principal est mis en rotation par éjection d'air comprimé en bout de pales ou par des propulseurs situés sur le fuselage de l'appareil. C'est cette seconde structure qui est présentée à la figure I.20. Cette technologie est assez prometteuse car, contrairement à un hélicoptère classique, elle ne génère aucun couple de réaction et s'abstient donc de la mise en place d'un dispositif anti couplé. L'absence d'articulation au niveau du rotor principal rend difficile les déplacements latéraux de ce type de drones. Ceux-ci sont néanmoins assurés par des impulsions de vitesse de rotation envoyées de façon adéquate aux propulseurs [2].

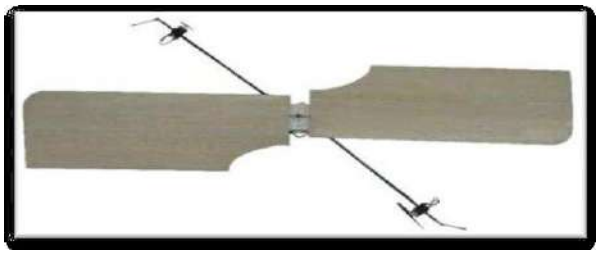


FIGURE1. 20:EXEMPLE DO DRONE À ROTORS À REACTION[2]

1.3.2.8 : Les rotors multiples

Les drones à rotors multiples constituent certainement la configuration aéromécanique la plus connue et la plus répandue parmi les véhicules aériens autonomes. Ces appareils sont généralement équipés de quatre rotors, mais il en existe avec six, voire huit rotors comme en atteste la figure I.21. La simplicité mécanique fait de ce type de véhicule une configuration très utilisée pour la réalisation de plateformes expérimentales à coûts réduits [19, 20].



(a)quadrotor (b) Hexarotor (c)octorotor

FIGURE1. 21:EXEMPLES DE DRONES A ROTORS MULTIPLES[2]

Le fonctionnement des drones à rotors multiples est assez particulier. Tout d'abord, afin de compenser le couple de réaction, le sens de rotation des rotors est inversé deux à deux. De plus, les déplacements du véhicule ne se font qu'en manipulant minutieusement les vitesses de rotation des différents rotors. En effet, c'est la différence de portance qui détermine l'inclinaison de l'appareil autour des angles de roulis et de tangage, permettant alors le vol de translation. De par la très bonne répartition de la portance dans le plan horizontal, les drones à rotors multiples sont particulièrement adaptés aux vols stationnaires et à faibles vitesses. En revanche, cette configuration n'est pas recommandée pour des vols de translation à grandes vitesses, ni pour l'évolution dans des conditions venteuses. De plus, cette configuration de rotors est restreinte aux appareils de petites tailles car l'encombrement des rotors croît avec l'augmentation de la masse du drone [2].

1.4 : Les missions des drones

La plupart des missions actuellement réalisées avec des aéronefs habités peuvent aujourd'hui être effectuées par des drones. Ils permettent en particulier d'effectuer des missions dangereuses, et/ou répétitives, pour un coût moins important que les vols d'hélicoptères ou d'avions et sans risque pour le pilote. D'autre part, la miniaturisation de ces engins offre de nouvelles possibilités qui n'étaient pas permises à des aéronefs plus gros. Les mini-drones ont la possibilité de voler à basse altitude et, pour certains, en zone urbaine voire même à l'intérieur des bâtiments. De nombreux articles font un état des lieux quant à leur utilisation civile ou militaire [21]. Nous présentons dans cette partie quelques exemples d'utilisation civile et militaire [22].

1.4.1 : Dans le domaine militaire

Les drones sont largement utilisés dans le contexte militaire. Ils effectuent notamment des missions d'observation et de surveillance sans faire courir de risque aux opérateurs. Les drones conçus pour avoir une longue endurance peuvent rester en l'air pendant plusieurs jours et ainsi effectuer des missions de longue durée n'importe où sur terre. Lors d'interventions de troupes au sol, ces drones servent également de relais pour les communications radio. Certains drones sont même armés et effectuent des missions d'attaque, ce type d'utilisation soulève de nombreuses questions éthiques [23]. Les drones sont également utilisés comme cibles pour l'entraînement au tir, le test d'équipement et de missiles. En règle générale, on peut décomposer en trois grandes catégories, les missions militaires confiées aux drones [11] :

- La surveillance et le renseignement.
- Le support au combat.
- Le combat proprement dit.



(a) Eclaireur (b) coopération UAV/UGV

FIGURE1. 22:SUPPORT AU COMBAT[7]



(a) Global hawk (b)Le pedator

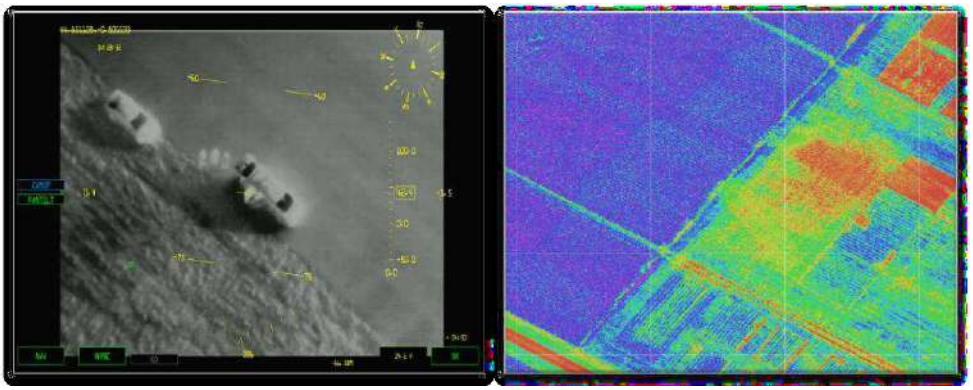
FIGURE1. 23:DRONES MILITAIRES DE SURVEILLANCE[2]

1.4.2 : Dans le domaine civil :

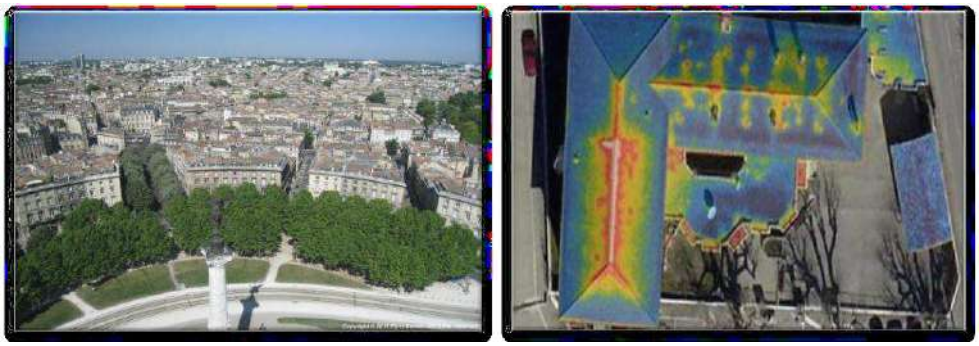
Les missions liées à la surveillance et la sécurité, typiques dans le domaine militaire, sont directement transposables pour la sécurité civile. Les drones peuvent être utilisés pour la surveillance du trafic routier [24] et maritime, ou encore pour la détection d'incendie [25]. Dans le domaine de l'audiovisuel, les petits drones permet des prises de vue aériennes inédites pour les émissions de télévision ou pour le cinéma.

Les drones trouvent également leur place dans l'industrie. En particulier les mini-drones qui, par leur faible coût et leur facilité d'utilisation permettent de remplir des missions difficilement réalisables avec des aéronefs habités. Ils sont par exemple utilisés pour l'inspection d'ouvrages d'art (pont, bâtiment, éolienne) ou encore pour l'inspection de réseaux linéaires comme les lignes électriques, les gazoducs ou les voies ferrés [26].

Les drones sont aussi utilisés pour des missions de cartographie. Ils permettent de reconstruire des images aériennes haute résolution des zones qu'ils survolent ainsi qu'un modèle 3D du terrain [27] grâce à l'utilisation de techniques de photogrammétrie. Ce type de reconstruction est particulièrement utile par exemple pour des exploitants de carrières ou lors de fouilles archéologiques [28]. L'utilisation de caméras multi-spectrales (visible, proche infrarouge, thermique) en agriculture est un atout pour évaluer la santé des plantes [29]. Elle de mieux doser les traitements pesticides et engrais. Le déploiement rapide d'un drone permet d'actualiser régulièrement les mesures pour effectuer un suivi dans le temps de la végétation.



(a) Srveillance (c) télédétection



(b) Audiovisuel (d) analyse énergétique



(e) cartograhie 3D

FIGURE1. 24:EXEMPLES DES MISSIONS REALISABLE AVEC DES MINI DRONES[2]

Avec des caméras thermiques, les drones permettent d'évaluer les fuites thermiques des bâtiments à l'échelle d'un quartier. Les mesures multi-spectrales peuvent être utilisées pour la détection de nappes de pollution en mer ou dans les rivières [30].

Les drones sont de nouveaux outils de diagnostic en situation d'urgence : lors d'une inondation ou d'un incendie par exemple, ils permettent de réaliser rapidement une cartographie de la zone sinistrée afin d'évaluer les dégâts [31].comme le système STaFF® : un Système Tactique pour la lutte contre les Feux de Forêt développé par la société Fly-n-Sense en partenariat avec la Région Aquitaine et le Service Départemental d'Incendie et de Secours des Landes (SDIS 40). Le drone doit être facile à transporter et rapide à déployer. Il intervient au plus près de l'incendie afin d'apporter une vision cohérente de la situation aux pompiers sans risque pour les personnes. C'est pourquoi l'utilisation d'un mini-drone est bien adaptée [31].



(a) drone FLY_n_sense X4 (b) épandage engrais [31]

FIGURE1. 25[2]

1 .5 : Les capteurs pour la navigation et la localisation

Les capteurs constituent l'une des parties importante pour la stabilité et l'autonomie d'un véhicule, car ils fournissent de manière autonome à un utilisateur (pilote d'avion par exemple) ou un opérateur (système de pilotage autonome) des informations de localisation d'un drone, c'est-à-dire sa position, sa vitesse et son attitude. Ces capteurs fournissent des informations appartenant à l'une des deux grandes catégories d'informations : les informations proprioceptives et les informations extéroceptives [2,32].

- Les informations proprioceptives renseignent sur le déplacement d'un véhicule dans l'espace. Elles sont obtenues par la mesure d'informations relatives aux mouvements de l'appareil par rapport à

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

- Les informations extéroceptives, quant à elles, renseignent sur la position absolue d'un véhicule dans l'environnement. Elles sont obtenues par l'observation de points de repère naturels (amers visuels) ou artificiels (balises, satellites...) dont la situation est connue dans un référentiel attaché à l'environnement. Ces informations sont indépendantes des déplacements du robot et pourront donc être acquises quelle que soit l'erreur accumulée par les données proprioceptives. De plus, la reconnaissance des amers n'est pas soumise à une erreur cumulative, ce qui rend les informations extéroceptives utilisables comme références à long terme. Ils peuvent intervenir également pour assurer la sécurité du véhicule (perception de l'environnement proche, contrôle de l'attitude de la plate-forme) et pour construire en ligne un modèle de l'environnement exploré.

La conception de capteurs et d'actionneurs plus performants assure la perfection et l'autonomie pour les drones. Ces plateformes constituent aujourd'hui des systèmes qui permettent la transmission de l'information en temps réel. En général, les drones s'intéressent aux grandeurs suivantes :

- Position (coordonnées géographiques et altitude).
- Vitesse linéaire (selon les trois axes orthogonaux).
- Vitesse angulaire (vitesse de rotation autour des trois axes orthogonaux).
- Position angulaire ou attitude (roulis, tangage et lacet)[32].

Dans cette section sont présentés les capteurs appartenant à ces deux catégories, en mettant l'accent sur ceux susceptibles d'être embarqués par des véhicules aériens autonomes de petite taille.

1.5.1 : Capteurs Proprioceptifs

1.5.1.1 Accéléromètres

L'accéléromètre Il mesure l'accélération propre du drone. L'accélération propre correspond à l'accélération inertielle non gravitationnelle, c'est-à-dire l'accélération associée à l'ensemble des forces extérieures appliquées sur le capteur. Le capteur en chute libre mesure une accélération nulle, alors que le capteur immobile sur une table mesure une accélération de 1g correspondant au champ de gravité terrestre. L'accélération du capteur par rapport au sol est obtenue en enlevant au vecteur de mesure l'accélération de la gravité terrestre. Si le capteur est immobile, il ne mesure que l'accélération de la gravité, ce qui est un bon repère d'orientation ; le capteur peut alors servir d'inclinomètre. Une revue des technologies d'accéléromètres existantes est donnée dans [32]. La

figure I.26, tirée de [2], montre un dispositif équivalent à tout accéléromètre 1-axe, au point de vue de l'application des lois de la mécanique .

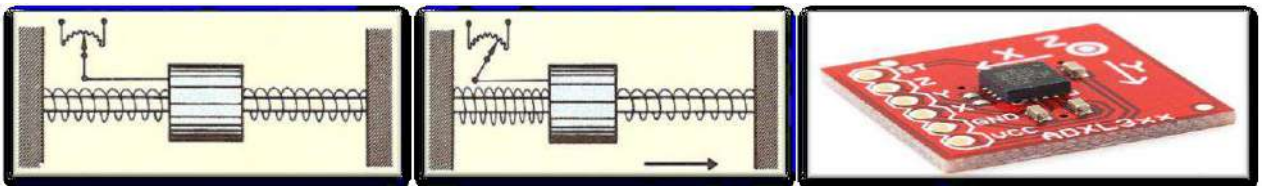
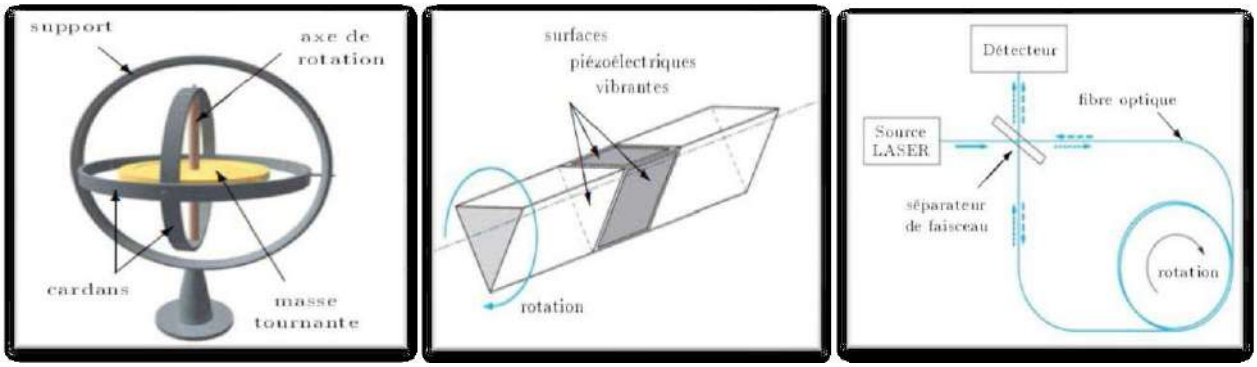


FIGURE1. 26:PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT D'UN ACCELEROMETRE. ACCELEROMERE MEMS[2]

1.5.1.2 :Gyromètres et Gyroscopes

Un gyromètre est un capteur permettant de mesurer une vitesse instantanée de rotation autour d'un axe. Un gyromètre de trois axes permet de mesurer la vitesse de rotation sur les trois axes du repère mobile (vitesses de roulis, de tangage et de lacet) [33].

Un gyroscope est un appareil qui, fixé à un mobile ou à tout autre objet, permet d'effectuer une mesure de la rotation absolue de ce dernier autour d'un axe. Par conséquent, trois gyroscopes sont nécessaires pour déterminer les trois rotations selon les trois axes orthogonaux de l'espace. Le fonctionnement de ces capteurs repose sur des effets mécanique, piézoélectrique ou encore optique (utilise l'effet Sagnac). Il faut tenir compte de la dérive des mesures au cours du temps et effectuer régulièrement des recalages absolus (on ne les utilise pas seuls, mais en composants intégrés de centrales inertielles) [10].



(a) effet gyroscopique (b) effet piézoéléctrique (c) effet sagnac

FIGURE1. 27:EXEMPLES DE GYROSCOPES[10]

1.5.1.3 : Centrales inertielles (IMU : Inertiel Measurement Unit)

Les centrales inertielles, ou IMU (de l'anglais Inertial Measurement Unit), sont des systèmes de navigation composés de trois accéléromètres et de trois gyroscopes permettant de mesurer l'accélération non gravitationnelle d'un véhicule ainsi que sa vitesse de rotation. Par intégration de ces six mesures, ces instruments sont théoriquement capables de déterminer la vitesse linéaire, la position et l'orientation d'un mobile, relativement à une situation initiale. La plupart des véhicules terrestres, marins et aériens en sont donc équipés en complément du système de positionnement par satellites [2]. Les centrales inertielles sont des systèmes complexes et chers. Elles intègrent une électronique permettant de corriger les données capteurs : compensation de l'accélération au niveau de la mesure des gyroscopes, auto-compensation en température, orthogonalisation des axes de mesures, etc. On distingue deux types principaux de centrales inertielles : les centrales strap-down et les centrales à plateforme stabilisées [10].

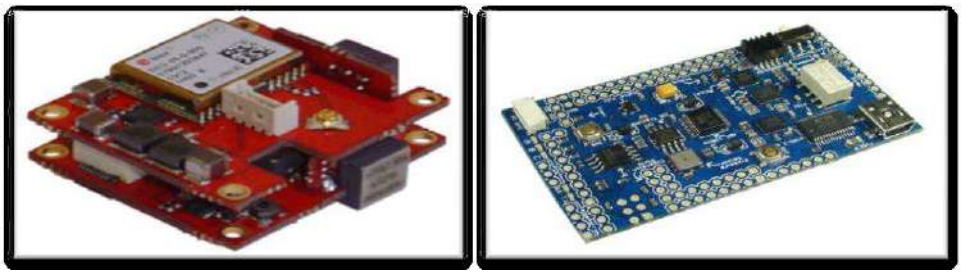


FIGURE1. 28:EXEMPLE DE CENTRALES INERTIELLES[10]

I.5.2. Capteurs Extéroceptifs

I.5.2.1. Les compas

Un compas est un instrument de navigation qui donne une direction de référence (généralement le nord) sur le plan horizontal et permet ainsi la mesure d'angles horizontaux par rapport à cette direction. Il est gradué de 0 degré (la référence) à 359 degrés dans le sens rétrograde, c'est-à-dire le sens des aiguilles d'une montre [2].

Plusieurs technologies de compas existent comme

les compas magnétiques, aussi appelés magnétomètres, qui indiquent la direction du nord magnétique. Tout comme la boussole, leur fonctionnement repose sur l'orientation d'une aiguille aimantée dans le champ magnétique terrestre. La principale lacune de ces capteurs est leur grande sensibilité aux masses magnétiques environnantes, ainsi qu'aux champs magnétiques parasites. Induits par la proximité de moteurs électriques par exemple [10].

Les compas électroniques, quant à eux, déterminent la direction du nord magnétique à partir des propriétés électroniques de certains matériaux lorsqu'ils sont soumis à un champ magnétique. Les principales technologies utilisées dans ce type d'instrument sont le flux gâte, l'effet Hall, la magnétoinduction et la magnétorésistivité [2]. Le principe de fonctionnement d'un compas électronique magnétorésistif est présenté à la figure I.29.

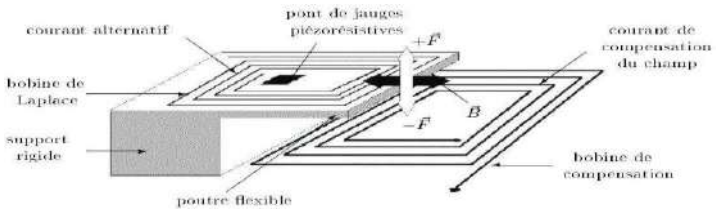


FIGURE1. 29:PRINCIPE PHYSIQUE D'UN COMPAS ELECTRIQUE MAGNETORESISTIF[2]

1.5.2.2 : Les systèmes de positionnement par satellites

II Le système de positionnement par satellites le plus connu et le plus répandu est certainement le système GPS (de l'anglais Global Positioning System), développé et contrôlé par les Etats-Unis d'Amérique [10]. Il est composé de trois parties distinctes, appelées segments : le segment spatial, le segment de commande et le segment utilisateur. Le segment spatial est constitué d'un ensemble de 24 satellites tournant autour de la Terre à une altitude de 20 000 kilomètres et répartis sur six plans orbitaux (voir figure I.30). Ce maillage est conçu de manière à ce qu'il y ait toujours au moins quatre satellites détectables par les navigateurs GPS, condition sine qua non au bon fonctionnement du système. Le segment de commande est formé de plusieurs stations au sol dont l'objectif est de piloter et de surveiller le système. Leur rôle est de mettre à jour les informations transmises par les satellites et de contrôler leur bon fonctionnement. Enfin, le segment utilisateur réunit l'ensemble des usagers, civils ou militaires, recevant et exploitant les signaux émis par les satellites [2].

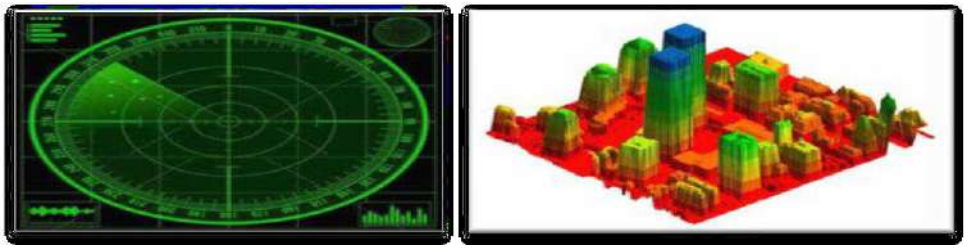


(a) La constellation GPS (b) un satellite GPS (c) un autre satellite GPS

FIGURE1. 30:LE SYSTEME GPS[2]

1.5.2.3 : Capteurs télémétriques

III Un télémètre est un appareil actif permettant de mesurer la distance entre un objet et l'obstacle le plus proche, en utilisant des procédés radioélectriques, acoustiques ou optiques. Son principe de fonctionnement consiste à envoyer un signal en direction de l'objet à localiser et de collecter les signaux réverbérés par ce dernier. La durée de l'intervalle de temps entre l'émission du signal et la réception de son écho permet alors de calculer la distance à l'objet. Ces instruments sont principalement utilisés pour la détection d'objets dans un environnement et la cartographie en trois dimensions, comme le montre la figure1.31 [2].



(a) Détection d'objet (b) cartographie 3d

FIGURE1. 31:UTILISATION DES TELEMETRES[2]

Il existe plusieurs technologies de capteurs télémétriques. Mais ils diffèrent par la nature des signaux qu'il émettent (accoustiques, optiques,…).on distingue ainsi :

- Les télémètres à ultrasons.
- Les télémètres laser à balayage.

- Les télémètres radars Ultralarge_ Bande.

1.5.2.4 : Les altimètres barométriques

Un altimètre barométrique est un capteur permettant de mesurer la pression de l'air. Cette pression est utilisée pour estimer l'altitude du drone connaissant la pression au niveau du sol. Il est donc nécessaire d'avoir un second baromètre au sol afin de communiquer cette pression de référence pour estimer correctement l'altitude du drone [33].

La mesure de ce capteur est très sensible aux changements des conditions atmosphériques (rafales de vent). Pour les drones miniatures. Il est préférable généralement utiliser ces capteurs pour des applications intérieures [32].

1.5.2.5 : Les Caméra

La caméra vidéo est un des capteurs extéroceptifs les plus performants, qui fournit une information particulièrement riche sur l'environnement. Elle permet de transmettre les images vues par le drone, vers l'opérateur au sol. Dans certains cas, on traite les informations transmises par la caméra sur un PC au sol via une carte d'acquisition d'images pour déterminer la position de l'engin, pour faire du suivi de trajectoire, ou bien pour la détection d'obstacles [11].

Il existe plusieurs stratégies pour tirer parti des informations visuelles issues de ces capteurs. Une première application, basée sur une approche biomimétique, utilise une seule caméra pour déterminer le flux optique [34, 35], c'est-à-dire le déplacement apparent d'un objet causé par le mouvement relatif entre la caméra et l'environnement. Cette technique peut alors être utilisée pour le décollage, la navigation, la stabilisation du vol ou l'atterrissage, problèmes sur lesquels la robotique contemporaine bute encore. La seconde stratégie consiste à utiliser plusieurs caméras et la cartographie des données visuelles qui en provient [35].par exemple, une paire de caméras va fonctionner de la même façon que les yeux humains pour l'estimation de la position et de l'orientation en trois dimensions d'un objet dans l'espace. Il est important de remarquer que la précision de cette estimation de pose est proportionnelle à la distance entre les deux caméras, ce qui est un problème majeur pour les drones de petite taille [2].

1.6 Conclusion

Dans les familles de drones il existe une grande diversité, drones à voilures tournante et fixe.

Chacune possède ses spécificités techniques. Selon les degrés de performances recherchés, on doit choisir l'architecture de drone, qui corresponde à la mission pour laquelle elle sera employée.

Chapitre2

Modélisation dynamique et mathématique

2 : Introduction :

Afin de concevoir un contrôleur de vol, on doit d'abord comprendre profondément les mouvements de l'avion, sa dynamique et par conséquent ses équations dynamiques. Cette compréhension est nécessaire non simplement pour la conception du contrôleur, mais aussi pour s'assurer que les simulations du comportement de véhicule sont plus proche que possible de la réalité lorsque la commande est appliquée

Le quadrotor est classé dans la catégorie des systèmes volants les plus complexes vu le nombre d'effets physiques qui affectent sa dynamique à savoir les effets aérodynamiques, la gravité, les effets gyroscopiques, les frottements et le moment d'inertie [42-43] Cette complexité résulte essentiellement du fait que l'expression de ces effets différent pour chaque mode de vol. En effet les modèles dynamiques du quadrotor proposés dans [44- 45] changent en fonction des taches planifiées et en fonction des milieux de navigation définis à priori par l'opérateur.

Un quadrotor est un hélicoptère composé de quatre rotors à voilure tournante. La figure ci-dessous représente une photo de drone quadrotor. 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.[46].

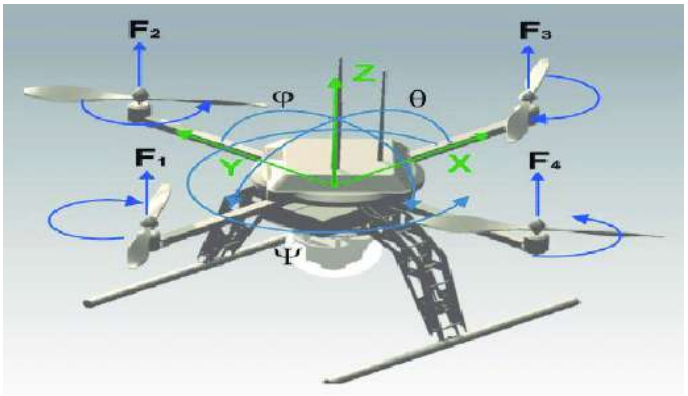


FIGURE2. 1:VUE GLOBALE DU DRONE QUADROTOR

2.1 :Description générale du quadrotor :

Un quadrotor est un robot mobile aérien à quatre rotors définit dans l'espace par 6 DDL [41]. Ces 4 rotors sont généralement placés aux extrémités d'une croix, et l'électronique de contrôle est habituellement placée au centre de la croix. Afin d'éviter à l'appareil de tourner sur lui- même sur son axe de lacet, il est nécessaire que deux hélices tournent dans un sens, et les deux autres dans l'autre sens. Pour pouvoir diriger l'appareil, il est nécessaire que chaque couple d'hélice tournant dans le même sens soit placé aux extrémités opposées d'une branche de la croix.

Le fonctionnement d'un quadrotor est assez particulier. En faisant varier astucieusement la puissance des moteurs, il est possible de le faire monter/descendre, de l'incliner à gauche/droite (roulis) ou en avant/arrière (tangage) ou encore de le faire pivoter sur lui- même (lacet) [14], le quadrotor a six degrés de libertés, trois mouvements de rotation et trois mouvements de translation, ces six degrés doivent être commandés à l'aide de

quatre déclencheurs seulement; Donc c'est un système sous actionné(le nombre des entrées inférieure au nombre des sorties) [48].

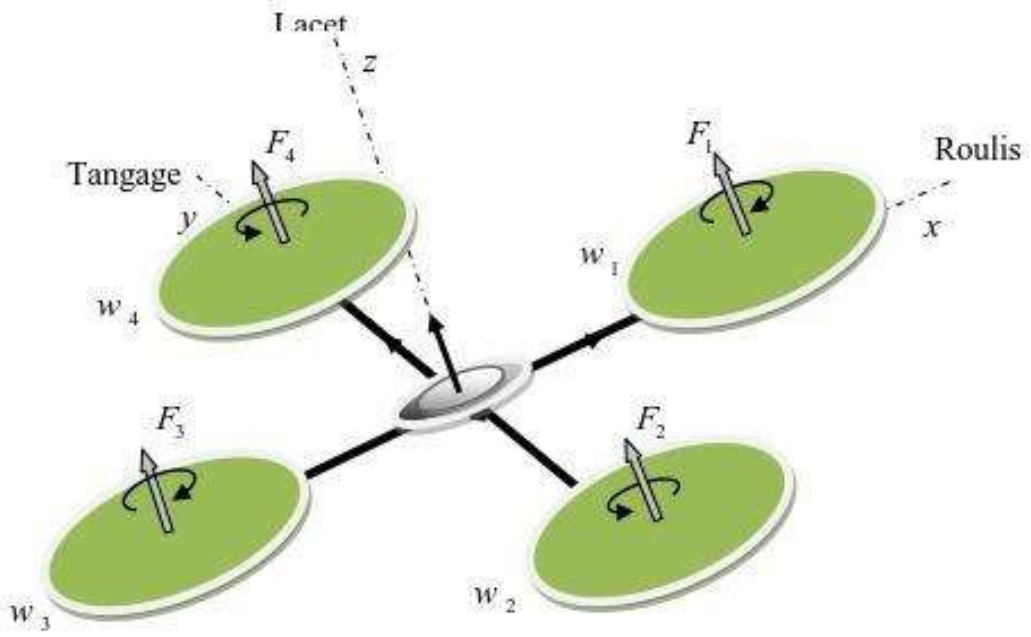


FIGURE2. 2:STRUCTURE GENERALE D'UN QUADROTOR

2.3 : Modélisation dynamique du Quadrotor :

Beaucoup de tentatives de modélisation du drone sont enregistrées dans la littérature, telle que celle établie par Lozano [36] en utilisant la méthode Euler-Lagrange [37], ou encore, le modèle présenté par Hamel [39] basé sur le formalisme de Newton a été obtenu à partir de la dynamique d'un corps rigide associé au fuselage auquel sont ajoutées les forces aérodynamiques générées par les rotors, ce modèle en plus intègre la dynamique des actionneurs. Notre approche de modélisation est basée sur le formalisme de Newton.

2.3 .1: MODELE DYNAMIQUE DU QUADROTOR :

La modélisation des quadrotor est très difficile puisque la dynamique du système est fortement non linéaire et couplée. Afin de pouvoir comprendre au mieux le modèle dynamique développé ci-dessous, nous considérons les hypothèses suivantes :

- La structure du quadrotor est supposée rigide et symétrique, ce qui induit que la matrice d'inertie sera supposée diagonale,
- Les hélices sont supposées rigides pour pouvoir négliger l'effet de leur déformation lors de la

rotation.

- Le centre de masse et l'origine du repère lié à la structure coïncident

Les forces de portance et de trainée sont proportionnelles aux carrés de la vitesse de rotation des rotors, ce qui est une approximation très proche du comportement aérodynamiques du système.

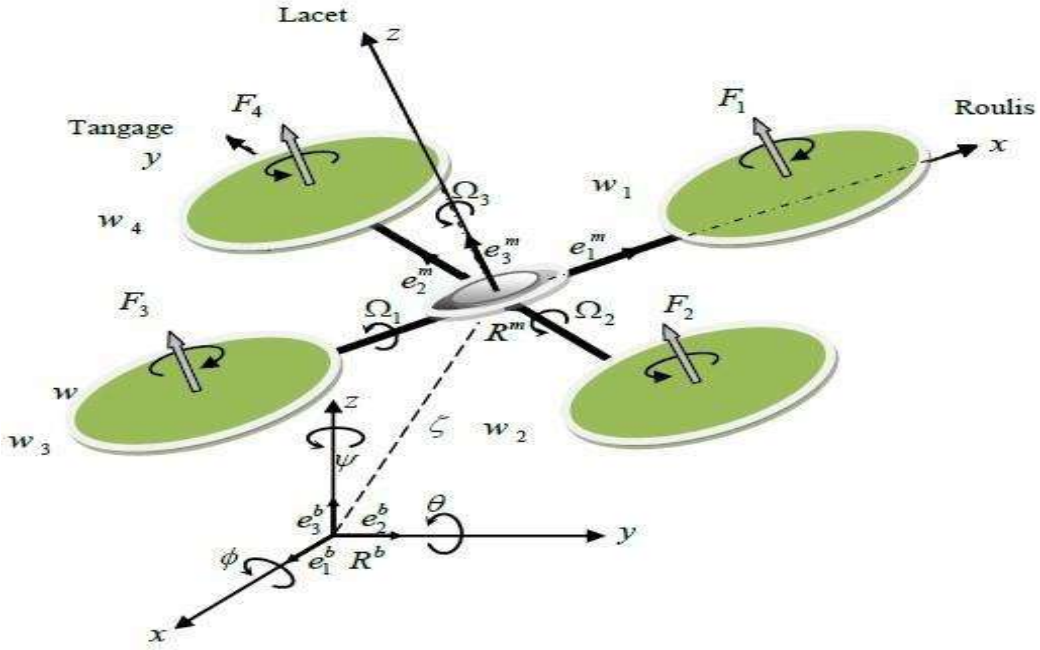


FIGURE2. 3:GEOMETRIE DU QUAD ROTOR

$$T = \begin{bmatrix} R & \zeta \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \qquad (1.1)$$

Avec la matrice de rotation (décrit l'orientation de l'objet mobile), $\zeta = [x\ y\ ]^T$ est le vecteur de position. Pour déterminer les éléments de la matrice de R, on utilise les angles d'Euler.

2.3.2 : Matrice de rotation

En utilisant les angles d'Euler les matrices des rotations sont :

$$R(x,\phi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi & c\phi \end{pmatrix} \qquad (I.2)$$

- La rotation autour de y par l'angle θ traduite par la matrice :

$$R(y,\theta) = \begin{pmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\theta & 0 & c\theta \end{pmatrix} \qquad (I.3)$$

- La rotation autour de par l'angle ψ traduite par la matrice :

$$R(z,\psi) = \begin{pmatrix} c\psi & s\psi & 0 \\ -s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (I.4)$$

La matrice globale de rotation entre le repère R^b et R^m est

$R = R(\phi, \theta, \psi) = R(x, \phi) * R(y, \theta) * R(z, \psi)$. En effectuant le produit de ces trois matrices en obtient :

$$R(\phi,\theta,\psi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi & c\phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\theta & 0 & c\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} c\psi & s\psi & 0 \\ -s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (I.5)$$

$$R(\phi,\theta,\psi) = \begin{pmatrix} c\theta\, c\psi & c\psi\, s\theta\, s\phi - s\psi\, c\phi & c\psi\, s\theta\, s\phi + s\psi\, s\phi \\ c\theta\, s\psi & s\psi\, s\theta\, s\phi + c\psi\, c\phi & s\psi\, s\theta\, c\phi - c\psi\, s\phi \\ -s\theta & c\theta\, s\phi & c\theta\, c\phi \end{pmatrix} \quad (I.6)$$

Avec $c = cos$, et $s = sin$;

2.3.3 : Effets physiques agissants sur le Quadrotor :

2.3.3.1 : Les forces :

Le poids : il donnée par P=mg, ou m : est la masse et g la gravité.

Les forces de poussée : qui sont des forces provoquées par la rotation des moteurs, elles sont perpendiculaires sur le plan des hélices.

$$F_i = b\omega_i^2 \quad (I.7)$$

Avec

i = 1 : 4, et b le coefficient de portance.

Les forces de trainée : la force de trainée est le couplage entre une force de pression et la force de frottement visqueux, dans ce cas on a deux forces de trainée agissant sur le système qu'elles sont :

- La trainée dans les hélices : elle agisse sur les pales, elle est proportionnelle à la densité de l'air, à la forme des pales et au carré de la vitesse de rotation de l'hélice, elle est donnée par la relation

$$T_h = d\omega^2 \quad (I.8)$$

suivant :

Avec d est le coefficient de drag.

- La trainée selon les axes $(x\ y\ z)$: elle est due au mouvement du corps du quadrotor

$$F_t = K_{ft} v \tag{I.9}$$

Avec K_{ft} le coefficient de trainée de translation et la v vitesse linéaire

2.3.3.2 : LES MOMENT :

Moment dus aux forces de poussée :

- La rotation autour de l'axe : elle est due au moment crié par la différence entre les forces de portance des rotors 2 et 4, ce moment est donné par la relation suivante :

Avec l est la longueur du bras entre le rotor et le centre de gravité du quadrotor.

$$M_x = (F_4 - F_2) = (\omega_4^2 - \omega_2^2) \tag{I.10}$$

- La rotation autour de l'axe y : elle est due au moment crié par la différence entre les forces de portance des rotors 1 et 3, ce moment est donné par la relation suivante :

$$M_y = l(F_3 - F_1) = lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) \tag{I.11}$$

Moments dus aux forces de trainée :

La rotation autour de l'axe z : elle est due à un couple réactif provoqué par les couples de trainée dans chaque hélice, ce moment est donné par la relation suivante :

$$M_z = (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \tag{I.12}$$

- Moment résultant des frottements aérodynamiques, il est donné par :

$$M_a = K_{fa} \Omega^2 \tag{I.13}$$

Avec K_{fa} le coefficient des frottements aérodynamiques et Ω est la vitesse angulaire.

2.3.3.3 : EFFET GYROSCOPIQUE :

L'effet gyroscopique se définit comme la difficulté de modifier la position ou l'orientation du plan de rotation d'une masse tournante. Dans notre cas il y a deux moments gyroscopiques, le premier est le moment gyroscopique des hélices, l'autre est le moment gyroscopique dû aux mouvements de quadrotor [48]

Moment gyroscopique des hélices : il est donné par la relation suivante :

$$M_{gh} = \sum_1^4 \Omega \wedge J_r [0 \quad 0 \quad (-1)^{+1} \quad \omega_i]^T \tag{I.14}$$

Avec :

J Est l'inertie des rotors.

- Moment gyroscopique dû aux mouvements de quadrotor, il est donné par la relation suivante :

$$M_{gh} = \Omega \wedge J\Omega \tag{I.15}$$

Avec :

J Est l'inertie du système.

2.3.4 : DEVELOPPEMENT DU MODELE MATHEMATIQUE SELON NEWTON-EULER [40]

En utilisant la formulation de Newton-Euler, les équations sont écrites sous la forme suivante :

$$\begin{cases} \dot{\zeta} = v \\ m\dot{\zeta} = F_f + F_t + F_g \\ \dot{R} = RS(\Omega) \\ J\dot{\Omega} = -\Omega \wedge J\Omega + M_f - M_a - M_{gh} \end{cases} \tag{I.16}$$

Avec : ζ est le vecteur de position du quadrotor

m :La masse totale du quadrotor,

Ω :La vitesse angulaire exprimée dans le repère fixe.

R : La matrice de rotation.

Λ : Le produit vectoriel,

J : Matrice d'inertie symétrique de dimension (3x3), elle est donnée par :

$$J = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad \text{(I.17)}$$

$S(\Omega)$: est la matrice antisymétrique, pour un vecteur de vitesse $\boldsymbol{\Omega}$ = [Ω_1 Ω_2 Ω_3] elle est donnée par :

$$S(\Omega) = \begin{bmatrix} 0 & -\Omega_3 & \Omega_2 \\ \Omega_3 & 0 & -\Omega_1 \\ -\Omega_2 & \Omega_1 & 0 \end{bmatrix} \quad \text{(I.18)}$$

F_f : est la force totale générée par les quatre rotors, elle est donnée par :

$$F_f = R * [0\ 0\ \textstyle\sum^4{}_{i=1} Fi]^T \quad \text{(I. 19)}$$

$$Fi = b\omega i^2$$

F_t : est la force de trainée selon les axes $(\boldsymbol{x}\ \boldsymbol{y}\ \boldsymbol{z})$, elle est donnée par:

$$F_t = \zeta \begin{bmatrix} -K_{ftx} & 0 & 0 \\ 0 & -K_{fty} & 0 \\ 0 & 0 & -K_{ftz} \end{bmatrix} \quad \text{(I.20)}$$

$\boldsymbol{K_{ftx}}$, $\boldsymbol{K_{fty}}$, $\boldsymbol{K_{ftz}}$: Les coefficients de trainée de translation

F_g : Force de gravité, elle est donnée par :

$$F_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad \text{(I.21)}$$

M_f : Moment provoqué par les forces de poussée et de trainée

$$M_f = \begin{bmatrix} l(F_4 - F_2) \\ l(F_3 - F_1) \\ d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad \text{(I.22)}$$

M_a : Moment résultant des frottements aérodynamiques, il est donnée par :

$$M_a = \begin{bmatrix} K_{fax}\dot{\phi}^2 \\ K_{fay}\dot{\theta}^2 \\ K_{faz}\dot{\psi}^2 \end{bmatrix} \quad \text{(I.23)}$$

K_{fay}, K_{faz} : Les coefficients des frottements aérodynamiques

2.3.4.1 : EQUATIONS DE MOUVEMENT DE TRANSLATION :

On a :

$$m\ddot{\zeta} = F_f + F_t + F_g \quad \text{(I.24)}$$

On remplace chaque force par sa formule (19.I, 20.I et 21.I), on trouve :

$$m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\psi\, s\theta\, c\phi + s\psi\, s\phi \\ s\psi\, s\theta\, c\phi - s\psi\, c\phi \\ c\theta\, c\phi \end{bmatrix} \sum_{i=1}^{4} F_i - \begin{bmatrix} K_{ftx}\dot{x} \\ K_{fty}\dot{y} \\ K_{ftz}\dot{z} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \quad \text{(I.25)}$$

On obtient alors les équations différentielles qui définissent la dynamique de la translation :

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{1}{m}(\psi\, s\theta\, c\phi + s\psi\, s\phi)(\sum_{i=1}^{4} F_i) - \frac{K_{ftx}}{m}\dot{x} \\ \ddot{y} = \frac{1}{m}(s\psi\, s\theta\, c\phi - s\psi\, c\phi)(\sum_{i=1}^{4} F_i) - \frac{K_{fty}}{m}\dot{y} \\ \ddot{z} = \frac{1}{m}(c\theta\, c\phi)(\sum_{i=1}^{4} F_i) - \frac{K_{fty}}{m}\dot{z} - g \end{cases} \quad (I.26)$$

2.3.4.2 : EQUATIONS DE MOUVEMENT DE ROTATION :

On a :

$$J\dot{\Omega} = -M_{gm} - M_{gh} + M_f - M_a \quad (I.27)$$

On remplace chaque moment par la formule correspondante, on trouve :

$$\begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} = -\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \wedge \left(\begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \right) - \begin{bmatrix} J_r \bar{\Omega}_r \dot{\theta} \\ -J_r \bar{\Omega}_r \dot{\phi} \\ 0 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} K_{fax}\dot{\phi}^2 \\ K_{fay}\dot{\theta}^2 \\ K_{faz}\dot{\psi}^2 \end{bmatrix} +$$

$$\begin{bmatrix} l(F_4 - F_2) \\ l(F_3 - F_1) \\ d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (I.28)$$

On obtient alors les équations différentielles définissants la dynamique de la rotation :

$$\begin{cases} I_x\ddot{\phi} = -\theta\psi(I_z - I_y) - J_r\bar{\Omega_r}\dot{\theta} - K_{fax}\dot{\phi}^2 + lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ I_y\ddot{\theta} = \phi\psi(I_z - I_x) + J_r\Omega_r\phi \quad K_{fay}\dot{\theta}^2 + lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ I_z\ddot{\psi} = -\dot{\phi}\dot{\theta}(I_y - I_x) - K_{faz}\dot{\psi}^2 + d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{cases} \quad (I.29)$$

Avec :

$$\bar{\Omega_r} = \omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4 \quad (I.30)$$

En conséquence, le modèle dynamique complet régit la dynamique du quadrotor est :

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi}\dfrac{(I_y - I_z)}{I_x} - \dfrac{J_r}{I_x}\bar{\Omega}_r\dot{\theta} - \dfrac{K_{fax}}{I_x}\dot{\phi}^2 + \dfrac{l}{I_x}u_2 \\ \ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi}\dfrac{(I_z - I_x)}{I_y} + \dfrac{J_r}{I_y}\bar{\Omega}_r\dot{\phi} - \dfrac{K_{fay}}{I_y}\dot{\theta}^2 + \dfrac{l}{I_y}u_3 \\ \ddot{\psi} = -\dot{\phi}\dot{\theta}\dfrac{(I_x - I_y)}{I_z} - \dfrac{K_{faz}}{I_z}\dot{\psi}^2 + \dfrac{1}{I_z}u_4 \\ \ddot{x} = -\dfrac{K_{ftx}}{m}\dot{x} + \dfrac{1}{m}u_x u_1 \\ \ddot{y} = -\dfrac{K_{fty}}{m}\dot{y} + \dfrac{1}{m}u_y u_1 \\ \ddot{z} = -\dfrac{K_{ftz}}{m}\dot{z} - g + \dfrac{\cos(\phi)\cos(\theta)}{m}u_1 \end{cases} \quad (I.31)$$

Avec :

$$\begin{cases} u_x = (c\phi c\psi s\theta + s\phi s\psi) \\ u_y = (c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi) \end{cases} \quad (I.32)$$

Et :

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b & b & b & b \\ 0 & -lb & 0 & lb \\ -lb & 0 & lb & 0 \\ d & -d & d & -d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (I.33)$$

À partir de (I.32), on trouve :

$$\begin{cases} \phi_d = \arcsin(u_x \sin(\psi_d) - u_y cos(\psi_d) \\ \theta_d = arcsin\left(\frac{u_x \cos(\psi_d) + u_y \sin(\psi_d}{\cos(\phi_d)}\right) \end{cases} \quad (I.34)$$

2.3.5 La représentation d'état du système :

On choisit le vecteur d'état suivant [40]

$$X = [\phi \quad \dot{\phi} \quad \theta \quad \dot{\theta} \quad \psi \quad \dot{\psi} \quad x \quad \dot{x} \quad y \quad \dot{y} \quad z \quad \dot{z}]^T$$
$$= [x_1 \quad x_2 \quad x_3 \quad x_4 \quad x_5 \quad x_6 \quad x_7 \quad x_8 \quad x_9 \quad x_{10} \quad x_{11} \quad x_{12}]$$

On obtient la représentation d'état suivante :

$$
\begin{cases}
\dot{x}_1 = x_2 \\
\dot{x}_2 = a1x4x6 + a2x22 + a3\Omega rx4 + b1u2 \\
\dot{x}_3 = x_4 \\
\dot{x}_4 = a4x2x6 + a5x42 + a6\Omega rx2 + b2u3 \\
\dot{x}_5 = x_6 \\
\dot{x}_6 = a_7 x_2 x_4 + a_8 x_6^2 + b_3 u_4 \\
\dot{x}_7 = x_8 \\
\dot{x}_8 = a_9 x_8 + \frac{1}{m} u_x u_1 \\
\dot{x}_9 = x10 \\
\dot{x}_{10} = a_{10} x_{10} + \frac{1}{m} u_y u_1 \\
\dot{x}_{11} = x12 \\
\dot{x}_{12} = a_{11} x_{12} + \frac{\cos(\phi)\cos(\theta)}{m} u_1 - g
\end{cases}
\qquad \text{(I.35)}
$$

Avec :

$$
\begin{cases}
a_1 = \dfrac{(I_y - I_z)}{I_x}, a_2 = -\dfrac{K_{fax}}{I_x}, a_3 = -\dfrac{J_r}{I_x}, a_4 = \dfrac{(I_z - I_x)}{I_y}, a_5 = -\dfrac{K_{fay}}{I_y}, a_6 = \dfrac{J_r}{I_y} \\
a_7 = \dfrac{(I_x - I_y)}{I_z}, a_8 = -\dfrac{K_{faz}}{I_z}, a_9 = -\dfrac{K_{ftx}}{m}, a_{10} = -\dfrac{K_{fty}}{m}, a_{11} = -\dfrac{K_{ftz}}{m}, b_1 = \dfrac{l}{I_x} \\
b_2 = \dfrac{l}{I_y}, b_3 = \dfrac{1}{I_z}
\end{cases}
\qquad \text{(I.36)}
$$

2.4 : 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 placées l'un en face de l'autre .De plus, pour faciliter la gestion des commandes et les calculs, le rotor numéro 1 est choisi comme l'avant du micro hélicoptère [48].

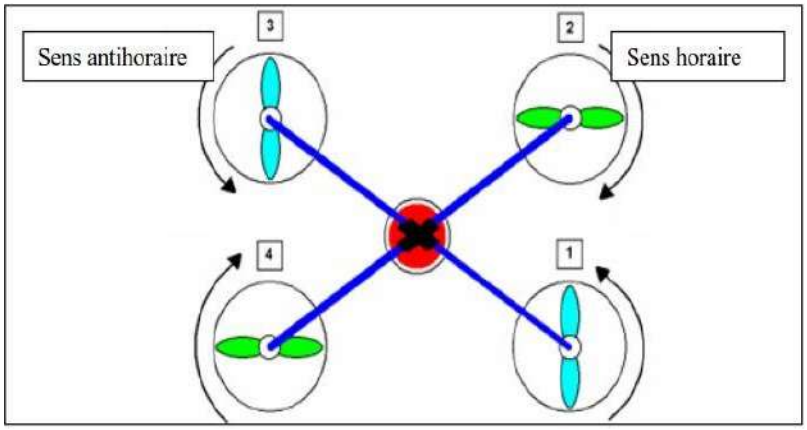


FIGURE2. 4:SENS DE ROTATION DES ROTORS DU QUADROTOR

2.5 Mouvements possibles :

Il existe quatre mouvements possibles pour un quadrotor : 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 quadrotor, il suffit d'augmenter la vitesse des quatre moteurs et pour le faire redecendre, il faut réduire cette dernière.[48].

2.5.1 : 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 .

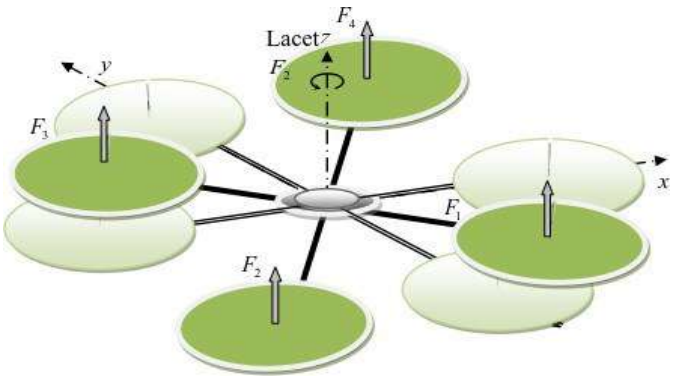


FIGURE2. 5:ILLUSTRATION DE MOUVEMENT DE LACRT

2.5.2 LE TANGAGE ET LE ROULIS :

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

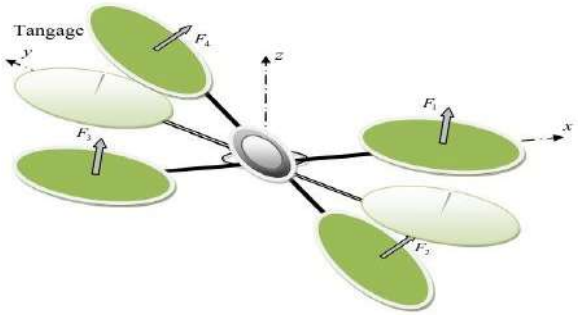


FIGURE2. 6:ILLUSTRATION DU MOUVEMENT DE TANGAGE

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.

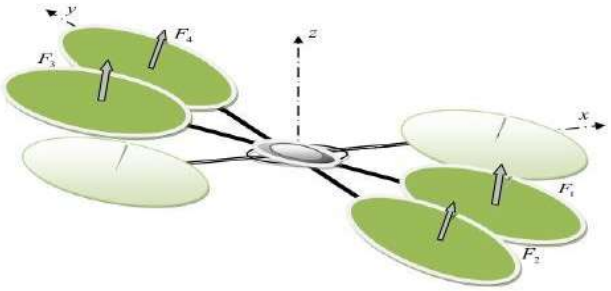


FIGURE2. 7:ILLUSTRATION DU MOUVEMENT DE ROULIS צ

Mode de vol :

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

- vol vertical.
- Vol stationnaire
- Vol de translation

2.5.3 : VOL VERTICAL :

Sont deux forces ayants la même direction mais de sens opposé [47]. L'hélicoptère peut monter ou descendre, suivant l'effet aérodynamique soit supérieur ou inférieur au poids de l'appareil.

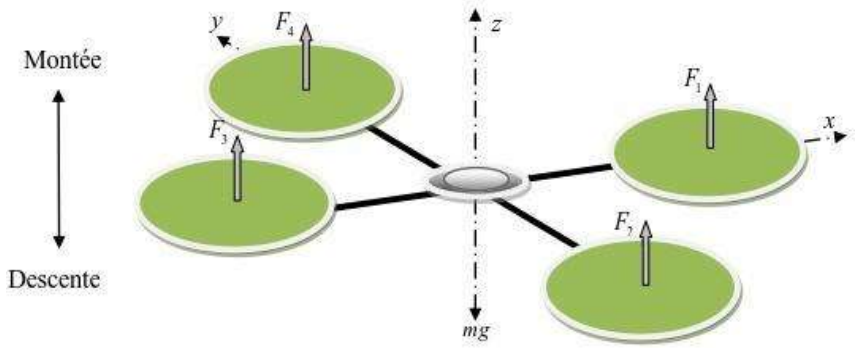


FIGURE2. 8:ILLUSTRATION DU MOUVEMENT VERTICAL

2.5.4 VOL STATIONNAIRE :

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

2.5.5 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

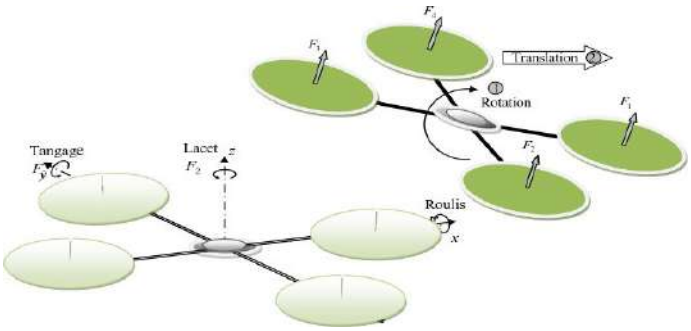


FIGURE2. 9:ILLUSTRATION DU MOUVEMENT DE TRANSLATION

2.6 Conclusion :

Dans ce chapitre nous avons donné des généralités sur le monde de drone et leurs domaines d'applications, et description du principe de fonctionnement du drone quadrotor 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,

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

Sa modélisation a été établi par l'usage du formalisme Newton-Euler, ce formalisme nous a permet d'établir le modèle dynamique du quadrotor. Nous concluons que le quadrotor est un système sous actionné

Finalement on a constaté que, l'une des configurations qu'a connue un développement et une exploitation considérables, cette dernière décennie, que ce soit à l'échelle scientifique ou industrielle est le quadrotor

Chapitre 3

Techniques de commande

3.1 Introduction

Les drones possèdent quelques caractéristiques spécifiques qui rendent difficile la conception d'algorithmes de commande. En effet, ces appareils, et plus particulièrement les drones à voilure tournante, sont des systèmes sous-actionnés, sensibles aux perturbations aérodynamiques et dont la dynamique est fortement non linéaire. Cette dernière présente de plus un degré de couplage important entre les différentes variables d'état du système et ses entrées de commande.

Ayant pour objectif de diminuer, voire de supprimer ces effets indésirables, le développement des stratégies de commande des véhicules aériens autonomes a fait l'objet de plusieurs centaines, voire plusieurs milliers de publications au cours des dernières décennies. Par conséquent, un examen complet de la littérature à ce sujet serait une tâche monumentale en soi. Cette section est destinée à présenter les architectures de commande les plus employées dans les applications de robotique aérienne [33,2].

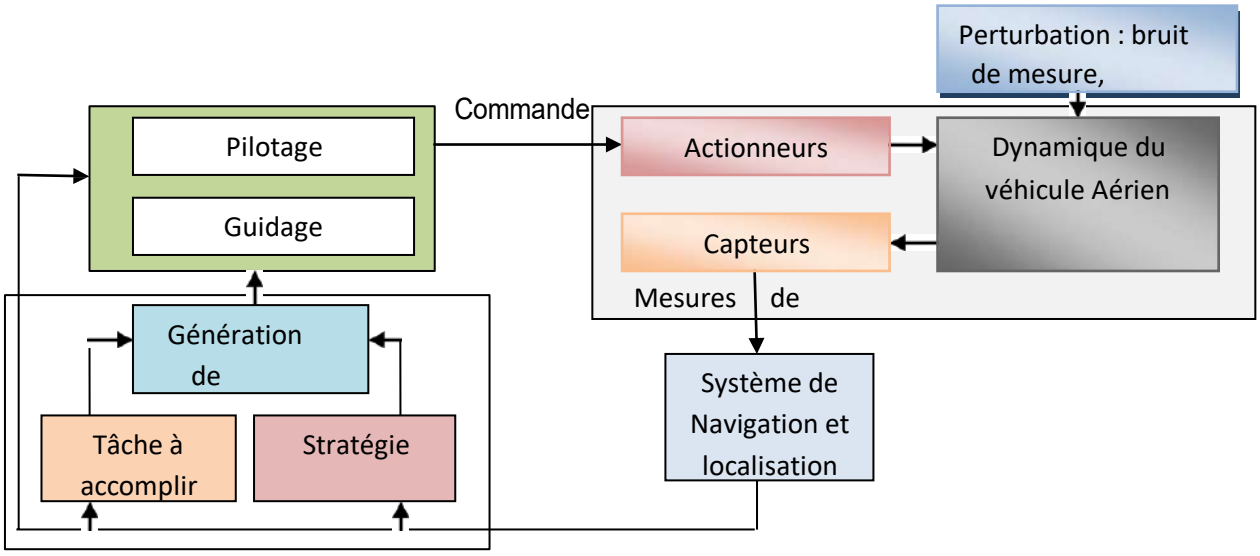


FIGURE 3. 1:BOUCLE DE GUIDAGE_PILOTAGE[33]

L'enjeu de la fonction de guidage est de définir les signaux de commande à envoyer aux différents actionneurs pour permettre à un véhicule d'adopter un comportement désiré. La fonction de pilotage sert quant à elle à concrétiser, via les actionneurs, les consignes exprimées par le guidage pour stabiliser l'appareil. Ces deux fonctions se placent donc entre l'humain et le système, en interprétant à la fois les consignes issues d'un utilisateur et les informations issues des différents capteurs dans le but de garantir un comportement en boucle fermée performant. De manière générale, les différentes stratégies de commande sont classées comme étant linéaires ou non

linéaires. Cette classification repose sur la représentation mathématique du véhicule qui est utilisée par la synthèse du système de commande. Les commandes dites linéaires sont très populaires car leur conception et leur exécution sont relativement simples, ce qui fait qu'elles ont été intégrées sur la majorité des véhicules aériens autonomes. A l'inverse, l'implémentation des commandes dites non linéaires sur les drones est assez limitée, mais elles sont très appréciées pour leur contribution théorique [2, 3,16].

3.1.1 Techniques de commande linéaires :

L'élaboration de lois de commande linéaires pour stabiliser le quadrotor pose de nombreux problèmes car les modèles linéaires simplifiés sont généralement loin de la réalité du système physique. Le modèle dynamique complet d'un quadrotor engendre en réalité des incertitudes qui constituent des erreurs de la dynamique par rapport au modèle linéaire et des couples gyroscopiques, par conséquent, rend l'élaboration de lois de commande linéaires très difficile. De plus, le principal inconvénient de ces commandes est qu'elles sont conçues en utilisant le modèle linéaire autour d'un point de fonctionnement.Si on s'éloigne de ce point, le modèle n'est plus valable, ainsi que la commande.

Parmi ces méthodes linéaires, nous pouvons citer la commande par placement de pôle [49], la commande PID[49] et la commande LQ [50][51][52].

3.1.2 Techniques de commande non linéaires :

Les lois de commandes non linéaires prennent en considération les couplages et les non linéarités du système .L'inconvénient est que ces lois sont, en général, complexes et coûteuses en temps de calcul.De plus, l'efficacité de ce type de loi est directement liée à la validité du modèle de l'engin.

Parmi ces approces de commande nous pouvons citer : la commande par Lyapunov, la com- mande par mode glissant et la commande par Backstepping.

3.2 Techniques de commande linéaires :

3.2.1 Commande par retour d'état

La commande par retour d'état par placement de pôle est une méthode employée en as- servissement pour placer les pôles en boucle fermée dans le plan p à des positions prédéfinies. L'intérêt de cette technique est que les pôles, correspondant aux valeurs propres du système, vont influencer la dynamique du système bouclé.

La représentation d'état d'un système linéaire est donnée par :

$$\dot{x} = Ax + Bu$$

$$y = Cx + Du \qquad (3.1)$$

Où$x(t) \in R^n$ est le vecteur d'état, $u(t) \in R^m$ est le vecteur de commande, $y(t) \in R^p$ est le vecteur de sortie.

Les pôles du système sont les racines de l'équation :

$$| pI - A |= 0 \qquad (3.2)$$

La commande par retour d'état s'opère sur le vecteur d'entrée u. On a alors une entrée proportionnelle (au sens matriciel) à l'état :

$$u = -Kx \qquad (3.3)$$

Ceci remplacé dans les équations (3.1) donne :

$$\dot{x} = (A - BK)x$$
$$y = (C - DK)x \qquad (3.4)$$

Les pôles du système bouclé sont donnés par l'équation,

$$det[pI - (A - BK)] \qquad (3.5)$$

Ce terme doit être égal à celui du polynôme caractéristique de l'asservissement désiré. On obtient alors les valeurs de la matrice de retour K qui va forcer les valeurs propres en boucle fermée à l'endroit spécifié par le polynôme caractéristique de l'asservissement.

3.3 Synthèse d'un contrôleur PID :

Dans le domaine industriel les régulateurs linéaires les plus utilisés sont certainement les PID. Les motifs de cette réussite sont essentiellement de trois :

- Structure simple.
- une bonne performance pour plusieurs processus.
- paramètre ajustable même en l'absence d'un modèle précis du système contrôlé.

Le contrôleur PID est basé sur la correction de l'erreur de système bouclé (différence entre la consigne et la mesure) le choix du correcteur dépond des performances désiré.

Ce correcteur permet trois actions en fonction de l'erreur :

- Action proportionnel P : l'erreur est multipliée par un gain K, permettant d'améliorer la rapidité du système.

- Correcteur intégrale I : varie en fonction de l'intégrale de l'erreur, ce composant aug- mente le dépassement et le temps de stabilisation mais permet d'annuler l'erreur sta- tique.
- Correcteur dérivé D : varie en fonction de la dérive de l'erreur, Cette composante permet de diminuer le dépassement et le temps de stabilisation.[33]

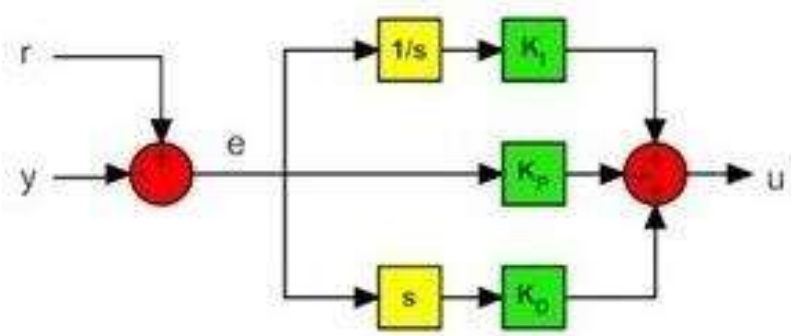


FIGURE 3. 2:STRUCTURE PARALLELE DU CORRECTEUR PID[2]

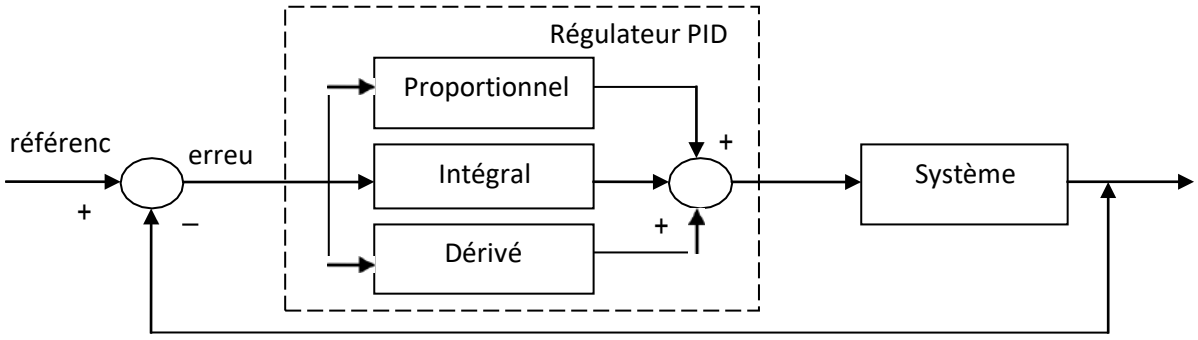


FIGURE 3. 3:PRINCIPE DE LA COMMANDE PAR PID[2]

L'expression générale de ce correcteur est :

$$U(t)=K_p e(t)+ \frac{Kp}{T1} \int_0^t e(\tau)d\tau + Kp\ TD \frac{de(t)}{dt} \qquad (3.6)$$

Avec :

$$K_i= \frac{Kp}{T1} \text{ et } K_D=K_P T_D$$

Où u(t) est la variable de commande, e(t) est l'erreur entre la tâche et le processus de sortie y, K_P est le paramètre de la proportionnalité, K_I est le paramètre de l'intégrale et K_D est le paramètre de dérivé.

3.3.1 : Synthèse d'un contrôleur avec la méthode linéaire quadra- tique :

Le problème de la commande optimale consiste à trouver une fonction de commande $u^*(t)$ qui force le système à satisfaire des contraintes physiques tout en minimisant l'énergie et le temps de convergence du système [51].

3.3.1.1 Position du problème :

Soit un système à temps continu de représentation d'état :

$$\dot{x} = A(t)x(t) + B(t)u(t),\ x(t_0) = x_0 \qquad (3.7)$$

L'indice de performance décrit en général, quelques spécifications désirées et traduit l'énergie du système qui dépendant du vecteur d'état x et de la commande u :

$$J = x^T(t_f)Hx(t_f) + \int_{t0}^{tf} (x^T Qx + U^T Ru)dt \qquad (3.8)$$

Où H et Q sont des matrices semi définies positives et R est une matrice définie positive.

Pour ce problème, la solution peut être exprimée en boucle fermée par :

$$u^*(t, u) = -R^{-1}B^T(t)P(t)x(t) \qquad (3.9)$$

Où P(t) est la solution de l'équation de Riccati[51].

3.3.1.2 Commande Linéaire Quadratique :

La commande linéaire quadratique est une des méthodes qui à pour but de trouver la matrice de gain K de la commande par retour d'état de telle sorte que le système minimise une fonction de coût quadratique, dans notre cas, nous aimerions minimiser l'énergie consommée par le quadrotor.

3.3.1.3 Commande LQ à horizon infini :

Intéressons nous ici au cas du système (3.7)précédent :

$$J(x\ ,\ t\ ,\ u) = 1/2 \int_{t0}^{\infty} (x^T \mathrm{Q(t)x} + u^T \mathrm{R(t)u})\mathrm{dt} \qquad (3.10)$$

La commande H inf consiste à modeler le transfert de boucle de telle sorte qu'il présente un bon compromis entre performance et robustesse [53]. Un algorithme de commande H inf, développé par M.Chen et M.Huzmezan est appliqué sur une plateforme pivotant librement, est présenté dans [54]. L'avantage de l'approche H inf par rapport aux architectures de commande précédentes est que la synthèse de ce correcteur peut se faire en utilisant les techniques d'optimisation LMI (de l'anglais Linear Matrix Inequality) [54].permet d'aboutir à un correcteur d'ordre relativement faible et donnant de bonne performance de commande.

On montre que ce critère est fini si le système est stabilisable à tout instant t, (C'est-à-dire qu'à chaque instant, il existe un K(t) tel que les valeurs propres de (A - BK) soient à partie réelle négative).

Remarquons par ailleurs que la partie du critère concernant l'état final dans (3.8) n'est plus pertinente car, sur un horizon infini, l'état tend vers zéro si le système bouclé est stable donc le gain K(t) est constant lorsque le temps est infini.[33]

Dans le cas d'un problème LTI (linéaire à temps invariant), la commande optimale est un retour d'état statique u = -Kx.

K vérifié l'équation algébrique de Riccati :

$$K(t)A(t) + A^T(t)K(t) - K(t)B(t)R^{-1}B^T(t)k(t) + Q(t) = 0 \qquad (3.11)$$

3.3.1.4 : La commande linéaire quadratique / gaussienne (LQ/ LQG)

La commande linéaire quadratique gaussienne, dite commande LQG, est similaire à la commande LQ à la différence près qu'elle intègre un observateur dans la boucle de commande [55]. En effet, la commande LQG, optimale au sens de la norme H2, réunit un correcteur LQ et un estimateur de Kalman dans un souci particulier de réduire les bruits de mesure. Des procédures de conception et des résultats expérimentaux de la commande LQG/LTR (de l'anglais Loop Transfer Recovery) .c'est la procédure de réglage pour restaurer les marges de stabilité de la commande LQ existent) [55].appliquée aux véhicules aériens sont présentés dans [43] pour des hélicoptères et dans [57]

Pour des quadrirotor. L'avantage de cette commande est qu'elle possède intrinsèquement de très bonnes propriétés de robustesse.

référance

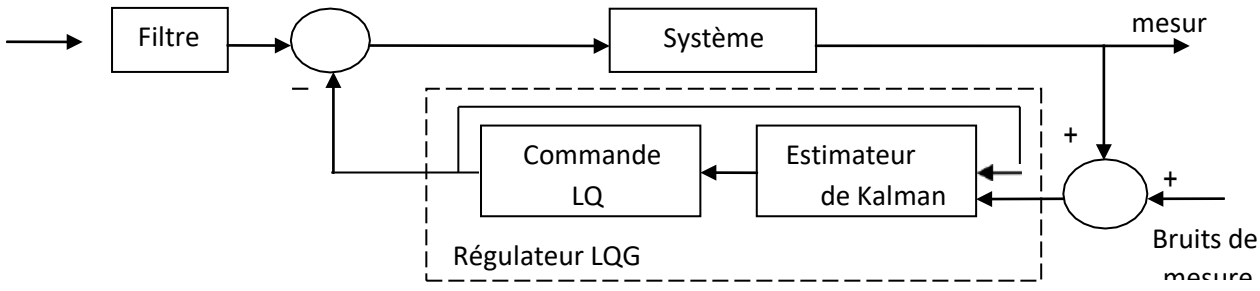


FIGURE 3. 4:PRINCIPE DE LA COMMANDE LINEAIRE QUADRATIQUE GAUSSIENNE[2]

3.3.1.5 Choix des pondérations :

` Ce jour, il n'existe aucune méthode théorique permettant de dimensionner les matrices de poids Q et R d'une commande optimale LQ [51].

Généralement, on assigne manuellement des poids sur les diagonales de ces matrices afin de simplifier le problème. Ces poids sont choisis en fonction de comment on aimerait pénaliser les variables d'états par rapport aux entrées lorsqu'elles s'écartent de la consigne, ou inver- sement.

Voici une méthode simple de choix et de modification des pondérations en vue d'aboutir à un correcteur satisfaisant.

1. Au départ, on choisit généralement des pondérations égales aux matrices identité.
2. Dans une seconde étape, on accélère ou décélère globalement le système en multipliant la matrice Q par un scalaire λ (accélération avec $\lambda > 1$ et décélération avec $\lambda < 1$), jusqu'à obtenir une dynamique moyenne adaptée.
3. Dans le cas où certains états auraient des dynamiques trop lentes par rapport à d'autres, on peut choisir d'augmenter la pondération de Q correspondant aux premiers.
4. Dans le cas où certains actionneurs seraient trop sollicités par rapport à d'autres, on peut choisir d'augmenter la pondération de R leur correspondant.

Les étapes2, 3 et4 peuventetre réitérées dans l'ordre souhaité jusqu'à obtenir un correcteur satisfaisant le cahier des charges.[33]

3.4 :Techniques de commande non linéaires :

3.4.1 Commande par la méthode de Lyapunov :

3.4.1.1 Introduction :

La méthode de Lyapunov est une des techniques de commande non linéaire utilisée pour la synthèse de commande pour stabiliser le quadrotor autour du point d'équilibre

La stabilité au sens de Lyapunov est une traduction mathématique d'une constatation élémetaire :si l'énergie totale du système se dissipe continument (c'est-à-dire décroit avec le temps) alors ce système (linéaire ou non linéaire) tend à se ramener à un état équilibre (il est stable).

3.4.1.2 : Première méthode de Lyapunov

: Le théorème de stabilité locale de Lyapunov, connu sous le nom de première méthode, permet de se prononcer sur la linéarisation d'une dynamique autour d'un point d'équilibre. Cette méthode apporte une validité théorique à la technique de linéarisation.

Elle mentionne que si le système linéarisé est asymptotiquement stable, alors i1 y a stabilité asymptotique du système non linéaire de l'équilibre. Dans le cas où le systéme linéarisé est instable, il y a instabilité. Par contre si celui-ci est stable sans pour autant lêtre asymptoti- quement, alors il est impossible de se prononcer sur la stabilité du systéme non linéaire.

Ce théorème est d'une importance limitée, car il ne permet d'étudier que la stabilité d'un point singulier (stabilité locale) et ne donne aucune information sur le domaine de stabilité (stabilité globale) [18]. De plus, dû aux approximations du premier degré (linéarisation), il n'est pas possible de tenir compte de tous les types de phénomènes non linéaires (organe avec zone morte, plus ou-moins, ...).[33]

3.4.1.3 : Deuxi`eme m´ethode de Lyapunov

: Cette méthode est basée sur le concept de l'énergie dans un système. Pour un système physique, l'énergie est une fonction définie positive de son état. Dans un systeme conserva- tif, l'énergie reste constante : pour un système dissipatif, elle décroît. Pour ces deux cas, le système est stable. Si l'énergie croît, le système est instable.

L'idée de cette méthode est d'analyser la stabilité du système, sans avoir à résoudre expli- citement les équations différentielles non linéaires le régissant. Il suffit simplement d'étudier les variations (signe de la dérivée) de l'énergie (ou une fonction qui lui est équivalente) le long de la trajectoire du système figure (3.2). Les théorèmes suivants, qui permettent de se prononcer sur la stabilité (ou instabilité) d'un système, sont fournis par Lyapunov

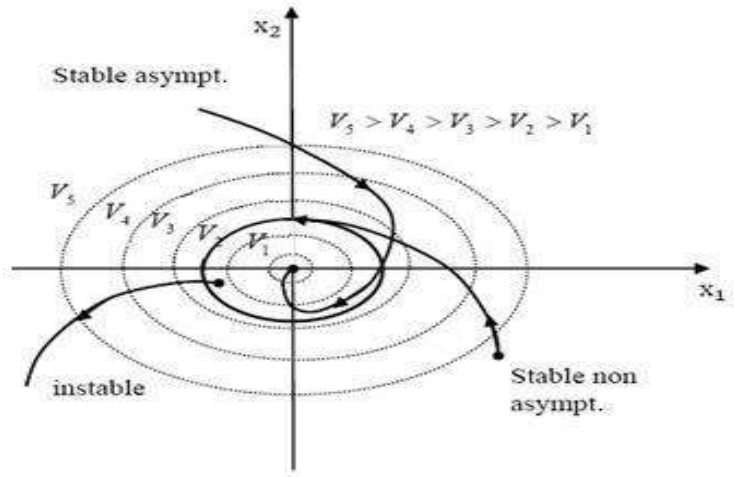


FIGURE 3. 5:CONTOURS A ENERGIE CONSTANTE DANS LE PLAN PHASE[33]

Pour l'étude de la stabilité d'un système caractérisé par un vecteur d'état x, la méthode directe de Lyapunov consiste alors, à chercher une fonction V(x) (représentative de l'énergie) de signe défini qui se prête à l'application de l'un des théorèmes cités précédemment. Il n'y a aucune méthode qui

permet de trouver directement une fonction de Lyapunov pour un système donné. Néanmoins, il existe des approches qui conduisent, en général, à des résultats acceptables [51].

Voici quelques exemples de fonction de Lyapunov :

- Fonction quadratique :

$$V(x) = x^T P x \tag{3.12}$$

OùP est une matrice symétrique définie positive

- Fonction quadratique plus intégrale :

$$V(x) = x^T p x + \int_0^2 \emptyset du \tag{3.13}$$

Avec $\emptyset$ assujettie à certaines contraintes.

3.4.2 : Commande par mode glissant :

Introduction :

Nous avons vu précédemment que la commande par régulateurs PID, donne de bons résultats dans le cas où le système est linéaire. Cependant, elle reste très limitée pour un système non linéaire ayant des paramètres variables, dans ce cas, on doit faire appel à une technique qui répond aux exigences dont l'insensibilité aux variations de paramètres et aux perturbations.

La technique de commande à structure variable (VSC) par mode glissant en anglais Sliding Mode Control, est trés connue par sa robustesse envers les incertitudes internes (variations des paramètres), et externes (perturbation due au moteur), et aux phénomènes ayant été omis dans la modélisation, tout en ayant une très bonne réponse dynamique.

3.4.2.1 : Principe du contrôleur à mode glissant :

La commande par mode glissant est une classe de la commande à structure variable, elle est efficace et robuste pour les systèmes linéaires et non linéaires. La tâche principale de la commande par mode glissant, est de fournir une surface de commutation, selon des lois d'existence, de convergence et de stabilité. La surface de commutation peut être atteinte par la trajectoire d'état grâce aux changements appropriés de la structure du système commandé[33].

Le but de la commande par mode glissant et que la trajectoire d'état soit attirée vers une surface de glissement définie S (Sliding Surface) et glisse autour d'elle. Une fois la surface de glissement est atteinte, la dynamique du systéme reste insensible aux variations des pa- ramètres du

processus, et aux perturbations externes. Ainsi, la conception de contrôleur à mode glissant passe par deux étapes essentielles [58] :

- Déterminer le choix et le nombre des surfaces représentés par un vecteur S(x)= 0.
- Déterminer la loi de commande par une nouvelle entrée discontinue u (x), pour attirer la trajectoire d'état vers la surface.

3.4.2.2 : Bases théoriques de la commande par mode glissant :

Soit un système de commande continue, représenté par le système d'état(3.14)

$$\begin{cases} \dot{x} = d(x,t) + g(x,t)u \\ y = h(x,t) \end{cases} \quad (3.14)$$

Où: x $\in R^n$ est le vecteur d'état du système, u $\in$ R^m est le vecteur de commande, et y $\in R^p$

est le vecteur de sortie.

Dans la commande à structure variable(vsc), la réponse du système passe en général par trois phases ou modes appelés, mode d'atteinte (Reaching Mode, RM), mode de glissement (Sliding Mode, SM), et le mode du régime permanent (steady-state mode, SS).

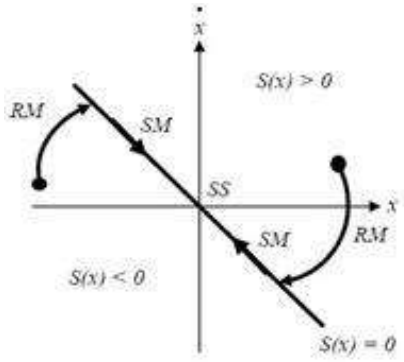


FIGURE 3. 6:TRAJECTOIRE D'UN SYSTEME DE DEUXIEME ORDRE A VSC[33]

3.4.2.3 : D'etermination de la loi de commande :

Dans la théorie des VSC, il y a différentes manières de choisir les paramètres pour définir une logique de commutation, dans la littérature il y a trois types de structures très répandues, la commande par contre-réaction linéaire à gains commutés, la commande par relais, et la commande équivalente.

3.5 : Conception et application de la commande par backstepping:

3.5.1 : Conception de la commande par backstepping :

L'idée principale de cette stratégie de commande repose sur la conception d'un algorithme qui permet en premier lieu de concevoir simultanément, pour un sous système, la loi de commande passive (virtuelle), la dynamique d'adaptation ainsi la fonction de Lyapunov qui garantit la stabilité. Ensuite, pour le deuxième sous système on calcule une nouvelle commande virtuelle et une deuxième fonction de Lyapunov, ainsi de suite selon l'ordre du système .Enfin, on obtient l'expression de la commande qui garantit la stabilité globale et les performances du système [43].

Considérons le système non linéaire

$$\begin{cases} \dot{x}1 = f1(x1, x2) + g1(x1, x2)x2 & (s1) \\ \dot{x}2 = f2(x1, x2) + g2(x1, x2)u & (s2) \end{cases} \qquad (3.15)$$

x_1,x_2 sont des variables d'état et u est la variable de commande .les fonctions f_1,f_2,g_1 et g_2 sont continués telles que $g_1(x_1, x_2) \neq 0$ et $g_2(x_1, x_2) \neq 0$, pour tout x_1,x_2 .

Quand u=0, suppose que le système (3.15) a pour point d'équilibre l'origine (0,0).

Le Backstepping consiste en partie à trouver une fonction de Lyapunov strictement assi- gnable, définie positive et radialement non bornée qui garantit la stabilité asymptotiquement au système (3.15).

Le but de cette procédure est de commander tout d'abord le sous-système (s_1) par l'in- termédiaire de la variable x_2 , appelée commande virtuelle, puis de commander le système global par la commande u.[33]

3.6 : Conclusion :

Dans ce chapitre, on a présenté les différentes techniques de commande pour décrire la conception de lois de commande appliquées au modèle dynamique du quadrotor.

On a décomposé l'étude des techniques de commande en deux parties. Dans la première partie nous avons abordé les techniques de commande linéaires qui contient la méthode par retour d'état par placement de pole, le régulateur PID et finalement par la commande linéaire quadratique LQ, ensuite les techniques de commande non linéaire qui contiennent la méthode par la théorie de Lyapunov, la méthode par mode glissant et enfin la méthode de Backstepping.

Nous avons pu constater la grande diversité des techniques de commande existantes pouvant être appliquées aux drones de type quadrotor.

Chapitre 4
Simulation sous MATLAB

4 :Introduction

La simulation va nous permettre d'étudier les résultats et les performances d'un quad-copter de façon virtuelle, sans réaliser l'expérience et le testé sur un quad-copter réel.

Dans ce chapitre, on va simuler le modèle expliqué dans les chapitres précédents, et discuter les différents résultats qu'on a obtenus avec les différentes valeurs.

Ce chapitre a pour but d'illustrer la déstabilisation et la stabilisation du quad-copter selon les valeurs du régulateur PID, pour le contrôle du mouvement d'altitude, roulis, lacet ou tangage. Les résultats sont présentées à l'aide de l'outil Scope sous simulink ou la commande plot dans un script matlab.[61]

4.1 : Outils de développement

4.1.1 : MATLAB

Le logiciel MATLAB est un logiciel de manipulation de données numériques et de program-mation dont le champ d'application est essentiellement les sciences appliquées. Son objectif, par rapport aux autres langages, est de simplifier au maximum la transcription en langage informatique d'un problème mathématique, en utilisant une écriture la plus proche possible du langage naturel scientifique. Le logiciel fonctionne sous Windows et sous Linux. Son inter-face de manipulation *HMI* utilise les ressources usuelles du multi-fenêtrage. Son apprentissage n'exige que la connaissance de quelques principes de base à partir desquels l'utilisation des fonctions évoluées est très intuitive grâce à l'aide intégrée aux fonctions [59].

4.1.2 : SIMULINK

SIMULINK est une extension de MATLAB qui permet aux ingénieurs de construire des modèles dynamiques rapidement et avec une haute précision en utilisant les notations des diagrammes de bloc. En utilisant SIMULINK, il est facile de modéliser des systèmes complexes non linéaires. Un modèle SIMULINK peut inclure des composants des systèmes continus, hybrides et discrets, ce modèle peut produire des animations et des graphes qui montrent le progrès de la simulation [59].

4.2 : Caractéristiques du quad-copter

Dans ce travail, on va utiliser un modèle qui définit un quad-copter durant toutes les simulations. Le tableau suivant montre les valeurs utilisées :

Variables	**Valeurs**	**Unité**	**Description**
Motor_m	0.0730	g	Masse d'un moteur avec l'hélice
Motor_dm	0.223	cm	Distance du moteur per rapport au centre du quad_copter

Motor_h	0.0318	cm	Hauteur d'un moteur par rapport au bras qu'il le porte
Motor_r	0.140	cm	Rayon d'un moteur
Esc_m	0.0300	g	Masse d'un Esc
Esc_a	0.0254	cm	Largeur d'un Esc
Esc_b	0.0572	cm	Longeur d'un Esc
Esc_ds	0.0826	cm	Distance d'un Esc par rapport au centre du quad_copter
Hub-m	0.4310	g	Masse du Hub
Hub_r	0.0564	cm	Rayon du Hub
Hub_H	0.0429	cm	Hauteur du Hub
Arms_m	0.0450	g	Masse d'un bras
Arms_r	0.0325	cm	Rayon d'un bras
Arms_i	0.1857	cm	Longeur d'un bras
Arms_da	0.0508	cm	Distance entre centredu quad_copter au début d'un bras
Jx	0.0095	Kg m^2	Valeur de la matrice d'inertie/x
Jy	0.0095	Kg m^2	Valeur de la matrice d'inertie/y
Jz	0.0186	Kg m^2	Valeur de la matrice d'inertie/z
g	9.8100	ms^{-2}	Force de gravité

masse	1.0230	kg	Masse totale
plusconfig	1	int	Sert a déterminer la configuration utilisé

TABLE4. 1:LES CARACTERISTIQUES D'UN QUAD_COPTER[60]

4.3 : Conditions initiales

Le tableau suivant montre :

Variable	Valeurs	Unité	Description

P	20	deg/s	Vitesse angulaire par rapport à l'axe X
Q	20	deg/s	Vitesse angulaire par rapport à l'axe Y
R	0	deg/s	Vitesse angulaire par rapport à l'axe Z
U	0	m/s	Vitesse de translation par rapport l'axe X
V	0	m/s	Vitesse de translation par rapport l'axe Y
W	0	m/s	Vitesse de translation par rapport l'axe Z
φ	0	deg	Angle d'Euler par rapport à l'axe X
θ	0	deg	Angle d'Euler par rapport à l'axe Y
ψ	0	deg	Angle d'Euler par rapport à l'axe Z
X	0	deg	La position du quad_copter par rapport l'axe X dans le repère E_Fram
Y	0	deg	La position du quad_copter par rapport l'axe Y dans le repère E_Fram
Z	0	deg	La position du quad_copter par rapport l'axe Z dans le repère E_Fram
ω_1	0	rpm	La vitesse de rotation su moteur 1
ω_2	0	rpm	La vitesse de rotation su moteur 2
ω_3	0	rpm	La vitesse de rotation su moteur 3
ω_4	0	rpm	La vitesse de rotation su moteur 4

TABLE4. 2:LES CONDITIONS INITIALES [60]

4.4 Simulation et interprétation des résultats

Dans ce qui suit, on va présenter les résultats de simulation obtenues. On est intéressé au performances dynamique en faisant varier les valeurs des paramètres P,I,D, afin de trouver les valeurs convenables pour assurer un système stable, une étude comparative sera menée pour chaque test.[«].

4.4.1 : Le premier test

Le tableau suivant montre les valeurs des trois paramètres P, I, D des quatre mouvements qu'on a choisi aléatoirement pour un premier test.

Mouvement	**P**	**I**	**D**
Roulis	1.8	1.5	1.5
Tangage	1.8	1.5	1.5
Lacet	3	1	3
Altitude	1.8	1.8	3.5

TABLE4. 3:LE PREMIER TEST [61]

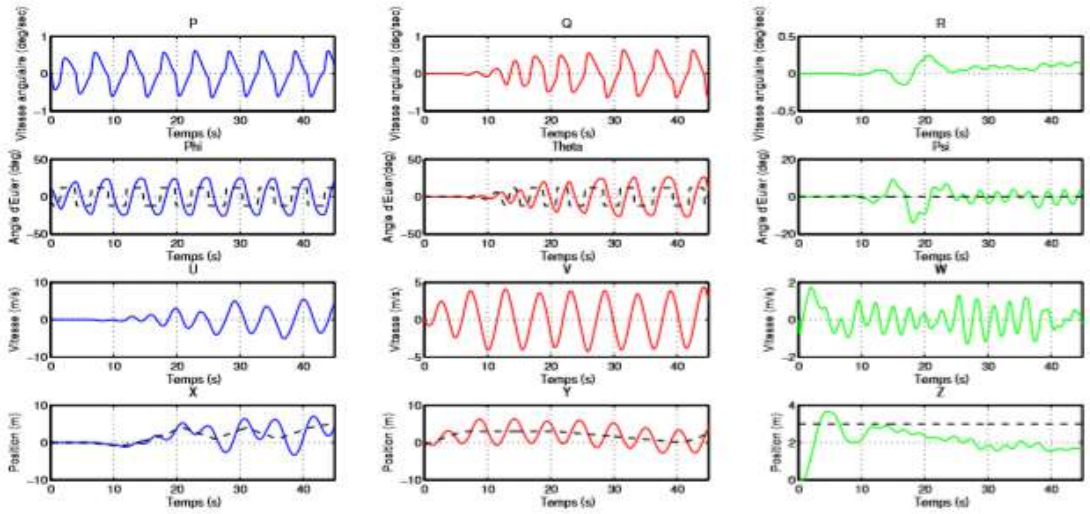


FIGURE4. 1:RESULTATS DU PREMIER TEST [61]

D'après la figure (4.1) on remarque que :

les vitesses angulaires (P , Q, R), les angles d'Euler (φ,ψ,θ), les vitesses (U,V ,W) sont oscil-lantes à l'infini donc le système est instable par rapport à la référence désirée qui est représenté par des lignes discontinues.

On remarque aussi que la position (X, Y , Z) ne suit pas la référence désirée qui est repré-sentée par une ligne discontinue. Donc les valeurs du régulateur PID sont incorrect.

4.4.2 : Le deuxième test

Le tableau suivant montre les valeurs des trois paramètre P, I, D des quatre mouvements qu'on choisit pour le deuxième test.

Mouvement	**P**	**I**	**D**
roulis	2.0	1.1	1.2
Tangage	1.8	1.5	1.5
Lacet	3	1	3
Altitude	1.8	1.5	3.5

TABLE4. 4:LE DEUXIEME TEST [61]

La figure suivante montre les résultats du deuxième test :

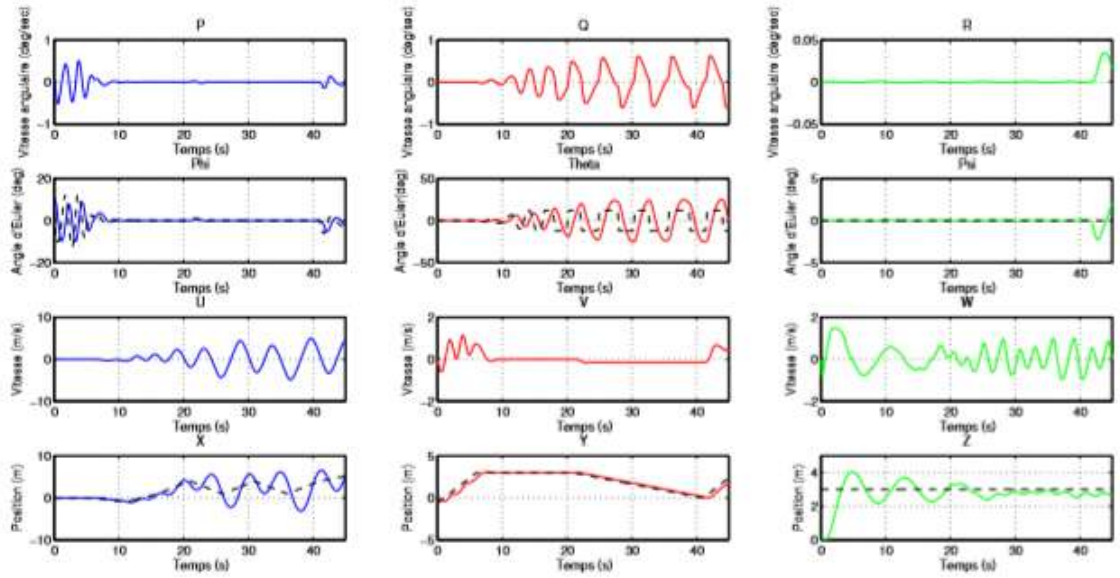


FIGURE4. 2:RESULTATS DU DEUXIEME TEST[61]

D'après la figure (4.2)on remarque que :

Les graphes qui représentent la vitesse angulaire par rapport à l'axe (x) *p*, angle d'Euler *φ* se stabilise vers l'infini, ils suivent la référence désirée. Ce qui implique que les graphes de position *X*, *Y* ce rapprochent de la stabilité ils suivent la trajectoire désirée, d'où on conclue que le mouvement roulis se stabilise pour les valeurs des paramètres P=2.0, I=1.1, D=1.2

4.4.3 : Le troisième test

Le tableau suivant montre les valeurs des trois paramètres P, I, D des quatre mouvements qu'on choisit pour un troisiéme test

Roulis	2.0	1.1	1.2
Tangage	2	1.1	1.2
Lacet	3	1	3
Altitude	1.8	1.5	3.5

TABLE4. 5:LE TROISIEME TEST [61]

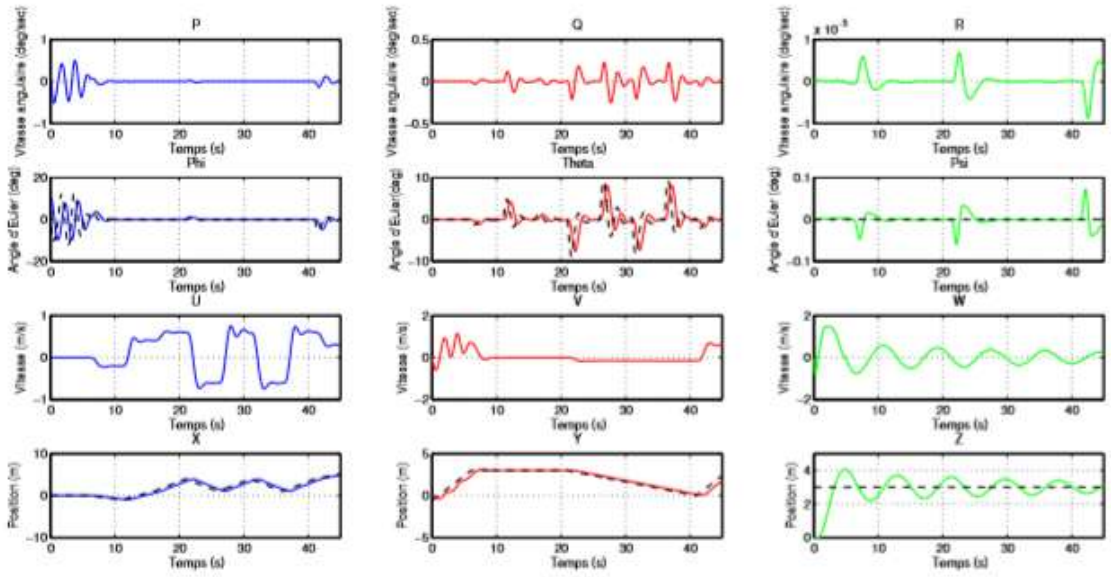


FIGURE4. 3:RESULTATS DU TROISIEME TEST [61]

D'après la figure (4.3)on remarque que :

Les graphes qui représente la vitesse angulaire par rapport à l'axe (y) *Q*, angle d'Euler *θ* se stabilise vers l'infini ils suivent la référence désirée, ce qui implique que les graphes de position *X*, *Y* ce rapprochent de la stabilité, ils suivent la trajectoire désirée, d'où on conclue que le mouvement tangage se stabilise pour les valeurs des paramètres P=2.0, I=1.1, D=1.2

Et puisque il exerce une influence sur le mouvement roulis vis_versa ce derneier devient plus stable.

4.4.4 : Le quatrième test

Mouvement	P	I	D
Roulis	2.0	1.1	1.2
Tangage	2.0	1.1	1.2
Lacet	4	0.5	3.5
Altitude	1.8	1.5	3.5

TABLE4. 6:LE QUATRIEME TEST [61]

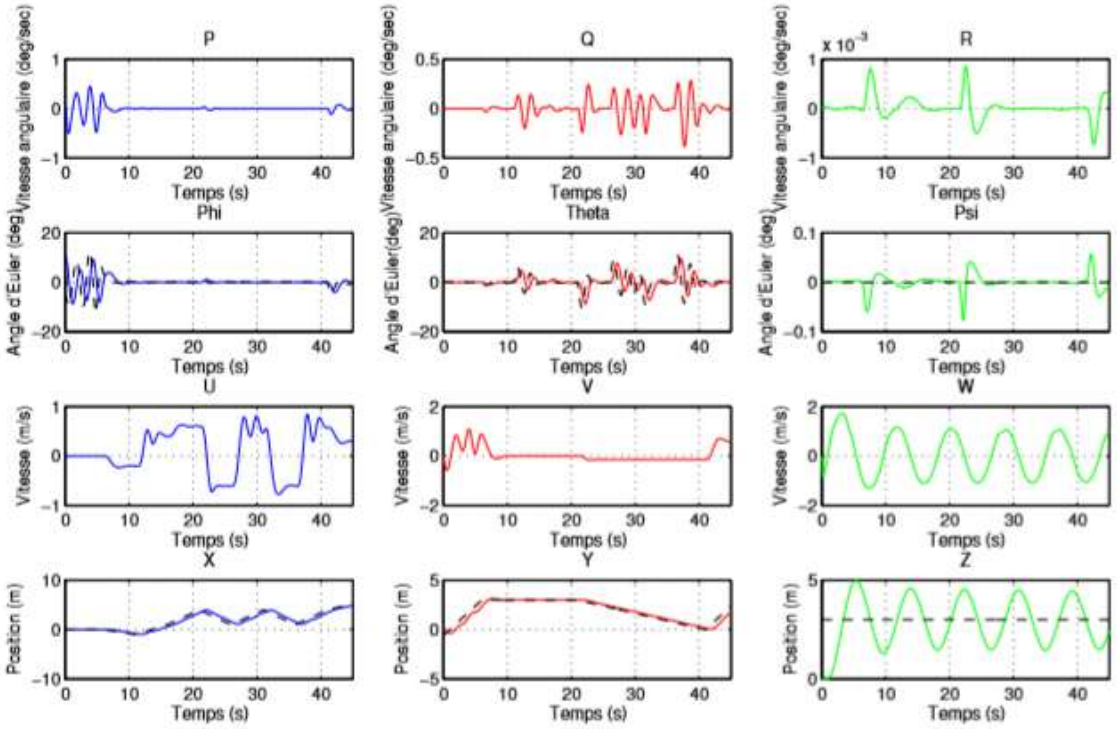


FIGURE4. 4:RESULTATS DU QUATRIEME TEST [61]

D'après la figure (4.4), on remarque que les graphes qui représentent la vitesse angulaire par rapport à l'axe *z* et l'angle d'Euler ψ se stabilisent par rapport à la référence désirée. d'où la stabilité du mouvement du lacet pour les valeurs P=4, I=0.5 et D=3.5. La vitesse par rapport à l'axe *z* et la position *Z* est instable ce qui explique l'instabilité du mouvement vertical(Altitude).

4.4.5 : Le cinquième test

Mouvement	P	I	D

Roulis	2.0	1.1	1.2
Tangage	2	1.1	1.2
Lacet	4	0.5	3.5
Altitude	2	1.1	3.3

TABLE4. 7:LE CINQUIEME TEST[61]

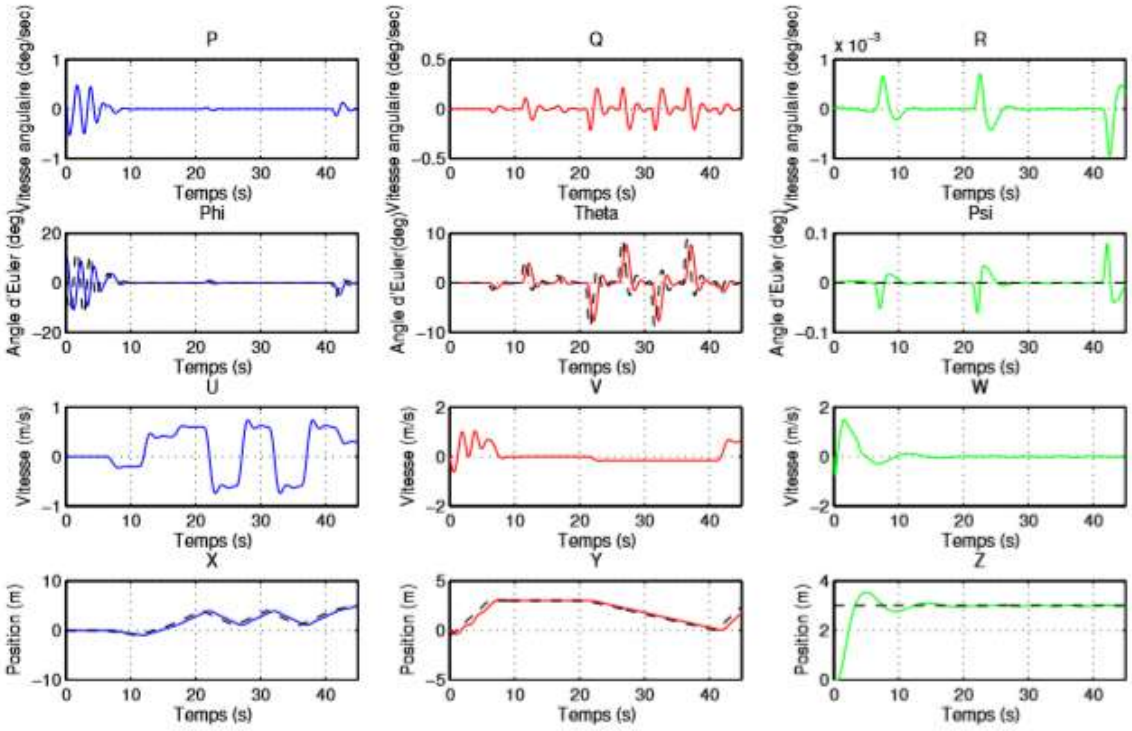


FIGURE4. 5:RESULTATS DU CINQUIEME TEST [61]

D'après la figure (4.5) on remarque que le système est plus stable en utilisant les valeurs P, I et D qui sont adéquates pour les quatre mouvements (Altitude, roulis, lacet, tangage).

En conclusion, les valeurs du régulateur PID proposée dans les cinq testes sont convenables pour les quatre régulateurs de chaque mouvements d'où la stabilité du système en boucle fermée.

4.5 : Conclusion :

L'étude menée dans ce chapitre sur les mouvements d'un quad-copter nous a permis de construire un algorithme de contrôle plus performant. En effet, il augmente la rapidité du système ainsi que sa précision en changeant les valeurs des gains qui présente les paramètres PID. Chaque paramètre du régulateur influence directement sur la stabilisation du système, Ce qui nous a mené à varier les valeurs de ces paramètres jusqu'à l'obtention d'un système stable avec des valeurs convenables.

Nous avons constaté que toute perturbation agissant directement sur la grandeur réglante est fortement atténuée avant qu'elle agisse sur la grandeur réglée.

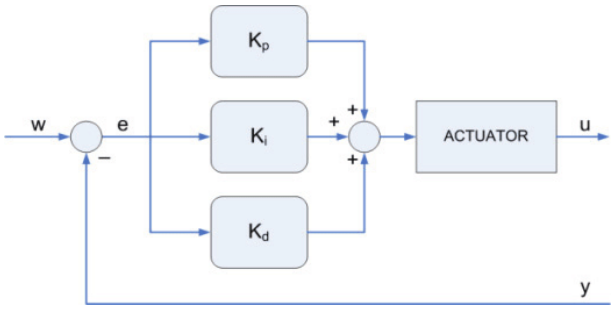
Conclusion général :

Avec la croissance de l'intérêt des UAV, celui des avions à atterrissage et à décollage verticaux (VTOL) et le besoin d'une instrumentation discrète et surtout légère, le quadrirotor a connu une grande popularité ces dernières années. Cela dit, la principale motivation pour ce travail de recherche était la synthèse de lois de commande stabilisantes pour ce type d'appareils. Pendant la réalisation de ce travail, nous avons acquis une expérience très enrichissante dans le plan théorique de la commande de quadrirotor, l'intelligence artificielle et les techniques de commandes avancées. Notre travail nous a permis d'une part de synthétisé deux techniques de commandes avancées, et d'autre de proposer une méthode d'hybridation entre les deux techniques de commande. Le quadrirotor est un système complexe non linéaire, multi variables, instable notamment en mode de vol quasi-stationnaire et présente une dynamique fortement couplée. Le problème traité consiste à garantir en premier lieu la stabilité de ce dernier ainsi que la poursuite de trajectoire avec plus au moins des performances acceptables vis-à-vis le milieu de navigation. Souvent la commande de tels systèmes évoque de prés les problèmes de la modélisation dynamique ainsi que le problème de la fidélité du modèle au comportement dynamique du système, dans tous les modes de vol. Dans ce travail, nous nous somme basé dans le développement du modèle dynamique du quadrirotor sur les travaux de recherche relatifs à l'identification expérimentale des paramètres d'un quadrirotor prototype existant au niveau de LISV [67]. Pour aboutir à un modèle, le plus réaliste et le plus représentatif possible, nous avons pris en considération toutes les forces et tous les moments influant sur le système. Après avoir présenté la modélisation de quadrirotor nous avons synthétisé différentes lois de commande en utilisant plusieurs techniques. Notre première démarche a été l'étude de la commande à structure variable (par mode glissant) qui est une loi facile à mettre en œuvre, caractérisé par la robustesse vis-à-vis des variations paramétriques et des perturbations exogènes et la simplicité de synthèse. Cependant le signal de commande obtenu par un « SMC», présente des variations brusques dues au phénomène de broutement. Afin de réduire les effets du phénomène de broutement et d'améliorer davantage les performances de contrôle de quadrirotor, une hybridation entre la logique floue et le mode de glissement a été proposé. Cette hybridation «SMC-FLC» présente l'avantage d'allier les performances des deux types de contrôleurs. Un superviseur flou gère le passage de l'un à l'autre et régit le taux de participation de chaque commande. Après une analyse de stabilité du système bouclé, des résultats de simulations illustrent les performances de cette stratégie de commande. Enfin, Les résultats obtenus montrent le bon fonctionnement des lois de commande proposées à travers les performances enregistrées, aussi bien pour les simulations effectuées sur le modèle du quadrirotor. On conclure d'après les tests effectué que la commande hybride est le plus efficace et le plus robustesse pour la commande du quadrirotor par rapport à les commande synthétisé dans ce travail elle ne consomme pas beaucoup d'énergie dans la

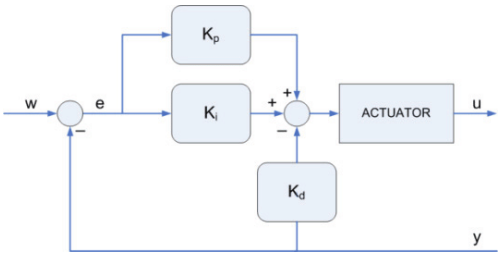
commande et assurer la stabilité et la poursuite d'une trajectoire. A l'issue des travaux réalisés, cette thèse ouvre de nouvelles perspectives de recherche parmi lesquelles nous citons :

- Mise en ouvre expérimentale des lois de commande développées sur le quadrirotor. Conclusion générale 82
- Généraliser l'étude des lois de commande proposées pour le cas discret.
- Utilisation des algorithmes d'optimisation pour la détermination des différents paramètres de la loi de commande.
- La reformulation des méthodes développées dans un contexte adaptatif.
- Validation des commandes proposées sur d'autres systèmes, tels que des avions sans pilote, des robots manipulateurs.

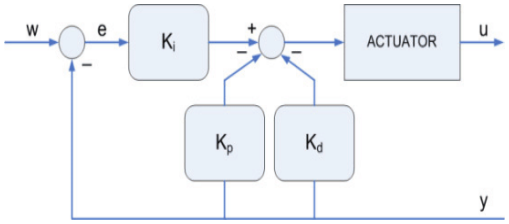
Annex



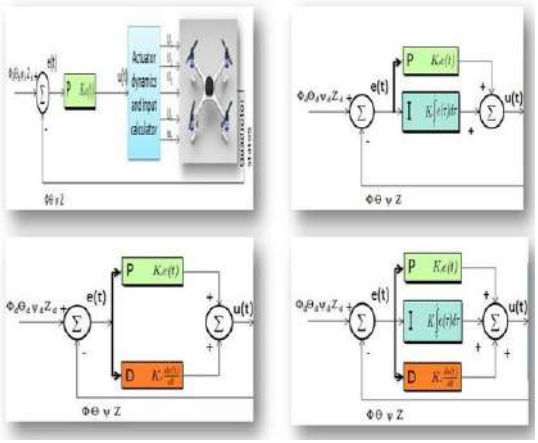
c3.1



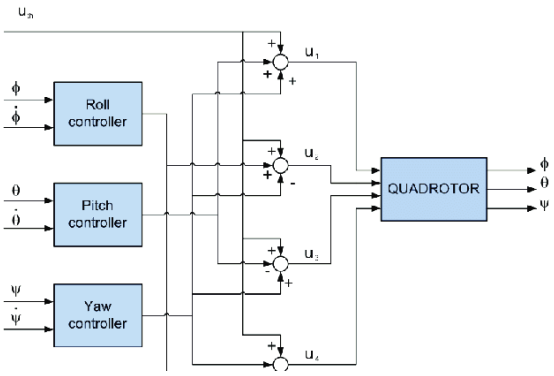
c3.2



c3.3



c3.4


Roll controller
Pitch controller
Yaw controller
QUADROTOR

c3.5

Anex2:

Cod function:

```
function[] =quadPlots(yout,tout)
closeall;clc;
%062020
[~,column] =size(yout);
ifcolumn==26
        PC=true;
elsePC=false;
end
A=yout;T=tout;t=T;
%l u n i t erad/sse r ac o n v e r tiapresled e s s i n
P=A( : , 1 ) ;Q=A( : , 2 ) ;R=A( : , 3 ) ;
%enra d i a n ss e r ac o n v e r t iapresled e s s i n
Phi=A( : , 4 ) ;Theta=A( : , 5 ) ;Psi=A( : , 6 ) ;
Phi_cmd=A( : , 2 1 ) ;Theta_cmd=A( : , 2 2 ) ;Psi_cmd=A( : , 2 3 ) ;
U=A( : , 7 ) ;V=A( : , 8 ) ;W=A( : , 9 ) ;
X=A( : , 1 0 ) ;Y=A( : , 1 1 ) ;Z=A( : , 1 2 ) ;
Z_cmd=A( : , 2 4 ) ;
w1=A( : , 1 3 ) ;w2=A( : , 1 4 ) ;w3=A( : , 1 5 ) ;w4=A( : , 1 6 ) ;
mc1=A( : , 1 7 ) ;mc2=A( : , 1 8 ) ;mc3=A( : , 1 9 ) ;mc4=A( : , 2 0 ) ;
if(PC==true)
X_cmd=A(: ,25) ;
Y_cmd=A(: ,26) ;
end
%Dessindesgraphs_____________________________________

figure
subplot(4 ,3 ,1)
plot(T,P,'b')
```

```
29 xlabel('Temps(s)')
30 ylabel('Vitesseangulaire(deg/sec)')
31 xlim([min(t)max(t)])
32 title('P')
33 gridon
34
35 subplot(4,3,2)
36 plot(T,Q,'r')
37 xlabel('Temps(s)')
38 ylabel('Vitesseangulaire(deg/sec)')
39 xlim([min(t)max(t)])
40 title('Q')
41 gridon
42
43 subplot(4,3,3)
44 plot(T,R,'g')
45 xlabel('Temps(s)')
46 ylabel('Vitesseangulaire(deg/sec)')
47 xlim([min(t)max(t)])
48 title('R')
49 gridon
50
51 subplot(4,3,4)
52 plot(T,Phi *180/pi,'b')
53 holdon
54 plot(T,Phi_cmd *180/pi,'k -')
55 holdoff
56 xlabel('Temps(s)')
57 ylabel('Angled''Euler(deg)')
58 xlim([min(t)max(t)])
59 title('Phi')
```

```
60 grid on
61
62 subplot(4,3,5)
63 plot(T,Theta *180/pi,'r')
64 hold on
65 plot(T,Theta_cmd *180/pi,'k -')
66 hold off
67 xlabel('Temps(s)')
68 ylabel('Angled''Euler(deg)')
69 xlim([min(t)max(t)])
70 title('Theta')
71 grid on
72
73 subplot(4,3,6)
74 plot(T,Psi *180/pi,'g')
75 hold on
76 plot(T,Psi_cmd *180/pi,'k -')
77 hold off
78 xlabel('Temps(s)')
79 ylabel('Angled''Euler(deg)')
80 xlim([min(t)max(t)])
81 title('Psi')
82 grid on
83
84 subplot(4,3,7)
85 plot(T,U,'b')
86 xlabel('Temps(s)')
87 ylabel('Vitesse(m/s)')
88 xlim([min(t)max(t)])
89 title('U')
90 grid on
```

```
91
92  subplot(4,3,8)
93  plot(T,V,'r')
94  xlabel('Temps(s)')
95  ylabel('Vitesse(m/s)')
96  xlim([min(t)max(t)])
97  title('V')
98  gridon
99
100 subplot(4,3,9)
101 plot(T,W,'g')
102 xlabel('Temps(s)')
103 ylabel('Vitesse(m/s)')
104 xlim([min(t)max(t)])
105 title('W')
106 gridon
107
108 subplot(4,3,10)
109 plot(T,X,'b')
110 if(PC==true)
111 holdon
112 plot(T,X_cmd,'k        -- ')
113 holdoff
114 end
115 xlabel('Temps(s)')
116 ylabel('Position(m)')
117 xlim([min(t)max(t)])
118 title('X')
119 gridon
120
121 subplot(4,3,11)
```

```
122 plot(T,Y,'r')
123 if(PC==true)
124 holdon
125 plot(T,Y_cmd,'k        – ')
126 holdoff
127 end
128 xlabel('Temps(s)')
129 ylabel('Position(m)')
130 xlim([min(t)max(t)])
131 title('Y')
132 gridon
133
134 subplot(4,3,12)
135 plot(T,Z,'g')
136 holdon
137 plot(T,Z_cmd,'k        – ')
138 holdoff
139 xlabel('Temps(s)')
140 ylabel('Position(m)')
141 xlim([min(t)max(t)])
142 title('Z')
143 gridon
```

SFunction.m

```
1 functionquadcopterDynamicsSFunction(block)
2 setup(block);
3 functionsetup(block)
4   %nombredeport.
5   %–– –
6    block.NumInputPorts= 5;
7   %–– –
```

```
8   block.NumOutputPorts= 1 2;
9   fori= 1:4;%Lesentreedumoteurs
10  block.InputPort(i) .Dimensions= 1 ;
11  block.InputPort(i).DirectFeedthrough=false;
12  block.InputPort(i).SamplingMode='Sample';
13  end
14  %-- -
15  %Lebruit
16  block.InputPort(5).Dimensions=  6;%couplex,y,z;forces x,y,z.
17  block.InputPort(5).DirectFeedthrough=false;
18  block.InputPort(5).SamplingMode='Sample';
19  %-- -
20  fori= 1:12;
21  block.OutputPort(i) .Dimensions= 1;
22  block.OutputPort(i).SamplingMode='Sample';
23  end
24  %enregistrementdesparametres
25  block.NumDialogPrms= 2 ;
26  block.NumContStates= 1 2;
27  block.SampleTimes=  [0        0];
28  block.SetAccelRunOnTLC(false);
29  block.SimStateCompliance='DefaultSimState';
30  block.RegBlockMethod('CheckParameters',@CheckPrms);
31  block.RegBlockMethod('InitializeConditions', @InitializeC
        onditions);
32  block.RegBlockMethod('Outputs',@Outputs);
33  block.RegBlockMethod('Derivatives',@Derivatives);
34
35
36  functionCheckPrms(block)
```

```
37          quad=block.DialogPrm(1).Data;
38          IC=block.DialogPrm(2).Data;
39
40  functionInitializeConditions(block)
41 %I n i t i a l i s e r l e s12e t a t s
42 IC=block.DialogPrm(2 ).Data;
43 %IC.P,IC.Q,IC.Rendeg/sc o n v e r t i rrad/s
44  P=IC.P          *pi/180;Q=IC.Q          *pi/180;R=IC.R          *pi/180;
45 %IC.Phi,IC.The,IC.Psiendegc o n v e r t i rrads
46  Phi=IC.Phi          *pi/180;The=IC.The          *pi/180;Psi=IC.Psi          *pi/180;
47 U=IC.U;V=IC.V;W=IC.W;
48 X=IC.X;Y=IC.Y;Z=IC.Z;
49   init= [P,Q,R,Phi,The,Psi,U,V,W,X,Y,Z];
50   fori=1:12
51   block.OutputPort(i).Data=init(i);
52   block.ContStates.Data(i)  =init(i);
53 end
54
55   functionOutputs(block)
56   fori= 1:12;
57      block.OutputPort(i).Data=block.ContStates.Data(i);
58 end
59
60   functionDerivatives(block)
61 quad=block.DialogPrm(1 ).Data;
62 %PQRrad/s e c
63  P=block.ContStates.Data(1);
64  Q=block.ContStates.Data(2);
65  R=block.ContStates.Data(3);
66 %Phiradi a n s
67 Phi=block.ContStates.Data(4 );
```

```
68 The=block.ContStates.Data(5);
69  Psi=block.ContStates.Data(6);
70 %UVWm/s
71 U=block.ContStates.Data(7);
72 V=block.ContStates.Data(8);
73 W=block.ContStates.Data(9);
74 %XYZm
75 X=block.ContStates.Data(10);
76 Y=block.ContStates.Data(11);
77 Z=block.ContStates.Data(12);
78 %wr a d i a n s/s
79 w1=block.InputPort(1).Data;
80 w2=block.InputPort(2).Data;
81 w3=block.InputPort(3).Data;
82 w4=block.InputPort(4).Data;
83 w= [w1;w2;w3;w4];
84 Dist_tau=block.InputPort(5).Data(1:3);
85 Dist_F=block.InputPort(5).Data(4:6);
86 tau_motorGyro= [Q*quad.Jm*2*pi/60*(-w1-w3+w2+w4);
87          P*quad.Jm*2*pi/60*(w1+w3-w2-w4);          0];
88 Mb= (quad.dctcq          *(w.^2))+tau_motorGyro+ (Dist_tau);
89 Fb= [0;         0;sum(quad.ct          *(w.^2))];
90 omb_bi= [P;Q;R];
91 OMb_bi= [0, -R,Q;
92                    R, 0, -P;
93                   -Q,P,     0];
94 b_omdotb_bi=quad.Jbinv              *(Mb-OMb_bi*quad.Jb  *omb_bi);
95 H_Phi= [1,tan(The)              *sin(Phi),tan(The)              *cos(Phi);
96                  0,cos(Phi),                                    -sin(Phi);
97                  0,sin(Phi)/cos(The),cos(Phi)/cos(The)];
98  Phidot=H_Phi          *omb_bi;
```

```
99  Rib= [cos(Psi) *cos(The)cos(Psi) *sin(The) *sin(Phi) -sin(Psi) *cos(
        Phi)cos(Psi) *sin(The) *cos(Phi)+sin(Psi) *sin(Phi);
100             sin(Psi) *cos(The)sin(Psi) *sin(The) *sin(Phi)+cos(Psi) *cos(
                    Phi)sin(Psi) *sin(The) *cos(Phi) -cos(Psi) *sin(Phi);
101             -sin(The)cos(The) *sin(Phi)
                                        cos(The) * cos(Phi) ];
102 Rbi=Rib';
103  ge= [0;  0;  -quad.g];
104  gb=Rbi  *ge;
105  Dist_Fb=Rbi  *Dist_F;
106 vb= [U;V;W];
107  b_dv= (1/quad.mass)  *Fb+gb+Dist_Fb-OMb_bi*vb;
108  i_dp=Rib  *vb;
109 dP=b_omdotb_bi(1);
110 dQ=b_omdotb_bi(2);
111 dR=b_omdotb_bi(3);
112 dPhi=Phidot(1);
113 dTheta=Phidot(2);
114   dPsi=Phidot(3);
115  dU=b_dv(1);
116  dV=b_dv(2);
117  dW=b_dv(3);
118 dX=i_dp(1);
119 dY=i_dp(2);
120 dZ=i_dp(3);
121   if( (Z<=0) && (dZ<=0))
122       dZ= 0;
123       block.ContStates.Data(12) = 0;
124 end
125   f=[dPdQdRdPhidThetad PsidUdVdWdXdYdZ].';
126   block.Derivatives.Data=f;
```

Bibliographie :

[1] P. Mr. Larbi Mohamed Elamine, « Synthèse des Observateurs pour un Drone Hélicoptère », Université des Sciences et de la Technologie D'Oran Mohamed Boudiaf, 05/2015.

[2] Adrien DROUOT, « Stratégies de Commande pour la Navigation Autonome d'un Drone Projectile Miniature », Ecole Doctorale IAEM Lorraine, Centre de Recherche en Automatique de Nancy, le 2 décembre 2013.

[3] R. Lozano, « Unmanned Aerial Vehicles: Embedded Control ».ISTE Ltd and John Wiley and Sons Inc, 2010.

[4] R. K. Barnhart, S. B. Hottman, D. M. Marshall et E. Shappee, « Introduction to Unmanned Aircraft Systems ». Taylor and Francis, 2012.

[5] K. Nonami, F. Kendoul, S. Suzuki, W. Wang et D. Nakazawa, « Autonomous Flying Robots - Unmanned Aerial Vehicles and Micro Aerial Vehicles ».Springer, 2010.

[6] R.Austin, « Unmanned Aircraft Systems - UAVS Design », Development and Deployment Wiley, 2010.

[7] K. P. Valavanis, « Advances in Unmanned Aerial Vehicles - State of the Art and the Road to Autonomy ». Springer, 2007.

[8] Bellahcene Zakaria, « Synthèse de lois de commande robuste pour un hélicoptère à quatre hélices », Université des Sciences et de la Technologie d'Oran Mohamed Boudiaf, le : 6/3/2013.

[9] All the world's Rotorcraft, www.aviastar.org.avi8

[10] J.M. Pflimlin, « Commande d'un mini drone à hélice carénée : De la stabilisation dans le vent à la navigation autonome », Thèse de doctorat, Ecole Doctorale Systèmes de Toulouse, France, 2006.

[11] Zeghlache Samir, « Commande non linéaire d'un appareil à vol vertical », Université de M'sila Faculté de Technologie Département D'électronique, 2013/2014.

[12] J.F.G. Castellanos, « Estimation de l'attitude et commande bornée en attitude d'un corps rigide : application a un mini hélicoptère à quatre rotors », Thèse de doctorat, Université Joseph Fourier – Grenoble I, France, 2005.

[13] Y. Ameho, « Du pilotage d'une famille de drones à celui d'un drone hybride via la commande adaptative », Thèse de doctorat, Université de Toulouse, France 2013.

[14] S. D. Prior, « Reviewing and Investigating the Use of Co-Axial Rotor Systems in Small UAVs », International Journal of Micro Air Vehicles, vol. 2, no. 1, p. 1, 16, 2010.

[15] J.Fleming,T. Jones, P. Gelhausen et D. Enns, « Improving Control System Effectiveness for Ducted Fan VTOL UAVs Operating in Crosswinds », Proceedings of the 2nd AIAA Unmanned Unlimited Systems Technologies California, USA, 2003.

[16] A. Koehl, « Modélisation, Observation et Commande d'un Drone Miniature à Birotor Coaxial ». Thése de Doctorat, Université de Lorraine, France, 2012.

[17] M. Orsag, S. Bogdan, T. Haus, M. Bunic , A. Krnjak, « Modeling, Simulation and Control of a Spincopter », Proceedings of the International Conference on Robotics and Automation, Shanghai, China, 2011.

[18] J.Cesic, M.Orsag and S.Bogdan, «Spincopter Wing Design and Flight Control ,Proceedings of the International Conference on Unmanned Aircraft Systems », Philadelphia, Pennsylvania, USA, 2012.

[19] G. M. Hoffmann, H. Huang, S. L.Wasl et C. J. Tomlin, « Quadrotor Helicopter Flight Dynamics and Control : Theory and Experiment », Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Hilton Head Island, South Carolina, USA, 2007.

[20] S. Gupte, P. Mohandas et J. M. Conrad, « A Survey of Quadrotor Unmanned Aerial Vehicles », Proceedings of the IEEE South east Con, Orlando, Florida, USA, 2012.

[21] R. L. Finn and D.Wright, « Unmanned aircraft systems: Surveillance, ethics and privacy in civil applications ». In: Computer Law & Security Review 28.2 (2012), p. 184–194. issn: 0267-3649 (cf. p. 5).

[22] Julien Metge, « Étude de la calibration et de l'intégration sur mini-drone d'un système caméra - capteurs inertiels et magnétiques et ses applications », L'Université de Bordeaux École Doctorale des Sciences Physiques et de l'Ingénieur, le 16 décembre 2014.

[23] P. Sartre. « Drones de guerre ». In : Études 419.11 (2013), p. 439–448 (cf. p. 6).

[24] A. Puri, « A survey of Unmanned Aerial Vehicles (UAV) for traffic surveillance ». In: Department of computer science and engineering, University of South Florida (2005).

[25] M. Kontitsis, K. Valavanis et N. Tsourveloudis, « A UAV vision system for airborne surveillance ». In: ICRA '04 IEEE International Conference on Robotics and Automation. T. 1. Avr. 2004, 77–83 Vol.1 (cf. p. 6).

[26] D. Hausamann, W. Zirnig, G. Schreier et P. Strobl, « Monitoring of gas pipelines – a civil UAV application ». In: Aircraft Engineering and Aerospace Technology 77.5 (mai 2005), p. 352–360. issn: 0002-2667 (cf. p. 6).

[27] S. Siebert and J. Teizer, "Mobile 3D mapping for surveying earthwork projects using an Unmanned Aerial Vehicle (UAV) system ». In: Automation in Construction 41 (2014), p. 1–14. issn: 0926-5805 (cf. p. 6, 21).

[28] H. Bendea, F. Chiabrando, F. Giulio Tonolo et D. Marenchino. « Mapping of archaeological areas using a low-cost UAV. The Augusta Bagiennorum test site ». In: XXI International CIPA Symposium. 2007.

[29] H. Saari, I. Pellikka, L. Pesonen, S. Tuominen, J. Heikkilä, C. Holmlund, J. Mäkynen, K. Ojala and T. Antila, « Unmanned Aerial Vehicle (UAV) operated spectral camerasystem for forest and agriculture applications ». In: SPIE, Remote Sensing for Agriculture, Ecosystems, and Hydrology XIII. T. 8174. International Society for Optics et Photonics.v2011, pages (cf. p. 6).

[30] W. Zang, J. Lin, Y. Wang and H. Tao, « Investigating smallscale water pollution with UAV Remote Sensing Technology ».In: World Automation Congress (WAC), 2012, Juin 2012.

[31] H. Bendea, P. Boccardo, S. Dequal, F. Giulio Tonolo, D. Marenchino and M. Piras, « Low cost UAV for post-disaster assessment ». In: Proceedings of The XXI Congress of the International Society for Photogrammetry and Remote Sensing, Beijing (China), 3-11 July 2008. 2008 (cf. p. 8).

[32] M. J. Aldon, « Capteurs et Méthodes pour la Localisation des Robots Mobiles », Techniques de l'Ingénieur, S7852, 2001.

[33] Mokhtari Mohammed Rida, « Observation et Commande de Drones Miniatures à voilures tournantes », Université Aboubekr Belkaid Tlemcen Faculté de Technologie, le 22 Octobre 2015.

[34] E. Trucco et A. Verri, « Introductory Techniques for 3-D Computer Vision ». Prentice Hall, 1998.

[35] F. Ruffier et N. Franceschini, « Visually Guided Micro-Aerial Vehicle: Automatic Take O, Terrain Following, Landing and Wind Reaction », Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation,New Orleans,Louisiana,USA,vol.3, p. 2339_2346, 2004.

[36] G, Romeo, G, Frulla, and E, Cestino, Design of a high-altitude long-endurance solar- powered unmanned air vehicle for multi-payload and operations Proc. IMechE Vol. 221 Part G : J. Aerospace Engineering 2007

[37] Air and Space europe, Current and Future UAV Military Users and Applications, VOL .1, NO 5/6, 1999

[39] Michel Asensio, Les drones tactiques à voilure tournante dans les engagements contemporains, Recherches & Documents, N° 08, 2010

[40] John K. Borchardt, Unmanned aerial vehicles spur composites use, 2004 Elsevier Ltd. All rights reserved.

[41] Direction Cosine Matrix IMU : Theory. William Premerlani and Paul Bizard. Mai2009flying"

[42] S. Bouabdallah, and R. Siegwart "Backstepping and sliding-mode techniques applied to an indoor micro quadrotor", IEEE International Conference on Robotics and Automation ICRA, Barcelona, Spain, 2005.

[43]S. Bouabdallah "Design and control of quadrotors with application to autonomous flying ", Thèse de Doctorat, Ecole Polytechnique Fédérale de Lausanne, EPFL 2007.

[44] H. Bouadi, and M. Tadjine "Nonlinear observer design and sliding mode control for four rotors helicopter" Proceedings of World Academy of Science, Engineering and Technology, Venise, Italy, Vol. 25, pp. 225-230, 2007.

[45] N. Guenard, T. Hamel, and V. Moreau "modélisation et élaboration de commande de stabilisation de vitesse et de correction d'assiette pour un drone" CIFA, 2004

[46] Vincent Cocquempot "Contribution à la surveillance des systèmes industriels complexes", thèse doctorat, Université de Lille, 2004

[47]N. RACHEDI, "Commande hybrid avec observation d'un UAV de type Quadrotor ", mémoire de magistère, EMP Bordj EL-Bahri, algerie, Janvier 2011

[48]A.KHLEDJ ,O.BOUGAR « Etude et realisation d'un drone de type quadrotor »,deuxième année master,l'université de khemis miliana,2017

[49] A. Choukchou-Braham, Cours d'automatique ,3eme ann´ee automatique, Universit´e de Tlemcen. 2009.

[50] B. Cherki, Cours Commande optimale, 1 ann´ee master, automatique, Universit´e de Tlemcen. 2010.

[51] F. Rotella, J.Y Fourquet , Commande des syst`emes lin´eaires `a plusieurs entr´ees.

[52] B. Bayle, Commande optimale. ´Ecole sup´erieure de physique de Strasbourg, 2008

[53] D. McFarlane et K. Glover, « A Loop-Shaping Design Procedure using H1 Synthesis ».IEEE Transactions on Automatic Control, vol. 37, p. 759_769, 1992.

[54] M. Chen, and M. Huzmezan, « A combined MBPC/2DOF Hinf controller for a quadrotor UAV », Proceeding of navigation, and control conference and exhibit,Texas, USA, 11-14 Aug 2003, pp. 2003-5520.

[55] G. Stein et M. Athans, « The LQG/LTR Procedure for Multivariable Feedback Control Design », IEEE Transactions on Automatic Control, vol. 32, no. 2, p.105_114, 1987.

[56] J. C. Morris, M. van Nieuwstadt and P. Bendotti, « Identification and Control of a Model Helicopter in Hover ». Proceedings of the American Control Conference, Baltimore, Maryland, USA, vol. 2, p. 1238_1242, 1994.

[57] A. Mokhtari, A. Benallegue et A. Belaidi, « Polynomial Linear Quadratic Gaussian and Sliding Mode Observer for a Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle », Journal of Robotics and Mechatronics, vol. 17, no. 4, p. 483_495, 2005.

[58] A. Choukchou-Braham, Cours th´eorie de commande par mode glissent, 2 ann´ee master automatique, Universit´e de Tlemcen. 2011.

[59] P. Bonnet, Outils de simulation. Université Lille 1, 2010.

[60] L. Gautier, B. Hamilton, J. Hazebrouck, and T. Tourrette, Pilotage d'un quadri-rotor via un FPGA. Tuteur ESIEE engineering , Journées pédagogiques, 2008.

[61]F.MOHAMEDI,N.SACI, « simulation d'un drone sous MATLAB :cas d'étude quad_copter » deuxième année MASTER l'université de Béjaia/2016.

Résumé :

Au cours de ce développement industriel, les systèmes embarqué jouent le rôle le plus important .et c'est pour ça que on a choisi et essayé de réaliser une plateforme virtuelle qui permet d'analysé les comportements et les déférents mouvements d'un quand copter après avoir le modèle mathématique et la technique de commande.

Cette plateforme contient plusieurs algorithmes de contrôle qui permet de contrôler les mouvements du quad copter, qui peuvent être simulé, testé et visualiser les résultats sous forme des graphes.

Mots clés :UAV , Quad-copter, Régulation, PID.

Abstract:

During this industrial development, on-board systems play the most important role. And that is why we have chosen and tried to create a virtual platform which allows us to analyze the behaviors and the various movements of a copter. after having the mathematical model and the command technique.

This platform contains several control algorithms which allows to control the movements of the quad copter, which can be simulated, tested and visualize the results in the form of graphs.

Key words: UAV , Quad-copter, Régulation, PID.