

République Algérienne Démocratique et Populaire.  
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de La Recherche Scientifique.  
**Université de Blida-1-**  
**Institut d'Aéronautique et des Etudes Spatiales.**  
**Département de Navigation Aérienne**



**PROJET DE FIN D'ÉTUDES**  
**EN VUE DE L'OBTENTION DU DIPLOME DE**  
**MASTER**  
**EN AERONAUTIQUE**

**Option : CNS/ATM**

**Commande robuste d'un drone quadri rotor  
avec la technique de BACKSTEPPING et un  
correcteur PI Flou**

Réalisé par :

Melle. DAHOUMANE Dihya

Mr .MOKRANI Wassim

Encadré par :

Mme .KHELIFA Yamina

◀ Promotion : 2016 ▶

## Remerciements

On a dit souvent que le trajet est aussi important que la destination.

La durée de nos études nous a permis de bien comprendre cette phrase toute simple. Ce parcours en effet ne s'est pas réalisé sans défis et sans soulever de nombreuses questions pour lesquelles les réponses nécessitent de longues heures de travail

Tout d'abord nous tenons à remercier DIEU le tout puissant qui nous a donné la force la patience la volonté et courage d'accomplir ce modeste travail

Nous souhaitons adresser nos plus sincères remerciements à nos parents, nos frères et sœurs nos proches et amis qui nous ont accompagné, soutenu et encouragé durant notre parcours

Nous tenons à exprimer nos profonds et sincères remerciements à notre promotrice Mme KHELIFA YAMINA qui par sa confiance ses conseils et ses explications a contribué à la réalisation de ce mémoire

Nos remerciements s'adressent également à monsieur BEN OUARED enseignant à l'institut de l'aéronautique et des études spatiales pour son soutien suite à sa connaissance au langage matlab ses précieux conseils sa générosité et sa grande patience malgré ses charges professionnelles

Nous tenons également à remercier tous les enseignants de l'institut de l'aéronautique et des études spatiales qui nous ont aidés dans notre cursus universitaire

Enfin nous remercions le président et membre de jury qui nous ont fait l'honneur d'évaluer notre travail

Dédicace :

Je dédie ce modeste travail

A mes parents **HAMID** et **LATIFA**

Toutes les lettres ne sauraient trouver les mots qu'il faut ..... tous les mots ne sauraient ne sauraient exprimer la gratitude l'amour le respect et la reconnaissance

Je vous remercie pour tout les efforts et le soutien incessant que vous m'avez toujours apporté et l'amour que vous me portez depuis mon enfance

Merci pour les sacrifices que vous aviez fait pour me voir attendre ce jour

Enfin merci tout simplement d'être mon père et ma mère

A mes très chères sœurs FARIDA et OUIZA et LITICIA

A mes chers petits frères ABDEREZAK et TAHAR

A mon cher fiançais MOHAND SAÏD qui m'as beaucoup soutenu

A tous mes cousins et toutes mes cousines

A mon binôme avec qui j'ai partagé de longues heures de travail ainsi qu'à toute sa famille

A tous mes ami(e)s et collègues de la promotion 2016 option :  
CNS/ATM

A tous mes amis qui m'ont encouragé durant mon cursus universitaire et avec lesquels j'ai partagé des moments inoubliable

A tous ceux qui m'aiment et a tous ceux que j'aime

## Notation :

$\mathbf{R}_0$ : Le repère fixe lié à la terre

$\mathbf{R}_G$  : Le repère mobile lié au quadri rotor

$[\mathbf{x}, \mathbf{y}, \mathbf{z}]$  : Le système d'axes associé à  $\mathbf{R}_G$

$[\mathbf{X}, \mathbf{Y}, \mathbf{Z}]$  : Le système d'axe associé à  $\mathbf{R}_0$

$\boldsymbol{\eta}_2 = (\boldsymbol{\theta}, \dot{\boldsymbol{\theta}}, \boldsymbol{\psi})^t$  : Le vecteur de paramétrage de l'orientation

$\mathbf{R}(\mathbf{x}, \theta)$  : La matrice de rotation  $\mathbf{R}_G$  autour de l'axe X

$\mathbf{R}(\mathbf{y}, \theta)$  : La matrice de rotation  $\mathbf{R}_G$  autour de l'axe Y

$\mathbf{R}(\mathbf{z}, \Psi)$  : La matrice de rotation  $\mathbf{R}_G$  autour de l'axe Z

$\mathbf{R}_{xyz}$  : La matrice de passage

$\boldsymbol{\vartheta}_1$ : La vitesse linéaire

$\boldsymbol{\eta}_1 = (\mathbf{x}, \mathbf{y}, \mathbf{z})^t$  : Le vecteur position

$\boldsymbol{\vartheta}_2$ : La vitesse angulaire du quadri rotor exprimée dans  $\mathbf{R}_G$ .

$\dot{\boldsymbol{\eta}}_2 = (\dot{\boldsymbol{\theta}}, \ddot{\boldsymbol{\theta}}, \dot{\boldsymbol{\psi}})$ : la vitesse angulaire du quadri rotor exprimée dans  $\mathbf{R}_0$  .

$\mathbf{J}$  : La matrice jacobéenne.

$\mathbf{P}$  : Le poids du quadri rotor

$\mathbf{D}$  : La trainée

$\mathbf{L}$  : La portance

$\rho$  : La densité de l'air.

$C_L$ : Le coefficient de portance de l'air

$\mathbf{VR}$ : La vitesse de la pale dans l'air

$\mathbf{f}$  : La force de portance

$n$  : Le nombre de pales

$C_m$  : La corde de la pale

$\omega$ : La vitesse angulaire de la pale.

$R_1$ : Le rayon de pale.

$K_T$  : Le coefficient de portance ou de poussé

$C_D$ : Le coefficient de trainée de l'air

$K_M$ : Le coefficient de résistance

$m$  : La masse du drone.

$I_G$  : Le tenseur d'inertie.

$v$  : La vitesse linéaire au centre de gravité G.

$\Omega$  : La vitesse de rotation de fuselage par rapport à  $R_G$ .

$\vec{F}$  : Les forces extérieures.

$\vec{T}$  : Les moments extérieurs.

$\vec{Z}$ : Le vecteur unité de Z.

$g$  : la constante gravitationnelle.

$u$  : La poussée.

$\vec{e}_3$ : Le vecteur unité de  $\vec{e} = (\vec{e}_1 \vec{e}_2 \vec{e}_3)^t$  porté par Z.

$\vec{\sigma}_G$ : Le moment cinétique

$\vec{\Omega}$  : La vitesse angulaire dans le repère local

$M_{ext}$  : les moments extérieurs

$l$ : La distance entre le moteur et le centre de gravité.

$I_{xx}$ : La matrice d'inertie sur l'axe x.

$I_{yy}$  : La matrice d'inertie sur l'axe y.

$I_{zz}$  : La matrice d'inertie sur l'axe z.

$\dot{X} = f(X, U)$  : Le vecteur d'état

$h_d$  : L'altitude désirée

$t$  : le temps

$T_f^1$  : Le temps final du mouvement le long de  $z$

$T_f^2$  : Le temps final du mouvement le long de  $x$ .

$T_f^3$  : Le temps final du mouvement le long de  $y$ .

$F$  : La force de traînée due au vent

$\theta$  : Angle de tangage.

$\emptyset$  : Angle de roulis.

$\Psi$  : Angle de lacet.

$u_3$  : Commande du vol vertical suivant l'axe  $z$ .

$u_4$  : Commande de translation suivant l'axe  $x$  à travers  $\theta$ .

$u_5$  : Commande de translation suivant l'axe  $y$  à travers  $\emptyset$ .

$u_6$  : Commande du lacet.

$(x_d, y_d, z_d)$  : La trajectoire désirée.

$(x_r, y_r, z_r)$  : La trajectoire de référence.

$e$  : La variable d'erreur.

$\dot{e}$  : La dérivée de l'erreur.

$V, v(e)$  : La fonction de Lyapunov.

$k_{\emptyset 1}, k_{\emptyset 2}$  : Coefficients du roulis.

$k_{x1}, k_{x2}$  : Coefficients du tangage.

$k_{y1}, k_{y2}$  : Coefficients du roulis.

$k_{z1}, k_{z2}$  : Coefficients du vol vertical.

$k_{\theta 1}, k_{\theta 2}$  : Coefficients du tangage.

$k_{\Psi 1}, k_{\Psi 2}$  : Coefficients du lacet.

**N** : Le sous ensemble flou négatif.

**Z** : Le sous ensemble flou zéro.

**P** : Le sous ensemble flou positif.

**F** : Le sous ensemble flou faible.

**M** : Le sous ensemble flou moyen.

**G** : Le sous ensemble flou grand.

**F<sub>p</sub>** : La force générée par les 4 rotors

**K<sub>e</sub>** et **K<sub>de</sub>** : Les gains des entrées du contrôleur flou

**K<sub>2</sub>**: Le gain de sortie est **K<sub>2</sub>**

## **Introduction générale :**

Les drones, connu sous le terme de drone ou UAV (Unmanned Aerial Vehicle) est représenté par des avions sans pilote. Ils sont généralement utilisés pour obtenir de façon économique et efficace des renseignements sur divers objectifs et pour transmettre les données captées à des stations de contrôle spécialisées ou à d'autres moyens aériens. De plus, leur mission initiale de surveillance et de reconnaissance s'est transformée au cours de dernières années pour en faire un vecteur offensif capable d'attaquer des objectifs de surface ou de faire fonction de station mobile pour faciliter la transmission d'informations. Depuis plus d'un demi-siècle, les UAVs ont été conçus dans le domaine militaire.

Les premières recherches dans le domaine des UAVs datent de la première Guerre mondiale, l'objectif était de remplacer l'être humain lorsque la tâche à réaliser devenait pénible ou répétitive et surtout lorsqu'il s'agissait d'un environnement hostile où la sécurité du pilote n'était plus assurée. Les premiers appareils conçus avaient des dynamiques et des dimensions proches de celles des avions et ils volaient à une très haute altitude. [1]

Aujourd'hui, l'énorme progrès de l'électronique et de la technologie des capteurs et surtout la miniaturisation des composants électroniques et l'évolution des calculateurs numériques ont permis l'apparition d'une nouvelle génération de drones miniatures équipés de systèmes de commande embarqués. [1]

Parmi les engins volants de petites dimensions nous trouvons, les drones à quatre hélices qui sont des systèmes complexes et difficiles à commander à cause des forces aérodynamiques, des moments qu'ils subissent lors du vol et de leurs non-linéarités. L'intérêt de leur étude demeure bénéfique vu leur versatilité et leur manœuvrabilité dans l'air.

L'objectif de ce travail se situe essentiellement dans le cadre du développement des approches de la commande du quadrirotor connu sous le nom 'X4 Flyer'.

Ce système possède le nombre d'entrée de commande inférieur au nombre de degrés de liberté, donc c'est un système sous actionné, ainsi qu'il est caractérisé comme la majorité des systèmes dynamiques par son modèle difficile à établir, dont la résolution nécessite l'emploi d'outils mathématiques qui semblent être complexes.

Notre projet est composé de quatre chapitres structurés de la manière suivante :

## **Chapitre 01 : Etat de l'art des drones**

Nous présentons dans ce chapitre une initiation sur le monde des drones tout en décrivant les principales configurations, les modes de vol et le principe de fonctionnement du drone X4, ainsi les différents capteurs utilisés pour la localisation des paramètres du drone. Enfin, nous citons largement leurs applications dans les différents domaines.

## **Chapitre 02 : Modélisation du drone X4**

Ce chapitre sera consacré à la modélisation dynamique simplifiée pour le système à 6DDL (six degrés de liberté) fondée sur la méthode Newtonienne, tout en négligeant les forces aérodynamiques et les effets gyroscopiques.

## **Chapitre 03 : Commande par la technique du backstepping**

Cette partie est dédiée à l'application de la technique du backstepping pour la commande des mouvements suivant les trois axes. Cette méthode est une procédure récursive utilisant la méthode de Lyapunov dans la recherche de loi de commande et l'étude de la stabilité. Pour cela, il s'agit de choisir une fonction de l'état comme étant l'entrée d'un sous système et de procéder de la même façon récursivement jusqu'à l'obtention de la commande à appliquer au système global.

## **Chapitre 04 : Application de la commande backstepping-flou**

Ce dernier chapitre comporte les principes de base du contrôle flou. Au début, nous présentons uniquement les différents mécanismes du système d'inférence floue (SIF) avec les étapes de défuzzification, ensuite nous présentons l'étude que nous avons faite sur la robustesse du contrôle utilisé vis-à-vis des perturbations. Cette étude montre la flexibilité du backstepping en ce qui concerne les choix des commandes virtuelles. Dans ce contexte, deux solutions ont été proposées, l'une permet d'introduire une action intégrale dans les contrôleurs obtenus et l'autre de faire une combinaison entre les deux commandes "backstepping-flou". Afin d'assurer le rejet des perturbations, on introduit un contrôleur de type PI flou.

## Résumé :

Ce mémoire s'intéresse à l'étude de stabilisation d'un drone de type quadri rotor nommé X4

Nous nous sommes intéressés à la conception et l'implémentation des algorithmes de commande de mouvements du quadri rotor suivants les différents axes en se basant sur la théorie de LYAPUNOV et la technique de BACKSTEPPING

En ce basant sur le modèle dynamique des simulations sont effectuées à fin vérifier la conception des systèmes de commande et d'évaluer le bon fonctionnement du contrôleur.

Mots clés : quadri rotor, stabilisation, simulation, algorithmes, dynamique contrôleur

## صلىخص:

ويركز هذا الموجز على دراسة استقرار طائرة بدون طيار رباعية نوع الدوار اسمه X4 ونحن مهتمون في التصميم وتنفيذ خوارزميات التحكم في الحركة للرباعية الدوار محاور مختلفة على أساس نظرية بيبونوف وتقنية backstepping

كما تستند إلى نماذج المحاكاة الديناميكية يتم تنفيذها في نهاية التحقق من تصميم نظم مراقبة وتقييم أداء وحدة تحكم. كلمات البحث: رباعية الدوار، وتحقيق الاستقرار، والمحاكاة، والخوارزميات، تحكم الديناميكي

## Abstract:

This paper deals with the study of the stabilization of a four-rotor type of drone named X4. We are interested in the design and implementation of the algorithms for controlling the movements of the four-rotor following the different axes based on On the theory of LYAPUNOV and the technique of BACKSTEPPING Based on the dynamic model of the simulations are carried out to check the design of the control systems and evaluate the correct operation of the controller.

Key words: quadro rotor, stabilization, simulation, Algorithms, dynamic controller

**I-1 Introduction :**

Le mot drone est un terme militaire d'origine anglaise qui signifie bourdon ou bourdonnement en référence au bruit que font certains d'entre eux en volant, appelé aussi « UAV » (pour « Unmanned Aerial Vehicle », soit « véhicule aérien sans pilote » ou « UAS » pour « Unmanned Aerial System », soit « système d'aéronef(s) sans pilote(s) »). L'organisation de l'aviation civile internationale a quant à elle retenu l'appellation « RPA » (pour « Remotely Piloted Aircraft », soit « avion piloté à distance »).

L'OTAN (Organisation du Traité de l'Atlantique Nord), définit les UAV comme : «un véhicule aérien motorisé, qui ne transporte pas d'opérateur humain, utilise la force aérodynamique pour assurer sa portance, peut voler de façon autonome ou être piloté à distance, être non réutilisable ou récupérable et emporter une charge utile qui lui permet de réaliser des missions diverses et Variées. [22]

Ils furent initialement développés pour des besoins militaires afin d'accomplir des missions de surveillance, de renseignement ou de combat sans risque de pertes humaines En effet, ils sont bien adaptés pour la réalisation de missions qui mettraient potentiellement un équipage en danger , Leur emploi a commencé par tout ce qui touche à l'observation puis a été étendu à la poursuite d'objectifs ainsi qu'à la guerre électronique, et à la destruction de cibles, avant d'être ensuite utilisés pour des applications civiles telles que la surveillance d'urgence (incendies, avalanches, volcans...etc.), la surveillance du trafic autoroutier, la récolte de données météorologiques ou bien encore l'inspection d'ouvrages d'art.

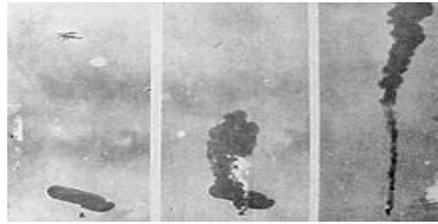
Dans ce chapitre nous allons voir leur historique et leur classification, exposer les différents types de drones, parler de leurs domaines d'application et leurs utilisations dans le domaine civil et militaire et terminer par deux exemples de drone en Algérie.

**I-2 Histoire de l'apparition et de l'évolution des drones :**

Les lourdes pertes humaines et matériels subies durant la première et la seconde guerre mondiale par les deux antagonistes furent l'origine de l'idée d'engins volant sans pilote, mais l'histoire des drones débuta bien avant ; [5] [29]

**I-2-1 Les ballons d'Autrichiens :**

le 22 août 1849 fût Le premier usage enregistré d'un véhicule aérien non-piloté pour warfighting quand les Autrichiens attaquèrent l'Italie « ville de Venise » avec des ballons non-pilotés chargés des explosifs (figure I.1).



**Figure I.1** : Les ballons "bombes".

### **I-2-2 les cerf\_volant :**

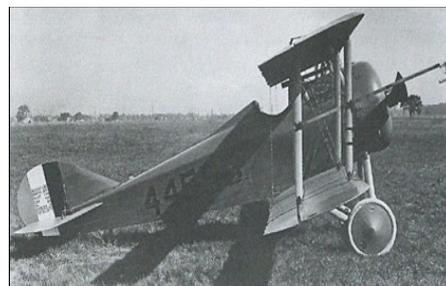
En 1883, Douglas Archibald attacha un anémomètre à un cerf volant et réussit à mesurer la vitesse du vent à des altitudes de 400m. Quelques années plus tard Arthur Batut équipa un cerf volant d'un appareil photo et réussit à prendre une photo, ce qui a donné naissance des premiers engins volant pour la surveillance et la détection

### **I-2-3 Pendant la première guerre mondiale :**

Le premier avion sans pilote, destiné à l'utilisation en tant que « torpille aérienne » ou ce qui serait maintenant appelé des « missiles de croisière », ont été construits pendant la première guerre mondiale. Le 12 septembre 1916, un avion automatique de Hewitt-Sperry, autrement connu comme « bombe de vol » fit son premier vol, démontrant le concept d'un avion non-piloté. Plus tard, en novembre 1917, l'avion automatique vola pour des représentants de l'armée des USA. Ceci a mené l'armée à commissionner un projet pour construire « une torpille aérienne » ayant pour résultat Bogue de Kettering (figure I.2.(a)) télécommandées par télégraphie sans fil et embarquant un gyroscope, qui vola la première fois en 1918 mais ce type d'avions n'a jamais été opérationnel sur le terrain. Après WW1, trois E-1 standards (figure I.2.(b)) ont été convertis comme bourdons.



(a)



(b)

**Figure I.2** : torpille aérienne de Kettering (a), standard E-1 (b).

En 1916, au Royaume-Uni, fut conçu l'Aerial Target, un projet d'avion-cible, par l'ingénieur Archibald Low . En 1917, aux États-Unis, le projet Hewitt-Sperry automatic airplane des ingénieurs Elmer Ambrose Sperry , Lawrence Sperry et Peter Cooper Hewitt se développe.

En France, le 2 juillet 1917 le pilote Max Boucher, fait voler un avion Voisin « sans l'intervention de l'homme » sur 1 km. Au début de l'année 1918, Georges Clemenceau, président de la Commission sénatoriale de l'Armée, lance un projet d'avions sans pilotes. Le capitaine Boucher améliore son système de pilotage automatique et le 14 septembre, il fait voler pendant 51 min sur un parcours de 100 km un avion Voisin BN3.

### **I-2-4 avant et pendant la seconde guerre mondiale :**

Le premier drone français stricto sensu a été conçu, réalisé et expérimenté dès 1923 à Étampes par l'ingénieur Maurice Percheron et le capitaine Max Boucher ; mais l'armée française ne trouva pas encore d'intérêt à cette nouvelle technologie ensuite des prototypes d'avions-cibles autonomes furent construits dans les années 1934-1938 au Royaume-Uni et aux États-Unis d'Amérique où le Radioplane OQ-2, qui était d'abord un jouet prenant la forme d'avion de taille réduite télépiloté, fut construit à plusieurs exemplaires avant de susciter l'intérêt de l'armée américaine.

La première production à grande échelle était le produit de Reginald Denny. Il servait avec les Anglais pendant la première guerre mondiale, il poursuivait son intérêt sur commande par radio d'avion modèle dans les années 30 aux états unis. en 1935, il démontra un bourdon de cible de prototype RP-1 (figureI.3.(a)) à l'armée des USA. En 1938, il commença le marketing aux amateurs en tant que Dennymite (figureI.3.(c)), et aux militaires avec son RP-2, et après des modifications en tant que RP-3 et RP-4(figureI.3.(b)) en 1939. En 1940, Denny et ses associés ont fabriqué à l'armée leur RP-4 commandé par radio, qui est devenu OQ-2 Radioplane. Ils ont pu fabriquer presque quinze mille engins pour l'armée pendant la deuxième guerre mondiale.



(a)

(b)

(c)

**Figure I.3 :** RP-1 de Denny (a), Denny RP-4 series (b), Denny Radioplane (c).

La marine des USA participait avec le Curtiss le « N2C-2 » en 1937 (figure I.4(a)) et pendant la guerre, les armées de l'air des USA (USAAF) acquerraient des centaines de drones de cible de Culver « PQ-8 » (figure I.4(b)), et des milliers dérivés améliorés de Culver PQ-8 au « PQ-14 » (figure I.4(c)). Les états unis ont également utilisé l'avion, y compris les bombardiers B-17 et B-24 modifiés pour le combat sur une petite échelle pendant la deuxième guerre mondiale en tant que torpilles aériennes.



(a)

(b)

(c)

**Figure I.4 :** Curtiss N2C-2 (a), Culver PQ-8 (b), PQ-14 (c).

L'armée allemande à son tour développa à partir de 1938 des recherches sur des vecteurs guidés à distance et prenant la forme de bombes planantes anti-navires, de bombes antichar radioguidées et surtout de véhicules à chenilles filoguidés et en 1943 le Goliath fut opérationnel, d'après le prototype confisqué à Adolphe Kégresse.

**I-2-5 la guerre froide :**

Le premier événement majeur pour le développement le plus intensif des drones eut lieu le 1<sup>er</sup> mai 1960. Un avion espion U-2 (figure I.5(a)) de l'armée américaine fut abattu par l'armée soviétique lors de sa mission de photographie dans l'espace aérien de l'URSS et son pilote fut capturé ensuite. Le 1<sup>er</sup> juillet de la même année, un RB-47 (figure I.5(b)) de reconnaissance fut aussi abattu par les soviétiques en survolant les frontières de l'union soviétique. Ces événements parmi d'autres ont poussé plus qu'avant le monde à l'idée de remplacer les avions-espions par des drones ou des satellites. L'URSS a également développé un certain nombre de drones de reconnaissance pendant la guerre froide, bien que tout fut masqué et gardé secret, les détails de ces avions sont peu clairs et contradictoires.[3]



(a)



(b)

**Figure I.5 :** Avion espion U-2 (a), RB-47 de reconnaissance (b).**I-2-5 La guerre du Vietnam :**

En 1962 la société « Ryan Aeronautical » modifia ses drones de cibles BQM-34 en drones de reconnaissance AQM-34 et 35 (figure I.6 (a)). Une série de ces engins de reconnaissance dérivés du Firebee (figure I.6 (b)), furent employées par les USA pour espionner Le Vietnam, La Chine, et La Corée du Nord entre les années 60 et 70.

Durant cette période, les américains développaient d'autres drones, à longue portée de reconnaissance et plus spécialisés dans le domaine tels que le Ryan « model 147 » (figure I.6(c)), et Lockheed « D-21 » (figure I.6(d)).



(a)

(b)

(c)



(d)

**Figure I.6:** AQM-35 (a), Ryan Firebee (b), Ryan 147 (c), Lockheed D-21 (d).

### I-2-6 les drones modernes :

Après les fortes pertes que les Israéliens avaient subies pendant la guerre du Kippour en 1972, ils se sont mis en quête d'une nouvelle solution pour éviter d'autres lourdes conséquences à l'avenir. La solution fut Grâce à Alvin Ellis, un passionné d'avions radiocommandés qui proposa d'équiper les petits drones d'une caméra optique. Les premiers modèles furent le "Mastiff" (figure I.7(a)) et le "Scout" (figure I.7(b)) d'une envergure de quelques mètres et capables d'embarquer 38 kg de charge utile pour une masse totale de 160 kg au lancement. En 1984, l'US Navy s'équipa du Pioneer (figure I.7(c)) dérivant du Scout israélien.



(a)

(b)

(c)

**Figure I.7:** Mastiff (a), Scout (b), Pioneer (c).

Les drones israéliens furent largement utilisés au cours de l'opération "Galilée" -l'invasion du Liban en 1982- en transmettant en temps réel des informations capitales pour les Israéliens. C'est à partir de 1991 que les Américains utilisèrent les drones à profusion lors de l'opération « Tempête du désert » au Koweït.

Dans les années 1990, la doctrine de la guerre « zéro mort » conduit à développer les projets de drones armés à travers le monde mais la toute première utilisation de ceux-ci a eu lieu durant la guerre Iran-Irak où l'Iran a déployé un drone armé de six RPG-7.

Dans les années 2000, le drone est de tous les conflits et opérations de maintien de la paix, dont au Kosovo ou au Tchad, lors des attaques aériennes américaines au Pakistan ou contre la piraterie maritime, par les Américains qui l'ont introduit en 2009. En juin 2014, les États-Unis autorisent le premier vol d'un drone à usage commercial, avec l'envoi d'un appareil en Alaska.

Le marché du drone est actuellement en pleine expansion, son chiffre d'affaires étant passé de 62 millions d'euros en 2012 à une estimation de 288 millions d'euros en 2015.

En 2016, les autorités néerlandaises annoncent avoir dressé des aigles et les avoir postés aux alentours de sites sensibles (installations militaires, centrales nucléaires) pour que ces derniers attrapent des drones voulant voler au-dessus du périmètre interdit, et les ramènent au sol.

### **I-3 le système drone :**

La mise en œuvre d'un ou de plusieurs drones fait appel à différents éléments, constituant un «système drones». Ce système a deux composantes [29]:

1-Un segment air ; lui même composé du drone, de sa charge utile et de son système de transmission.

2-Un segment sol ; constitué d'un ensemble de matériels, et d'un ou plusieurs hommes, ayant un degré d'intervention plus ou moins élevé.

On distingue encore dans le composant sol deux catégories de matériels :

- Ceux ayant trait au lancement et à la récupération des drones (catapulte, filets, etc.), et auxquels s'ajoutent les moyens techniques nécessaires à la maintenance et au reconditionnement des drones, exactement de la même façon que pour l'exploitation des avions.
- Ceux ayant trait à la conduite de la mission, et devant permettre d'assurer, au sein d'une «station sol» les fonctions suivantes :

-La gestion du vol et de la navigation (en temps réel si le drone est piloté du sol, ou en simple surveillance s'il est autonome)

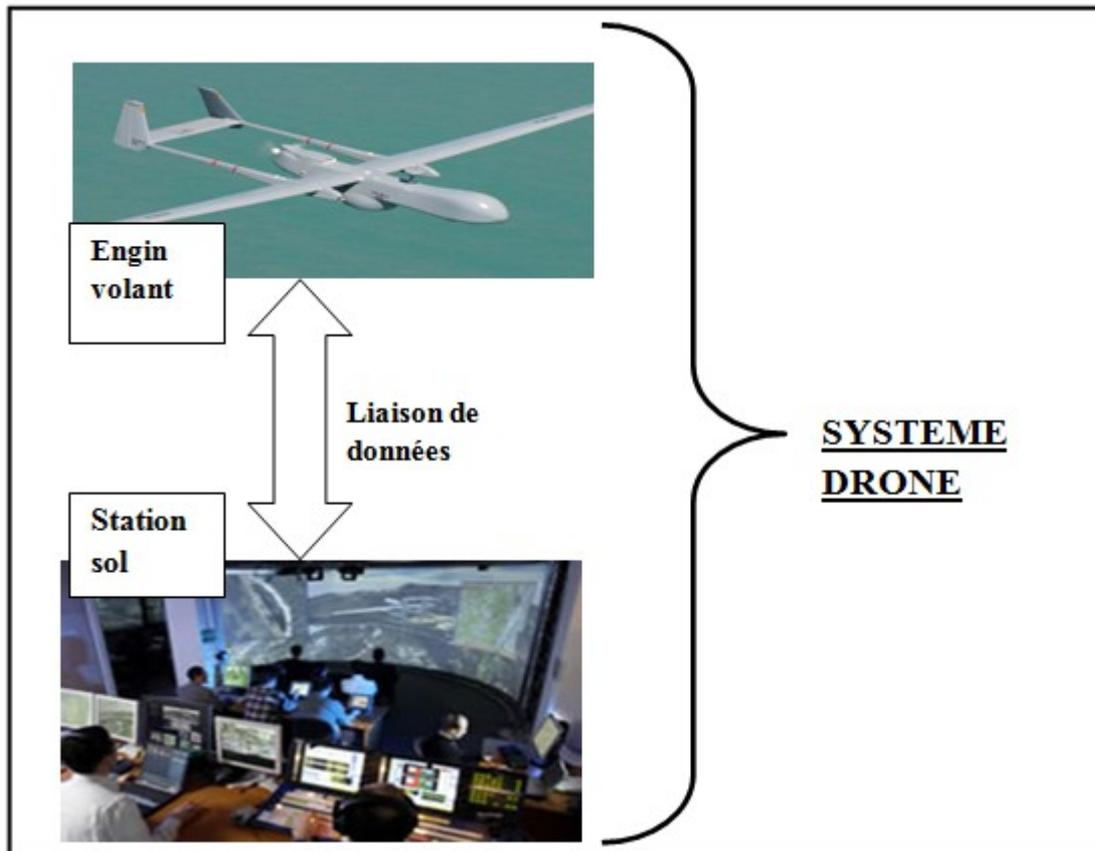
-La réception des données envoyées depuis le drone et, éventuellement, le décryptage.

-L'analyse et l'interprétation des données, leur éventuelle retransmission à un centre de décision ou d'intervention, ainsi que leur enregistrement.

La station de contrôle et de réception des données peut s'envisager, dans l'avenir, étant elle-même aéroportée (avions gros porteurs ou de combat).

L'ensemble de ces composantes intervient évidemment dans l'évaluation des coûts d'un «système de drones».

Le drone est parfaitement interactif avec le sol, il peut être autonome dans le cadre d'une mission simple



**Figure I.8 :** le système drone

#### **I-4 classification des drones :**

Les drones aériens peuvent être classés selon plusieurs critères :

##### **I-4-1 classification selon la taille :**

Les drones peuvent être classés en fonction de leur taille, de leur application ou les deux.

C'est la taille qui constitue le critère dominant. Ces catégories sont résumées ci-après [12] :

##### **A) Les drones HALE :**

Les drones HALE ; ‘‘Haute Altitude Longue Endurance’’ (de l'anglais High Altitude, Long Endurance), font partie de la classe de grande taille et le plus souvent à voilure fixe. Ayant une autonomie de plusieurs jours pour certains Ils sont chargés de missions de surveillance et de reconnaissance à haute altitude (jusqu'à 20km) .

Cette classe exige au sol une équipe d'opérateurs humains plus nombreuse que les autres classes pour l'analyse des informations. Ces drones ont une masse supérieure à 10 tonnes avec une envergure de 20 à 40m

La figure suivante présente les drones RQ-4B Global Hawk, construit par Northrop Grumman, et RQ-170 Sentinel, développé par Lockheed Martin



(a)



(b)

**Figure I-8:** (a) RQ-4B Global,(b)RQ-170 Sentinel

#### B) Les drones MALE :

Les drones MALE (Moyenne Altitude Longue Endurance) (de l'anglais Medium Altitude, Long Endurance), comme leur nom l'indique, ils sont utilisés pour des vols de plus longue durée à une altitude opérationnelle moyenne de 10 à 15 km et ayant une autonomie d'une trentaine d'heures. Ils sont déployés pour des missions de reconnaissance aériennes.

Leur masse est généralement inférieure à 10 tonnes, capables de voler jusqu'à 12000m dans un rayon d'action inférieure à 1000 km avec une vitesse qui varie entre 220 et 360 km/h.

La figure suivante présente les drones MQ-9 Reaper et MQ-1C Gray Eagle, tous les deux développés par General Atomics;



(a)



(b)

**Figure I.9:** MQ-9 Reaper (b) MQ-1C Gray Eagle**c) Les drones TUAV :**

Les drones TUAV (de l'anglais Tactical Unmanned Aerial Vehicles), Cette classe est caractérisée par une taille un peu grande avec une envergure d'environ 10m avec une masse qui peut atteindre jusqu'à 1 tonne, ayant une autonomie d'une dizaine d'heures et évoluant à moins de 5 000 mètres d'altitude. Ils sont destinés à surveiller le théâtre des opérations à petite échelle et à servir le cas échéant de relais de communication. Les capacités d'endurance requises pour ce genre de missions (de 1 à 8h) [28] privilégient les configurations à voilure fixe. Ils peuvent atteindre une vitesse de 700km/h dans un rayon d'action entre 30 et 500km pour un plafond de 500m.

La figure suivante présente les drones Hermes 450, construit par Elbit Systems, et RQ-7 Shadow, développé par AAI Corporation;



(a)



(b)

**Figure I.9:** (a) Hermes 450; (b) RQ-7 Shadow**D) Les Mini UAV :**

Les Mini UAV, sont de petite taille ; avec une envergure d'environ 50cm et une masse de 2 à 5 kg. Ils peuvent effectuer leurs missions avec une endurance un peu faible (30mn) dans un rayon d'action qui peut atteindre jusqu'à 10km. Ils sont destinés essentiellement pour la collecte des renseignements dans les combats rapprochés. Leur capacité de décollage et d'atterrissage verticaux rend leur application considérable dans des environnements encombrés.

La figure suivante présente les drones Bayraktar, construit par Baykar Makina, et Hovereye, développé par Bertin Technologies;



(a) Bayraktar



(b)Hovereye

**Figure I.10:** (a) Bayraktar; (b)Hovereye

**E) Les micros UAV :**

Les Micro UAV, Ces engins de petite taille ont une envergure inférieure à 15 cm, une masse inférieure à 500 grammes. Ils peuvent évoluer dans l'air jusqu'à une altitude de 100m avec une endurance d'une trentaine de minutes au maximum Cette classe de drones est caractérisée par le fait qu'une seule personne suffit aux opérations, et pouvant être contenus dans une sphère de 30 centimètres de diamètre. Ils sont en général propulsés électriquement. Leur avantage réside dans le fait qu'ils peuvent pénétrer même dans les immeubles. Le coût peu élevé des matériaux et des composants rend cette catégorie attractive afin de réaliser des applications civiles peu coûteuses. Dans le domaine militaire, ils sont envisagés à la reconnaissance ou l'observation d'une cible fixe

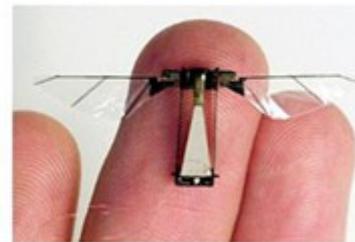
La figure suivante présente un bref aperçu de ce qui peut être fait en terme de miniaturisation des véhicules aériens, à savoir le drone Wasp, développé par AeroVironment, un drone de la gamme Proxflyer et un drone de type MFI (de l'anglais Micromechanical Flying Insect);



(a)



(b)



(c)

**Figure I-11:** (a) Wasp,(b) Drone Proxflyer,(c) Drone MFI

| Catégorie  | Drones   | Nom du drone                                    | Caractéristiques principales  |
|------------|--|---|---|
| HALE       |   | Global Hawk                                     | Envergure : entre 20 et 40 m<br>Masse : supérieure à 10 tonne<br>Endurance : entre 12 et 48 h<br>Altitude : entre 12000 et 20 000 mètres  |
| MALE       |   | RQ1-Predator                                    | Envergure : entre 10 et 20 m<br>Masse : jusqu'à 10 tonnes<br>Vitesse : 220 à 360 km/h<br>Endurance : entre 10 et 36 h<br>Altitude : entre 5000 et 12000m<br>Rayon d'action : jusqu'à 1000km |
| Tactique   |   | MQ-9_Reaper1                                    | Envergure : inférieure à 10m<br>Masse : inférieure à 1 tonne<br>Vitesse : entre 150 et 700km/h<br>Endurance : entre 2 et 8h<br>Rayond'action : jusqu'à 500 km                               |
| Minidrone  | <br> | Drone hélicoptère_monorotor<br><br>Quadrotor_X4 | Envergure : inférieure à 50cm<br>Masse : 2 à 5 kg<br>Vitesse : 50km/h à 70km/h<br>Endurance : 20 à 30mn<br>Rayon d'action: jusqu'à 10km   |
| Microdrone |   | Trirotor_Supaero                                | Envergure : inférieur à 15cm<br>Masse : inférieure à 2 kg<br>Endurance : jusqu'à 20mn<br>Altitude : inférieure à 100m   |

**Tableau.1.1** : Les catégories de drones selon leur taille.**1-4-2 Classification selon le fonctionnement aérodynamique :**

Le fonctionnement aérodynamique des drones fournit aussi une autre possibilité de classification. Ainsi, les drones peuvent être classés principalement en trois familles :

- à voilure fixe
- à ailes battantes (ornithoptères)
- à voilure tournante

**A)-Drones à voilure Fixe :**

Ces configurations sont constituées d'une paire d'ailes assurant la sustentation, un fuselage, une dérive et un empennage, la propulsion est assurée par une ou plusieurs hélices. Ces configurations offrent le plus d'autonomie, mais nécessitent une plateforme pour être opérées. Parmi les projets actuels, mentionnons Carolo P50 de l'Université technique de Braunschweig/Allemagne illustré par la figure I-12(a), ce mini drone est capable d'atteindre une vitesse de 65 kilomètres par heure à un plafond de plus de 100 mètres. Le drone avion eBee de Parrot illustré par la figure I-12(b) se déplace à une vitesse de 57 kilomètres par heure avec une autonomie de 45 minutes et de 96 centimètres d'envergure, ou encore le micro drone Black Widow d'AeroVironment en figure I-12(c) qui pèse 42 grammes avec une autonomie de 30 minutes et de 20 centimètres d'envergure.



(a)

(b)

(c)

**Figure I-12:** (a) Carolo P50- (b) eBee -(c) Techpod.

L'inconvénient principal de cette configuration est qu'elle n'autorise pas le vol stationnaire, des vols à basse vitesse et à basse altitude et aussi le besoin de piste de décollage ou d'atterrissage.

**B)-Drones à ailes battantes ou ornithoptères :**

Pour ces drones, la sustentation et le pilotage sont assurés grâce à des ailes battantes. Dotés d'une capacité de vol avec des trajectoires similaires à celles des insectes ou du colibri, et de vol stationnaire à basses vitesses, comme les voilures tournantes, ce qui est intéressant pour des missions en intérieur ou dans des espaces réduits. Ces configurations permettent des manœuvres agiles tout en étant plus discrètes que les voilures tournantes, ce qui représente un autre avantage certain pour les missions de reconnaissance ou de surveillance. Le micro Delfly illustré par la figure I-13 (a) ne pèse que 3 grammes et à une envergure de 10 centimètres avec une vitesse de déplacement de 18 kilomètres par heure. Parce qu'il avait aussi une caméra embarquée, il a été déclaré par le livre Guinness des records 2009 comme "le plus petit aéronefs équipés de caméra dans le monde".

Le Robobee de l'Université de Harvard en figure I-13(b) pèse 80 milligrammes et a 3 centimètres d'envergure. Cet engin volant utilise des matériaux particulièrement fins, suffisamment légers pour que ses ailes actionnées par des muscles artificiels battent à une allure de l'ordre de 120 fois par seconde, comme celles d'une mouche.



**Figure I-13 :** (a) Le micro Delfly,(b) Le Robobee

**C)-Drones à voilure tournante :**

Les engins à voilure tournante sont des appareils volants ayant la capacité de décoller, voler et atterrir verticalement (ADAV, en anglais Vertical Take-off and Landing aircraft ou VTOL) et donc n'ont pas besoin de piste de décollage ou d'atterrissage. 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. Ils peuvent réaliser une très grande variété de missions.



(a)



(b)

**Figure I-14 :** (a)Le X-UFO,(b) hélicoptère miniature



Voilures fixes

voilures tournantes

ailes battantes

**Figure I.15:** Catégories de drones selon la forme aérodynamique.

**I-5 Le quadri rotor :****I-5-1Présentation :**

Un quadri rotor est un robot mobile aérien à quatre rotors défini dans l'espace par 6 DDL (le quadri rotor a six degrés de liberté, trois mouvements de rotation et trois mouvements de translation). 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 quadri rotor 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).

L'hélicoptère à quatre rotors souvent appelé X4-Flyer possède certains avantages par rapport aux hélicoptères conventionnels. En raison de sa symétrie, ce véhicule est dynamiquement élégant, simple à dessiner et à construire. En fait, il est plus aisé de réaliser un vol stationnaire avec quatre forces de poussées opérant à une même distance du centre de masse qu'avec une seule force de poussée agissant sur le centre de masse. De plus, les pales peuvent être protégées par un carénage, ce qui rend leur utilisation plus sûre que celle des hélicoptères conventionnels, qui sont dangereux à utiliser dans des espaces réduits à cause des pales tournantes non protégées.

**I-5-2 Description d'un drone quadri rotor :**

La photo ci-dessous représente « le X4 Flyer » ; un micro hélicoptère à quatre hélices installées sur une croix en fibre de Carbone. C'est un drone hélicoptère à quatre rotors de 68 cm x 68 cm de dimension globale qui peut porter une charge de 2 kg, d'envergure de 50 cm avec une durée d'autonomie de 30 mn maximum. Chaque extrémité de la croix dispose d'un rotor comprenant un moteur électrique et une hélice bipale carénée. Au milieu se trouve un cyclique central contenant l'électronique embarquée, les caméras et les batteries (figure I-16).



**Figure I-16:** Photo d'un quadrirotor.

## **I-6 Constitution du drone :**

### **I-6-1 La motorisation :**

Les propulseurs du drone X4 sont composés d'un moteur à courant continu de type Brushless, un variateur et une hélice. Ils représentent le cœur même du drone X4 et leur consommation dépend de l'autonomie de vol du X4 (figure 1.17 (b, c, d)).

#### **A) Le moteur électrique :**

Pour choisir correctement un moteur, plusieurs paramètres entrent en compte :

- Le KV : nombre de rotations par minute du moteur pour 1 volt. Généralement, plus un moteur tourne vite moins il a de couple, et inversement. Un moteur avec un KV bas, pourra donc supporter de plus grandes hélices qu'un moteur à KV élevé.
- La puissance max en continu (exprimée en Ampères ou en Watts) : Lorsque on choisit le moteur on doit choisir à quel voltage on l'alimentera et vérifier quel type d'hélices lui convient afin de ne pas dépasser les limites.
- le rendement : La qualité des roulements, des aimants, du bobinage, ou encore le nombre de pôles magnétiques jouent un rôle essentiel. La taille des hélices et le voltage choisi pour l'alimentation ont aussi leur importance.

Les moteurs utilisés dans le drone sont des moteurs de type Brushless BLDC (Brushless Direct Courant), ils entrent dans la catégorie des moteurs synchrones, ce qui signifie que le champ magnétique créé par le stator et celui généré par le rotor tournent à la même fréquence (figure I-17-(c)), ces moteurs ont une inertie réduite, une réduction au niveau de la

consommation du courant lors du démarrage néanmoins, ils nécessitent un circuit de commande complexe et bien cher.

B) L'hélice :

Les hélices d'un moteur électrique représentent l'ensemble de pales disposées autour d'un moyeu dans le système propulsif, les paramètres caractéristiques des hélices sont : le rendement (dû à son glissement dans l'air), le diamètre et le pas (distance théorique parcouru en 1 tour complet).

C) Les batteries :

Les batteries sont la source principale d'énergie du drone, elles alimentent la partie motrice mais aussi la partie automate et intelligence embarquée (figure I-17(a)). Il ya une grande importance à l'étude énergétique et l'économie de celle-ci afin d'obtenir une autonomie plus importante, les caractéristiques principales qui sont recherchées sont : un poids le plus faible possible, une capacité nominale maximale et une tension nominale.



(a)

(b)

(c)

(d)

**Figure I.17 :** Batterie (a), hélice (b), moteur électrique (c), variateur (d).

### I-6-2 Systèmes électroniques [29] :

Ensemble des systèmes qui permettent :

- la navigation : compas, centrale à inertie, GPS, récepteur VOR-DME, etc.
- le pilotage et le contrôle du vol : indicateurs de vitesse, d'attitude, altimètre, variomètre, paramètres moteurs, etc.
- les communications

- la connaissance de l'environnement du vol : radar météorologique, systèmes anticollision, etc.

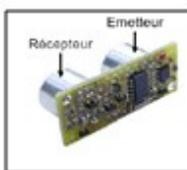
### I-6-2-1 Les capteurs :

Les capteurs servent principalement à effectuer des mesures tridimensionnelles (position, vitesse, accélération, orientation), ces mesures permettent d'alimenter des entrées de la commande en temps réel, ils sont délivrées par la centrale inertielle et les capteurs ultrasons ainsi que d'autres capteurs.

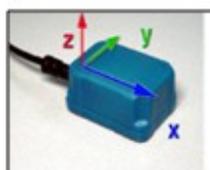
#### A) Les capteurs à ultrasons :

Un capteur à ultrasons est composé de trois compartiments :

- Emetteur
- Récepteur
- Microcontrôleur PIC



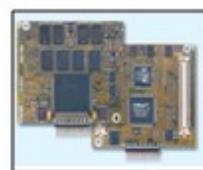
(a)



(b)



(c)



(d)



(e)

**Figure I.18:** Capteur à ultrason (a), centrale inertielle (b), carte micro contrôleur (c), GPS (d), camera (e).

Ils servent à détecter l'obstacle et à mesurer la distance de séparation entre l'obstacle et le drone, ils présentent l'avantage d'être relativement peu chers et fonctionnent dans des

circonstances habituelles, l'inconvénient est que leur portée est très limitée, car les plus précis ont une portée maximale de 6m (figure1.18(a)).

### **B) Les Cameras :**

C'est le capteur le plus riche en données existés. En générale, nous pouvons classer les cameras en deux catégories.

- Caméra numérique (figure 1.18(e)).
- Caméra analogique.

### **C) Localisation par le GPS :**

Global Positioning System (GPS) (figureI-18 (d)), système de positionnement général, est un système de positionnement par satellite assez précis. L'utilisation de la localisation par le système GPS est très vaste ; elle touche plusieurs domaines :

- Le transport aérien.
- Le transport maritime.
- Etude géographique.
- Assistance aux équipes de secours.

### **D) La centrale inertielle :**

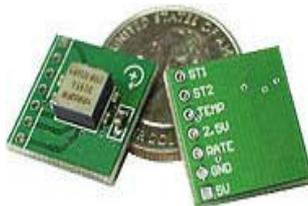
La centrale inertielle (figure I-18(b)) est une carte intégrant trois types de capteurs formant un trièdre orthogonale :

- Gyroscope

- Magnétomètre
- Accéléromètre
- Gyroscope : ses capteurs permettent de mesurer les orientations sur les trois axes (figure I-19(a)).
- Accéléromètre : un accéléromètre mesure l'accélération suivant un seul axe (figure I-19(b)).
- Magnétomètre : un magnétomètre est un appareil qui sert à mesurer l'aimantation d'un système (figure I-19(c)).



(a)



(b)



(c)

**Figure I.19 :** Gyroscope (a), accéléromètre (b), magnétomètre (c).

Ces capteurs servent à mesurer en temps réel les mouvements du drone (accélération, vitesse angulaire), en intégrant la mesure de l'accélération triaxiale donnée par l'accéléromètre, nous récupérons la mesure de la vitesse ; en intégrant une deuxième fois nous aurons la position. Ainsi, pour déterminer l'orientation on utilise directement les données filtrées de la centrale inertielle (figure I-18 (b)).

### **I-7 Règlements :**

Il existe différents types de pilotages [22] :

- ❖ Le pilotage à vue : aéronef à moins de 100m de la télé pilote, vue directe sur l'aéronef.
- ❖ Le pilotage hors vue : plus de 100m de la télé pilotée, guidage par retour vidéo.
- ❖ Le vol automatique : vol selon des paramètres prédéfinis.

La Direction Générale de l'Aviation Civile a également décrit et segmenté différents scénarios de vol tels qu'il suit :

A- Scénario S1 : opération en vue directe de la télé pilotée se déroulant hors zone peuplée, à une distance horizontale maximale de 100 mètres de la télé pilotée.

B- Scénario S2 : opération se déroulant hors vue directe, hors zone peuplée, dans un volume de dimension horizontale maximale de rayon d'un kilomètre et de hauteur inférieure à 50 m du sol et des obstacles artificiels, sans aucune personne au sol dans cette zone d'évolution.

C- Scénario S3 : opération se déroulant en agglomération ou à proximité de personnes ou d'animaux, en vue directe et à une distance horizontale maximale de 100m de la télé pilote.

D-Scénario S4 : activité particulière (relevés, photographies, observations et surveillances aériennes) hors vue directe, hors zone peuplée et ne répondant pas aux critères du scénario S2.

### **I-8 Domaine d'application du drone :**

#### **I-8-1 Domaine militaire :**

Les drones ont d'abord été utilisés au profit des forces armées ou de sécurité d'un État, ou leurs premières applications étaient dans les tâches dites « 3D » : dirty, dull, dangerous (Sales / Monotones / Dangereuses) [29] [1] ;

-La surveillance et le renseignement par imagerie.

-Le support au combat : imagerie, relais de communication, brouillage...etc.

-Missions spécifiques à haut risque (zones inaccessibles à l'homme).

-Le combat proprement dit grâce à leur capacité de faire fonction des bombardiers et les chasseurs

#### **I-8-2 Domaine civil :**

L'utilisation des drones civils représente une petite révolution dans l'exploitation de l'espace aérien et dans l'imagerie aérienne. En quelques années, il a évolué énormément et permis de

répondre à une multitude de besoins spécifiques à de nombreux professionnels. Bien plus qu'un loisir, il s'agit d'un outil à part entière et il a su se rendre indispensable. On le trouve aujourd'hui dans de nombreux domaines d'activité

### **A)-Application pour des missions scientifiques :**

- Missions dangereuses (détection de gaz toxiques, radiations)
- Dénombrement des grands animaux et suivi des espèces
- La récolte de données d'intérêt météorologique ou en environnement difficile (en zone de risque NRBC « nucléaire, radiologique, bactériologique et chimique »),

### **B)-Surveillance civile :**

- Surveillance des cultures et épandage agricole.
- Surveillance forestière, de la faune et de la flore.
- Surveillance de territoire réglementée (chasse, pêche...) .
- Surveillance de chantiers routiers, ferroviaires, bâtiments et travaux publics.
- Surveillance maritime (voies maritimes, trafic de drogue, clandestins, détection des pollutions par hydrocarbures, localisation pour sauvetage).
- Surveillance urbaine, des manifestations, ainsi que des frontières.
- Inspection des ouvrages d'art tels les ponts, les viaducs, les barrages.
- Surveillance des oléoducs, gazoducs, caténaires, lignes à haute tension.
- Surveillance du trafic routier et du transport de matières dangereuses.

### **C)-Surveillance d'urgence :**

- Incendie de forêts, avalanches, , volcans, tornades.
- Recherche et sauvetage.
- Evaluation des dégâts en cas de catastrophe naturelle (inondation, tempête, marée noire,...).

**I-9 Avenir des drones :**

Grâce aux techniques de miniaturisation et à la baisse des coûts, les drones croissent et se multiplient, tant dans le secteur militaire que dans le civil, affirme l'Institut international d'études stratégiques (IISS).

L'avenir appartient aux drones. Ces appareils sans pilote ne sont plus, comme hier, l'apanage des seules forces armées de l'ouest, ils deviennent accessibles à un nombre croissant de pays grâce aux barrières technologiques qui tombent les unes après les autres [22].

**I-10 Exemples de drones en Algérie :**

- Amel est un drone de conception algérienne une fois opérationnel en octobre 2013, le drone a une autonomie de vol de 6 heures sur une distance de 200 km et accomplit ses missions à 3 500 m d'altitude de sa cible. Deux caméras sont intégrées dans l'avion.

La première pour le pilotage et la seconde pour ses missions. Cette dernière est dotée d'une capacité de balayage optimisé. L'autre particularité majeure du drone est son système de guidage et de transmission des renseignements collectés hautement sécurisé.[22]

-AL fajer L-10 est un drone construit par l'Algérie qui peut servir à plusieurs usages civils et militaires. De type HALE, il peut voler jusqu'à 7 000 m d'altitude avec une autonomie de 36 heures. Il a une envergure de 2,3 m de long et peut supporter une charge de 70 kg grâce à une puissance de 32 CV.

**I-11 Conclusion :**

Dans ce chapitre, nous avons commencé par leur histoire pour voir la façon dont ils ont évolué à travers le temps. Par la suite nous avons cité les différentes catégories de drones puis nous avons expliqué le principe de fonctionnement avec ses modes de vol et les capteurs qu'il utilise pour effectuer un vol autonome. Enfin, nous avons cité quelques applications des drones dans les deux domaines, civil et militaire et deux exemples de drone en Algérie

## II-1-Introduction :

L'étude dynamique d'un engin volant dans l'espace en temps continu nécessite un développement du modèle mathématique pour les forces et les moments qui agissent sur cet appareil, l'établissement de ce modèle est obtenu par l'application des lois fondamentales de la mécanique.

Ce deuxième chapitre est consacré à la modélisation dynamique en vue de la commande du système quadri rotor. Après avoir donné les différents repères utilisés, les angles d'Euler et la matrice de passage, nous mettons en évidence le modèle d'état adopté à ce système.

## II-2-Les mouvements du quadri rotor :

### II-2-1-Sens de rotation des voilures tournantes :

Le micro hélicoptère à quatre hélices possède quatre rotors pour se sustenter. Il est constitué de deux pales à pas fixe accouplées à des moteurs à courant continu. Pour contrer un mouvement de lacet, il est nécessaire de faire tourner deux hélices dans un sens et deux autres dans l'autre sens. Les moteurs un et trois tournent donc dans un sens opposé au moteur deux et quatre (figure II .1) ce qui permet d'obtenir à vitesse égale un couple d'anti-rotation nul afin que le micro hélicoptère ne tourne pas dans le plan  $(x, y)$  (figure II .2) De plus, pour faciliter la gestion des commandes et les calculs, le rotor numéro 1 est choisi comme l'avant .

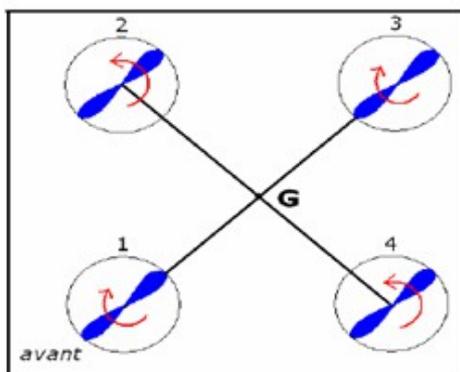


Figure II .1 : Sens de rotation du drone

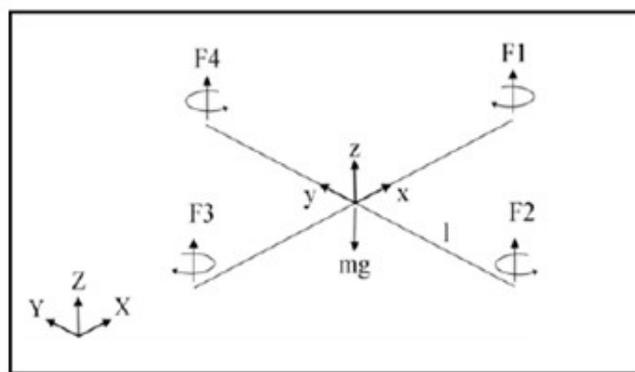
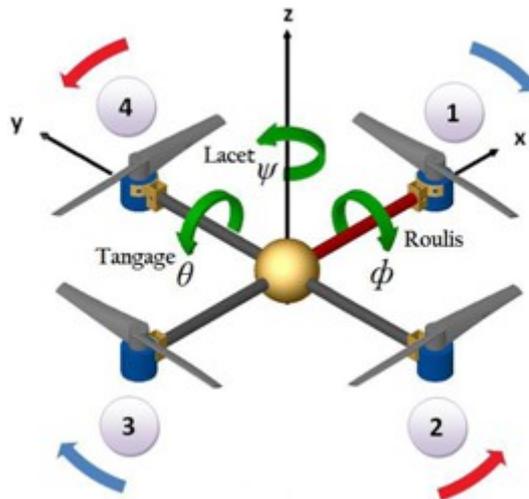


Figure II .2 : Repère du système

**II-2-2 Les principaux mouvements du quadri rotor :**

Le quadri rotor a cinq mouvements principaux :

- Mouvement vertical (les gaz)
- Mouvement de roulis
- Mouvement de tangage
- Mouvement de lacet
- Mouvements de translation

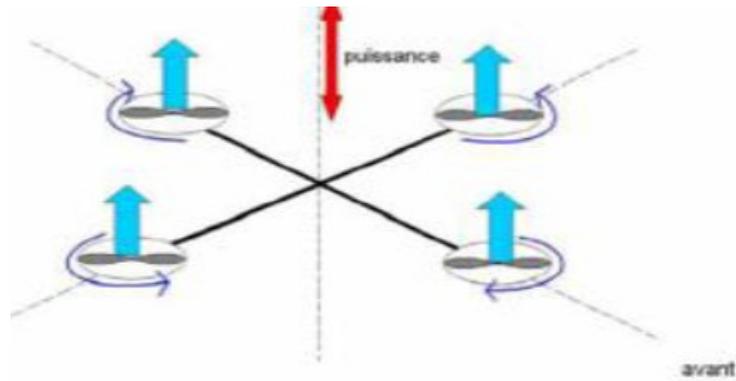


**Figure II .3:** Illustration des principaux mouvement du quadri rotor

**II-2-2-1) Les gaz (mouvement vertical) :**

Afin de planer, toute la force de portance devrait seulement être le long de l'axe z avec une grandeur exactement opposée à la force de pesanteur. D'ailleurs, la force de portance créée par chaque rotor doit être égale pour empêcher le véhicule de renverser plus. Par conséquent, la poussée produite par chaque rotor doit être identique.

Le mouvement ascendant et descendant est obtenu par la variation de la vitesse de rotation des moteurs (par conséquent la poussée produite), si la force de portance est supérieure au poids du quadri rotor le mouvement est ascendant, et si la force de portance est inférieure au poids du quadri rotor le mouvement est descendant.



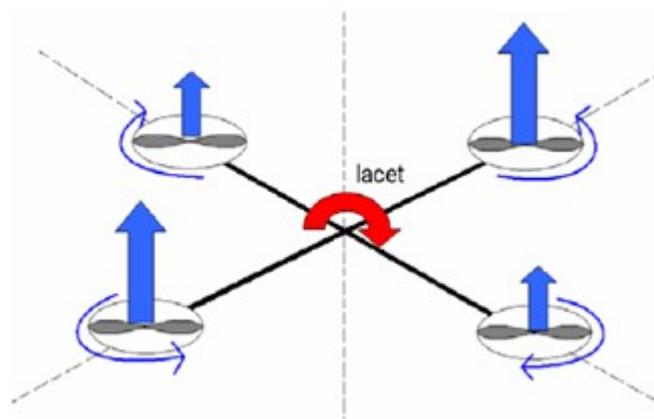
**Figure II.2** : Illustration du mouvement vertical

### II-2-2-2) Le mouvement Lacet :

La rotation autour de l'axe z est appelée lacet. Lorsque les moteurs tournent à vitesse égale le couple d'anti-rotation est nul et l'hélicoptère ne tourne pas.

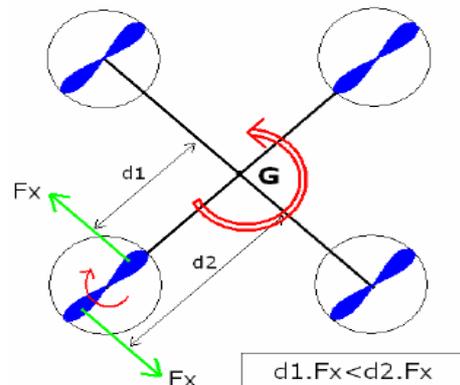
On réalise cette manœuvre (mouvement de lacet) en agissant sur les moteurs par paires : on diminue la vitesse de rotation des deux moteurs face à face (avant et arrière) et on augmente la vitesse des deux autres (gauche et droit).

Dans notre cas pour modifier l'angle de lacet, il faut faire varier la vitesse de rotation sur le couple d'hélices un et trois ou deux et quatre en fonction de l'angle désiré sur le lacet.



**Figure II.3** : Illustration du mouvement de lacet

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



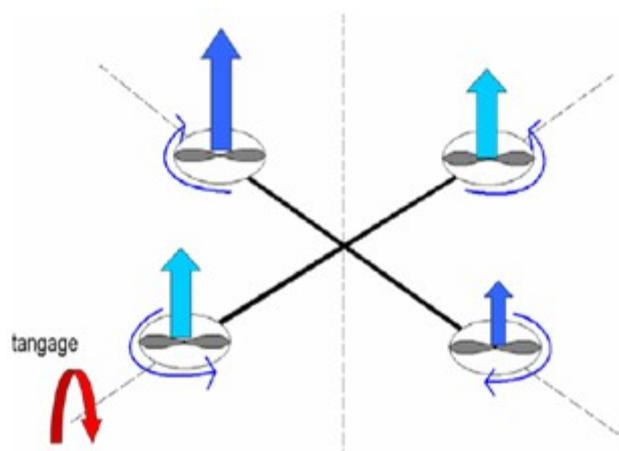
**Figure II.4 :** Forces aérodynamiques

### II-2-2-3) Le mouvement Tangage :

La rotation autour de l'axe y est appelée tangage.

Les moteurs avant et arrière permettent de garder une assiette stable sur cet axe. Si le quadricoptère est orienté vers l'arrière, il faut donner plus de vitesse au moteur arrière et baisser celle du moteur avant.

Dans notre cas une variation de l'angle de tangage est obtenue grâce à un écart de vitesse entre le moteur un et trois



**Figure II.5:** Illustration du mouvement de tangage

#### II-2-2-4) Le mouvement de roulis :

Ce mouvement se produit suite à une rotation autour de l'axe X en agissant sur les moteurs gauche et droit. Par exemple, si le quadri-rotor penche à gauche, on augmente la vitesse du moteur gauche tout en diminuant celle du moteur droit.

Dans notre cas une variation de l'angle de roulis est obtenue grâce à un écart de vitesse entre le moteur deux et quatre

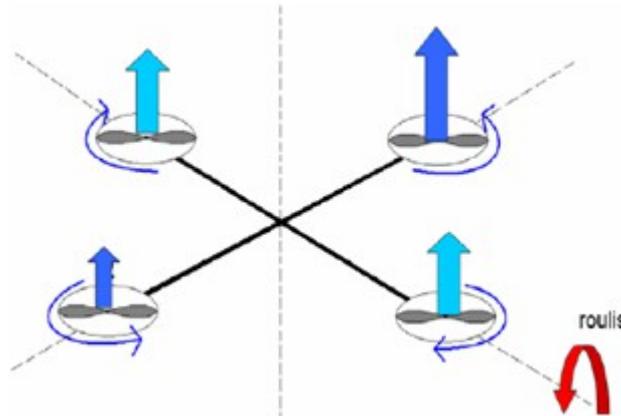


Figure II.6: Illustration du mouvement de roulis

#### II-3-Modes de vol :

Le quadri rotor peut évoluer dans l'air en exécutant trois modes de vol :

- ❖ Vol stationnaire (immobile par rapport à l'air).
- ❖ Vol vertical (en montée ou en descente).
- ❖ Vol de translation de façon horizontale ou inclinée.

##### A-Vol stationnaire

On dit qu'un appareil est en vol stationnaire lorsqu'il demeure à une altitude constante par rapport au sol avec une vitesse de translation pratiquement nulle. Le quadri rotor a la liberté de faire des rotations autour de l'axe du lacet en ce mode de vol. Le vol stationnaire est obtenu que lorsque la valeur de la force sustentatrice des moteurs soit égale et opposée à celle de la pesanteur en absence de perturbations externes.

**B-Vol de translation :**

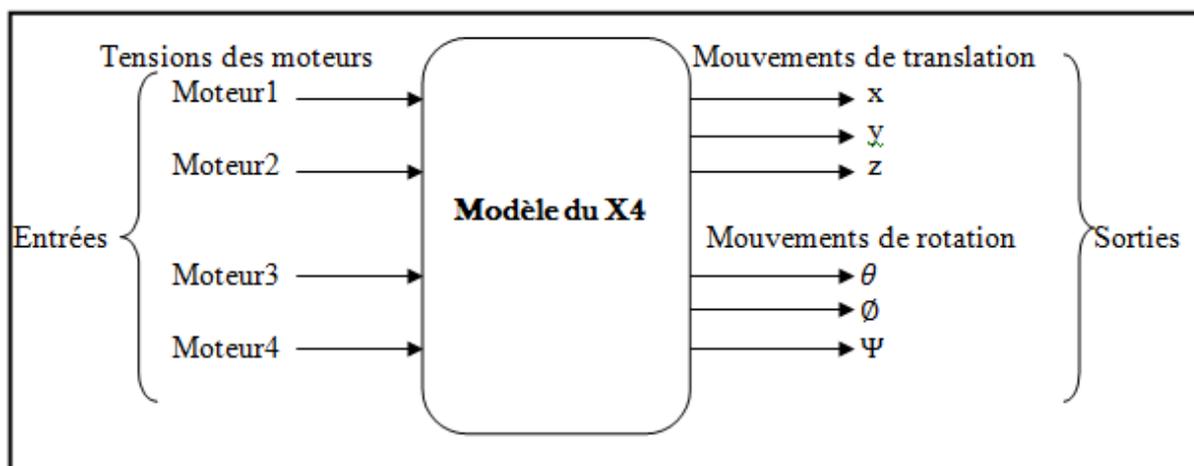
La réalisation de déplacement se fait par l'inclinaison de la résultante de la force aérodynamique de l'engin afin de créer une force de traction horizontale, latérale ou les deux. En effet, l'engin pourra se déplacer en avant, en arrière ou sur le coté.

**C-Vol vertical**

Le vol vertical est la résultante de la force aérodynamique et la force de pesanteur. Ces deux forces ayant la même direction mais de sens opposés, le vol est ascendant lorsque la force aérodynamique est supérieure au poids de l'appareil et l'inverse pour le descendant.

**II-4-Le modèle dynamique du quadri rotor :**

On définit le drone X4 par un modèle dynamique dont ses évolutions spatiales sont les sorties et la tension de chacun de ses quatre moteurs sont les entrées, (figure II.7).



**Figure II.7 :** Modèle du drone X4

**II-4-1) Les hypothèses du modèle :**

La modélisation des robots volant est une tâche délicate puisque la dynamique du système est fortement non linéaire et pleinement couplée. Afin de pouvoir comprendre au mieux le modèle dynamique développé ci-dessous, voila les différentes hypothèses de travail :

Hypothèse 1 : La masse du drone est constante (2kg).

Hypothèse 2 : La structure du quadri rotor est supposée rigide et symétrique, ce qui induit que la matrice d'inertie sera supposée diagonale

Hypothèse 3 : Les hélices sont supposées rigides pour pouvoir négliger l'effet de leur déformation lors de la rotation

Hypothèse 4 : Les forces de portance et de traînée sont proportionnelles aux carrés de la vitesse de rotation des rotors, ce qui est une approximation très proche du comportement aérodynamique.

Hypothèse 5 : Le centre de masse et l'origine du repère lié à la structure coïncident.

## II-5 Le repère inertiel et le repère local :

Pour évaluer le modèle mathématique du quadri-rotor on utilise deux repères, un repère fixe lié à la terre « » et un autre mobile « » fixé au centre de masse de l'objet volant.

### II-5-1) Repère inertiel terrestre (ECI)

Le repère inertiel terrestre (ECI – Earth Centered Inertial) noté est un repère orthogonal dont l'origine coïncide avec le centre de masse de la Terre et dont les axes Y et Z sont orientés respectivement en direction de l'axe de rotation de la Terre

Un repère inertiel est un repère qui ne tourne ni accélère par rapport au reste de l'univers et dans lequel le théorème fondamental de la mécanique s'y applique

- On associe à le système d'axe [X, Y, Z], (figure.II.8).

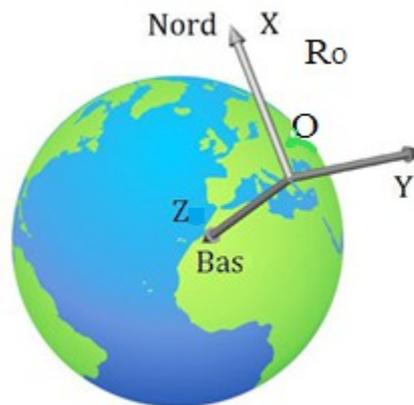
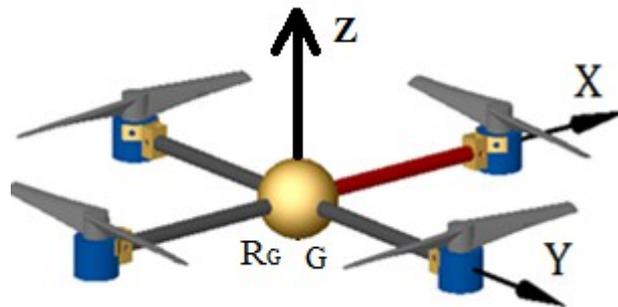


Figure II.8 : Le repère inertiel

**II-5-2) Repère du mobile :**

Le repère du mobile (en anglais : body frame) noté  $R_G$  est un repère orthogonal fixé au cadre rigide du quadri rotor et dont l'origine coïncide généralement avec le centre de masse de ce dernier, On associe à  $R_G$  le système d'axes  $[x, y, z]$ . (figure.II.9).

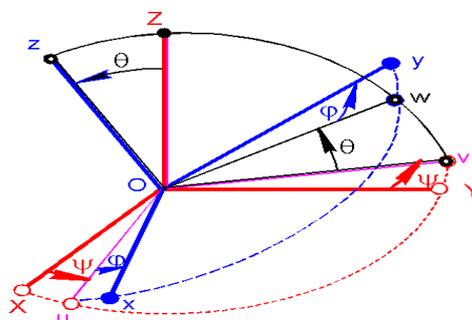


**Figure II.9 :** Le repère local

**II-6 Les angles d'Euler :**

les angles d'Euler permettent d'obtenir la matrice de rotation globale par trois rotations élémentaires autour des axes  $x, y$  et  $z$  ; les axes relatifs au repère lié à l'objet. Le paramétrage de l'orientation s'effectue par le vecteur  $\theta := (\psi, \theta, \phi)^t$ , avec  $\theta$  les angles d'Euler du quadri rotor X4 (figure II.10).

Au début le repère mobile est coïncide avec le repère fixe, après le repère mobile fait un mouvement de rotation autour de l'axe  $x$  d'un angle de roulis suivi d'une rotation autour de l'axe  $y$  d'un angle de tangage suivi d'une rotation autour de l'axe  $z$  d'angle de lacet. Les angles d'Euler varient dans le temps mais pour simplifier l'écriture, seront notés



**Figure II.10 :**  
Les appellations de ces

Définition des angles d'Euler.  
angles en aéronautique sont :

- Rotation du repère  $(x, y, z)$  autour de X Appelé angle de roulis ou la

gite.  $(-\pi/2 < \theta < \pi/2)$

- Rotation du repère  $(x, y, z)$  autour de Y : Appelé angle de tangage ou assiette.

$(-\pi/2 < \theta < \pi/2)$

- Rotation du repère  $(x, y, z)$  autour de Z : Appelée embardée, angle de lacet

ou aussi cap (angle positif avec direction vers l'est).  $(-\pi < \psi < \pi)$

## II-7 Matrice de passage :

Considérons le vecteur  $X = (x, y, z)^T$  représentant la position du centre de masse du véhicule dans le repère inertiel du X4. La relation entre le repère du X4 noté  $(x, y, z)$  et le repère inertiel noté  $(X, Y, Z)$  peut être donnée par une matrice de rotation orthogonale de dimension 33.

Une matrice de passage (encore matrice de changement de base ou matrice d'orientation générale) est la matrice obtenue par la combinaison (multiplication) des trois matrice de passage du repère fixe au repère mobiles suivantes [1] :

$R(x) =$ ,  $R(y) =$ ,

$R(z) =$

$R(x)$  : matrice de rotation autour de l'axe X

$R(y)$  : matrice de rotation autour de l'axe Y

$R(z)$  : matrice de rotation autour de l'axe Z

En multipliant les trois matrices, on obtient :

$$R_{xyz} = R(x) \cdot R(y) \cdot R(z)$$

$$R_{xyz} = \quad (2.1)$$

$$D'où : R_{xyz} = \quad (2.2)$$

## II-8 Transformation des vitesses :

### II-8-1) Vitesses linéaires :

L'expression de la vitesse linéaire dans le repère fixe en fonction de la vitesse linéaire dans le repère mobile est donnée par :

$$= R_{xyz} \quad (2.3)$$

Avec :

: La vitesse linéaire du quadri rotor exprimée dans le repère local.

= ()' le vecteur position du centre de gravité du quadri rotor par rapport au repère inertiel .

### II-8-2) Vitesses angulaires :

L'expression de la vitesse de rotation dans le repère fixe est exprimée en fonction de la vitesse de rotations  $\phi, \theta, \psi$  dans le repère mobile est donnée par :

$$= J \quad (2.4)$$

Avec :

: La vitesse angulaire du quadri rotor exprimée dans le repère local.

= (.): la vitesse angulaire du quadri rotor exprimée dans le repère inertiel.

$J$  : est la matrice jacobéenne.

## II-9 Effets physiques agissants sur le quadri rotor :

### II-9-1) Les forces agissant sur le quadri rotor :

**A) Le poids du quadri rotor** : il est donné par  $P = mg$ , où :  $m$  est la masse totale et  $g$  la gravité.

**B) Forces aérodynamiques**

Une pale de rotor est une surface tournante en rotation autour d'un axe. C'est un dispositif aérodynamique destiné à créer un déplacement des molécules du fluide dans lequel

il se déplace pour exploiter les différences de pression qui en résultent. L'écoulement de l'air autour d'une pale comme pour une aile crée une force aérodynamique qui se décompose en deux forces :

- Une force parallèle à la vitesse de l'air et de même sens, la traînée  $D$ .
- Une force perpendiculaire à la vitesse de l'air, la portance  $L$ .

La somme vectorielle de ces deux forces constitue la résultante des forces aérodynamiques.

### B-1) Force de portance

La pale se comporte comme une aile tournante de sorte que chaque élément de la pale  $d$  reste en contact avec le flux d'air avec une vitesse  $V_R$  induisant une force de portance [17] :

$$dL = \rho C_L d s \quad (2.5)$$

Avec :

- $\rho$  : la densité de l'air.
- $C_L$  : le coefficient de portance de l'air, il dépend de la forme du profil et de l'angle d'attaque ( $\alpha$ ), (figure 2.5).
- $V_R$  : la vitesse de la pale dans l'air.

Ainsi, pour un propulseur à  $n$  pales (2 pour le X4), la force de portance qu'on note est :

$$L = n \rho C_L s R^2 \omega^2 \quad (2.6)$$

$$L = n \rho C_L s R^2 \omega^2 \quad (2.7)$$

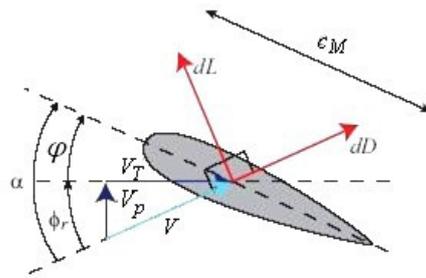
avec :

- $s$  : la corde de la pale (les pales sont similaires).
- $\omega$  : la vitesse angulaire de la pale.
- $R$  : le rayon de pale.

La force de portance a pour expression :

=

Où  $C_L$  : est le coefficient de portance ou de poussé avec il dépend de la forme et le nombre des pales et la densité de l'air.



**Figure II.11** : Les forces aérodynamiques appliquées sur une section de pale.

### B-2) 2 Force de résistance ou de traînée :

Grâce à de multiples tests en soufflerie, les chercheurs ont pu déterminer l'expression de la force de traînée qui dépend directement du profil de la pale et de l'angle d'incidence [23] [30].

Pour un propulseur à  $n$  pales, le couple de traînée a pour expression :

$$M = \dots \quad (2.9)$$

Qu'on note simplement :

$$M = \dots \quad (2.10)$$

Avec :

- $C_D$  : le coefficient de traînée de l'air, il dépend de la forme du profil et de l'angle d'attaque.
- $C_L$  : le coefficient de résistance à déterminer expérimentalement.

### II-9-2) Les moments agissant sur le quadri rotor :

Il y a plusieurs moments agissant sur le quadri rotor, ces moments sont dus aux forces de poussée et de traînée et aux effets gyroscopiques.

#### A) Moments dus aux forces de poussée :

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

$$M_x = (L_2 - L_4) \cdot r$$

: Distance entre le moteur et le centre de gravité.

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

$$= (1 - 3)$$

**B) Moments dus aux forces de traînée :**

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

$$= (1 - 2 + 3 - 4)$$

**II-10 Développement du modèle mathématique selon Newton-Euler :**

La position du centre de masse G est définie par  $OG = ()^t$  et si on dérive une fois par rapport à  $t$ , on trouve la vitesse de G tel que  $\dot{OG} = ()^t$ . On dérive une deuxième fois par rapport à  $t$  pour trouver son accélération;  $\ddot{OG} = ()^t$ . Pour élaborer la commande, on va présenter le modèle dans le repère inertiel [25]. L'équation fondamentale de la dynamique est donnée par :

$$= \tag{2.11}$$

$$= \tag{2.12}$$

Où  $m$  :représente la masse du drone.

: Son tenseur d'inertie.

: Sa vitesse linéaire au centre de gravité G.

: La vitesse de rotation de fuselage par rapport à.

: Les forces extérieures.

: Les moments extérieurs.

**II-10-1) Dynamique de translation :**

Nous présentons dans cette partie le modèle dynamique du drone en utilisant l'approche de Newton. L'équation fondamentale est donnée par :

$$= \quad (2.13)$$

Il convient d'écrire pour la translation :

$$= F_p + F_g$$

$F_p$  : force générée par les quatre rotors elle est donnée par :

$$F_p = R$$

$F_g$  : force de gravité elle est donnée par

$$F_g = -$$

$$= - + R \quad (2.14)$$

avec: vecteur unité de Z.

: représente la constante gravitationnelle.

: La poussée, appelée aussi entrée collective.

$$=(2.15)$$

$$= - + R \quad (2.16)$$

$e_3$ : vecteur unité de  $= (1\ 2\ 3)^t$  porté par Z.

On montre que  $e_3 = (0\ 0\ 1)^t$  avec  $e_3 = (0\ 0\ 1)^t$  et  $e_3$ . (2.17)

Après le développement de cette équation, on obtient :

$$m = + \quad (2.17)$$

D'où la dynamique de translation est régie par :

$$(2.18)$$

**II-10-2) Dynamique de rotation :**

La dynamique de rotation est définie par rapport au repère local mais exprimée dans le repère inertiel. Le moment cinétique est défini par :

$$(2.19)$$

Alors que la vitesse angulaire dans le repère local :

$$(2.20)$$

Où dans le repère local  $\omega$  et le jacobéen s'écrit :

$$(2.21)$$

On obtient : 
$$G = \dots \quad (2.22)$$

On pose : 
$$= \dots \quad (2.23)$$

La dynamique des moments s'écrit :

$$+ M_{ext} = \dots \quad (2.24)$$

Où les moments extérieurs par rapport à G ( $M_{i=1, \dots, 4}$  qui représente la distance entre G et  $i$ , et  $i=$

qui sont identiques) sont exprimés par :

$$M_{ext} = \dots \quad (2.25)$$

Finalement les couples sont donnés par :

$$= (2 \ -4)$$

$$= (1 \ -3) \quad (2.26)$$

$$= (1 \ -2 \ +3 \ -4)$$

L'équation (2.24) peut être écrite comme suit :

$$= \begin{bmatrix} -1 \\ \vdots \end{bmatrix} \quad (2.27)$$

Avec  $\begin{bmatrix} \vdots \\ \vdots \end{bmatrix}$  comme des commande auxiliaires et :

$$= (2.28)$$

: Matrice d'inertie sur l'axe x.

: Matrice d'inertie sur l'axe y.

: Matrice d'inertie sur l'axe z.

Dans un premier temps, le modèle donné ci-dessus peut être linéarisé par les lois de commande découplées suivantes :

Après le développement de cette équation, on obtient :

.+

$$. = (2.29)$$

$$= +(2.30)$$

$$= +$$

$$=$$

Le modèle dynamique découplé de la rotation peut être écrit sous la forme suivante :

=

En utilisant l'ensemble des équations précédentes, la dynamique du quadri rotor peut être décrite par le système d'équations suivant :

$$= -S_3$$

$$= C S_3$$

$$= C - (2.31)$$

=

=

**II-11 La représentation d'état du système [15] :**

Pour un système physique il existe une multitude de représentations d'état, dans notre cas on choisit le vecteur d'état comme suit :

$$= f(X, U), \text{ et les vecteurs d'états sont } x = (\dots\dots\dots)^{t12}$$

$$(2.32)$$

à partir de l'équation (2.31) et (2.32), on peut écrire :

$$= f(X, U) = \dots\dots\dots (2.33)$$

On remarque que la dynamique de rotation est linéaire et complètement découplée et actionnée contrairement à la dynamique des translations qui est non linéaire, couplée et sous actionnée.

**Conclusion :**

Dans ce chapitre, nous avons utilisé le formalisme de Newton-Euler pour établir le modèle dynamique du quadri rotor X4 dans le cas des petits angles et en négligeant la dynamique des moteurs et les forces aérodynamiques. . A partir du modèle obtenu, nous concluons que le quadri rotor est un système sous actionné (seulement quatre entrées de commande pour six

sorties. De plus, la complexité du modèle, sa non linéarité, et l'interaction entre les états du système, peuvent se voir clairement.

Dans le chapitre suivant, nous allons discuter et appliquer la commande par backstepping qui fait partie des algorithmes de contrôle pour la stabilisation du drone

### **III.1 Introduction :**

Le souci constant d'améliorer les performances des systèmes commandés conduit à des modélisations de plus en plus précises ; mais s'il y a un modèle qui rend compte du comportement d'un système dans une large plage de fonctionnement, il est malheureusement le plus souvent non linéaire. De ce fait, les outils d'analyse et de synthèse de lois de commande, utilisés dans le domaine linéaire, deviennent incapables de rendre compte de certains phénomènes dont les systèmes non linéaires sont le siège. D'autres techniques, plus élaborées dont le backstepping fait partie sont nécessaires.

La technique du backstepping est une méthode systématique pour la conception du contrôle non linéaire, qui peut être appliquée à une grande classe de systèmes. Le nom backstepping se réfère à la nature récursive de la procédure de synthèse. Elle est basée sur le théorème de Lyapunov (méthode directe) qui est un outil très important dans la théorie du contrôle des systèmes non linéaires.

Notre travail dans ce chapitre, est de concevoir des lois de commande non linéaire basés sur la technique du backstepping pour la commande des mouvements du quadri rotor X4 suivant les axes  $x$ ,  $y$  et  $z$  en se basant sur la théorie de stabilité de Lyapunov.

### III.2 Généralités :

Pour comprendre les fondements et les subtilités du backstepping, nous présenterons dans cette section quelques aperçus sur les systèmes non linéaires et leur stabilité [27] [3].

#### III.2.1 Les systèmes non linéaires :

Pour être tout à fait franc, les systèmes physiques réellement linéaires n'existent pas. Les équations différentielles linéaires et les fonctions de transfert, ne sont que des modèles qui correspondent plus ou moins bien à la réalité. Cela revient à dire que tous les systèmes physiques, en général, sont non linéaires.

Les systèmes non linéaires, par opposition aux systèmes linéaires, sont des systèmes physiques qui ne sont pas régis par des équations linéaires. Autrement dit, le principe de superposition ne peut pas leur être appliqué.

#### III.2.2 La stabilité au sens de Lyapunov :

Du point de vue intuitif, on dit qu'un système est stable si déplacé de sa position d'équilibre, il tend à y revenir et instable, s'il tend à s'en écarter davantage.

La deuxième méthode de Lyapunov (la méthode directe) découle du concept d'énergie d'un système. Pour un système physique, l'énergie est une fonction définie positive de son état. Si le système est conservatif, l'énergie reste constante; pour un système dissipatif, elle décroît. Pour ces deux cas, le système est stable. Si l'énergie croît, il est clair que le système est instable. On se contente dans cette méthode 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. Mathématiquement, cette méthode consiste à trouver une fonction définie positive et associée au système notée  $V(x)$  sans avoir à résoudre explicitement les équations différentielles les décrivant [27].

Si la fonction de Lyapunov est strictement décroissante, c'est-à-dire que :

Alors, on garantit la stabilité asymptotique.

La fonction de Lyapunov  $V(x)$  est continue telle que :

$$\begin{aligned} V(x) \\ V(0) = 0 \end{aligned}$$

**III.2.3 Choix de la fonction de Lyapunov :**

La théorie de Lyapunov a été pendant longtemps un outil important dans la commande linéaire aussi bien que la commande non-linéaire cependant, son utilisation dans la commande non-linéaire a été entravée par les difficultés pour trouver une fonction de Lyapunov pour un système donné mais la tâche de trouver une telle fonction a été souvent laissée à l'imagination et à l'expertise du concepteur.

Même pour des systèmes simples et en l'absence d'incertitudes, le choix de la fonction de Lyapunov, et de la loi de commande, n'est pas toujours facile. Aucune règle générale n'existe à ce jour quant au choix d'une telle fonction. Un bon choix de la fonction de Lyapunov permet d'assurer une stabilité dans une large plage de fonctionnement, voire même globale.

Différentes approches ont été présentées ces dernières années, concernant la construction des fonctions de Lyapunov dans le cadre de l'analyse des systèmes simples.

**III.3 Historique et domaine d'application du backstepping :**

Le backstepping a été développé par Kanell akopoulos, et inspiré par les travaux de Feurre & Morse, d'une part et Tsinias, et Kokotovic & Sussmann. L'idée de base est de laisser certains états du système agir en tant qu'entrées virtuelles. Le backstepping utilise une forme du système en chaîne d'intégrateurs, après une transformation de coordonnées d'un système triangulaire et en se basant sur la méthode directe de Lyapunov. La méthode consiste à fragmenter le système en un ensemble de sous-système imbriqués d'ordre décroissant et à partir de là, il est possible de concevoir systématiquement et de manière récursive des contrôleurs et des fonctions de Lyapunov correspondantes.

Bien que la technique du backstepping ait une histoire plutôt courte mais rien n'empêche quand-même de trouver de nombreuses applications pratiques dans la littérature. On donne ici un court aperçu.

C'est grâce aux travaux de Kokotovic, qu'un cadre mathématique est fourni pour la conception de la loi de contrôle pour différents systèmes non-linéaires en utilisant cette technique. Ainsi, cette technique a été utilisée dans différentes applications comme par exemple la commande d'automobile. On trouve également des travaux dans l'aéronautique qui correspond au contrôle d'un hélicoptère miniature. Dans ce sens, Chriette [2] a proposé

une loi de commande adaptative basée sur une technique de commande récursive. Dans ce travail, cette technique récursive est utilisée pour stabiliser un drone à quatre hélices.

### III.4 Approche de la commande backstepping :

#### Algorithme de base pour un système d'ordre deux :

Afin d'illustrer le principe de la méthode du backstepping, on considère le cas des systèmes non linéaires de la forme [13] :

$$\dot{x} = f(x) + g(x)u \quad (3.1)$$

Sachant que :

$x$  : est l'état du système,  $x \in \mathbb{R}^n$

$u$  : la commande,

Supposons qu'après une transformation due au système (3.1), il devient sous la forme suivante :

$$\dot{z}_1 = -\lambda z_1 + v_1 \quad (3.2)$$

$$\dot{z}_2 = -\lambda z_2 + v_2 \quad (3.3)$$

On désire faire suivre à la sortie  $y = z_2$  la trajectoire  $y_r$ . Cette trajectoire est supposée connue et uniformément bornée et puisque le système est du deuxième ordre alors le design s'effectue en deux itérations :

➤ Première itération

On considère d'abord l'équation (3.2), où la variable d'état  $z_1$  est traitée comme une commande virtuelle, et l'on définit la première valeur désirée.

$$v_1 = \dot{y}_r + \lambda y_r \quad (3.4)$$

La première variable d'erreur se définit par :

$$e_1 = z_1 - v_1 \quad (3.5)$$

Sa dérivée est donnée comme suit :

$$\dot{e}_1 = -\lambda e_1 + \dot{v}_1 - \dot{z}_1 \quad (3.6)$$

avec ces variables, le système d'équation (3.1) s'écrit :

$$\dot{x}_1 = 0 + 0 \tag{3.7}$$

Pour un tel système, il a été montré que la fonction candidate constitue un bon choix de la fonction de Lyapunov :

$$V(x) = \tag{3.8}$$

Sa dérivée est donnée par :

$$\dot{V}(x) = -[0 + 0] \tag{3.9}$$

Un choix judicieux de  $\alpha$  rendrait  $\dot{V}(x)$  négative et assurerait la stabilité de l'origine du sous système décrit par l'équation (3.5).

Prenons comme valeur de  $\alpha$ , la fonction  $V(x)$ , telle que :

$$V(x) + \alpha V(x) = \tag{3.10}$$

Où  $\alpha$  : est un paramètre de design.

$$\dot{V}(x) = -[0] \tag{3.12}$$

Et la dérivée s'écrit :

$$\dot{V}(x) = 0 \tag{3.13}$$

D'où la stabilité asymptotique de l'origine de l'équation (3.5).

➤ Deuxième itération

On considère le sous-système d'équation (3.3) et l'on définit la nouvelle variable d'erreur :

$$e = \tag{3.14}$$

Cette équation représente l'écart entre la variable d'état et sa valeur désirée, l'erreur n'est pas instantanément nulle. Le design dans cette étape consiste, alors, à la forcer à s'annuler

Les équations du système à commander dans l'espace  $(e_1, e_2)$ , s'écrivent :

$$= () + (+) \tag{3.15}$$

$$= () + \tag{3.16}$$

On choisit comme fonction de Lyapunov :

$$() = \tag{3.17}$$

Sa dérivée s'écrit :

$${}_2() = + = + \tag{3.18}$$

$${}_2() = [() + (+) ] + [() + ] \tag{3.19}$$

$${}_2() = [() ++ ] + [() + ] \tag{3.20}$$

$${}_2() = + [() + ] \tag{3.21}$$

Pour garantir la stabilité, il faut que :

$$() + = \text{avec } 0 \tag{3.22}$$

$$\text{D'où la commande est : } = [+ ()] \tag{3.23}$$

avec le bon choix de , on obtient :

$${}_2() = \tag{3.24}$$

On garantit la stabilité asymptotique du système.

### III.5 Application du Backstepping sur le drone X4 :

Dans cette partie, on fait notre choix sur une loi de commande basée sur la technique du backstepping pour contrôler le drone X4. On considère le problème de stabilisation en un point désiré avec la planification de la trajectoire.

On prend le modèle sous forme d'un espace d'état :

$$= f(X, U)=$$

**III. 5.1 Commande du mouvement suivant l'axe Z :**

**III. 5.1.1 Commande de l'altitude :**

Nous remarquons que la commande agit directement sur la variable d'altitude  $z$  contrairement aux commandes qui agissent sur  $x$  et  $y$  à travers les angles  $\theta$  et  $\psi$ .

Les équations d'état de la dynamique en  $z$  sont données par :

$$(3.25)$$

Le schéma bloc simplifié pour la commande du vol vertical est présenté par la figure suivante (figure3.1) :



**Figure III.1 :** Schéma bloc simplifié pour le vol vertical.

La commande par backstepping du vol vertical est développée ci-dessous :

- Première itération

Premièrement, on demande à la sortie de suivre une trajectoire désirée  $z_r$ , on introduit l'erreur de trajectoire :

$$e = z_r - z \tag{3.26}$$

On obtient  $\dot{e} = \dot{z}_r - \dot{z}$  (3.27)

Ou les deux équations (3.28) et (3.29) sont associées à la fonction de Lyapunov suivante :

$$V() = \dots \tag{3.28}$$

La dérivée de la fonction de Lyapunov s'écrit :

$$\dot{V} = -\alpha \|e\|^2 \quad (3.29)$$

L'état est ensuite utilisé comme commande intermédiaire afin de garantir la stabilité de l'équation (3.28). Prenons comme valeur de la fonction comme contrôleur virtuelle tel que :

$$v = -\alpha e, \text{ avec } \alpha > 0 \quad (3.30)$$

$$\dot{e} = -\alpha e + v \quad (3.31)$$

A partir de l'équation (3.31) et (3.30) on obtient :

$$\dot{V} = -2\alpha V \quad (3.32)$$

D'où la stabilité asymptotique de l'origine de l'équation (3.28).

#### ➤ Deuxième itération

À cette étape une nouvelle erreur engendrée qui représente l'écart entre la variable d'état et sa valeur désirée, l'erreur  $e_2$  n'est pas instantanément nulle, le design dans cette étape consiste à la forcer à s'annuler :

$$v = -\alpha e_2 \quad (3.33)$$

Sa dérivée s'écrit comme suit :

$$\dot{e}_2 = -\alpha e_2 + \dot{v} \quad (3.34)$$

Afin d'éliminer cette erreur, la fonction candidate de Lyapunov  $V()$  précédente de l'équation (3.30) est augmentée d'un autre terme, qui va prendre en charge la nouvelle erreur qui a été introduite précédemment :

$$V() = (+) \tag{3.35}$$

Ainsi que sa dérivée :

$$() = + \tag{3.36}$$

$$() = 0 + 0 \tag{3.37}$$

$$() = + (0) \tag{3.38}$$

$$() = + [(0)] \tag{3.39}$$

La procédure de la méthode du backstepping s'arrête lors de l'apparition de la commande, cette commande est déterminée de telle façon qu'elle doit rendre l'expression suivante égale à ( une constante positive).

$$() = \tag{3.40}$$

Ce qui donne la loi de commande finale suivante :

$$= \tag{3.41}$$

Avec la vérification de :

$$() = \tag{3.42}$$

**III.5.1.2 Commande du lacet :**

Nous remarquons que la dynamique de la variable est autonome du reste du système. En effet, la commande agit directement sur (contrairement aux commandes , la dynamique en x et y est couplée en et.

Les mêmes étapes nous conduisent à trouver :

$$=_{d+}(1)(+) \tag{3.43}$$

Avec sont des constantes strictement positives (présentant des coefficients de gain de stabilité).

**3.5.2 Commande pour le mouvement suivant l'axe x :**

Le contrôle du tangage se fait par deux régulateurs, la sortie du premier régulateur donne l'angle de référence au deuxième régulateur, la sortie du deuxième régulateur est la commande. La commande assure le mouvement suivant l'axe x via l'angle  $\theta$ .

On commande le mouvement selon x en utilisant la technique du backstepping, le modèle en (x , ) est donné par :

$$\tag{3.44}$$

Le schéma bloc simplifié pour la commande du mouvement suivant x (figure III.2) :



**Figure III.2 :** La commande du mouvement suivant x à travers.

**3.5.2.1 Commande de translation :**

## ➤ Première itération

On considère d'abord l'équation (3.26), où la variable d'état  $x_3$  est traitée comme une commande, et l'on définit la première valeur désirée :

$$x_3 = x_d \quad (3.45)$$

la première variable d'erreur se définit par :

$$e = x_d - x \quad (3.46)$$

Sa dérivée s'écrit :

$$\dot{e} = \dot{x}_d - \dot{x} \quad (3.47)$$

Où les deux équations (3.49), (3.50) sont associées à la fonction de Lyapunov suivante :

$$V() = \dots \quad (3.48)$$

Sa dérivée s'écrit :

$$\dot{V}() = \dots \quad (3.49)$$

L'état est ensuite utilisé comme commande intermédiaire afin de garantir la stabilité de l'équation (3.49).

On définit pour cela une commande virtuelle :

$$\dot{x}_d = \dots \quad \text{avec } x_d(0) = \dots \quad (3.50)$$

$$\dot{x}_d = \dots \quad (3.51)$$

A partir de l'équation (3.52) et (3.53), on obtient:

$$\dot{e} = \dots \quad (3.52)$$

D'où la stabilité asymptotique

## ➤ Deuxième itération

À cette étape, une nouvelle erreur est engendrée :

$$e_d(3.53)$$

Sa dérivée s'écrit comme suit :

$$\dot{e}_d(3.54)$$

Afin d'éliminer cette erreur, la fonction candidate de Lyapunov  $V()$  précédente de l'équation (3.51) est augmentée d'un autre terme, qui va prendre en charge la nouvelle erreur qui a été introduite précédemment :

$$V() = V_1() + \frac{1}{2} e_d^2(3.55)$$

ainsi que sa dérivée :

$$\dot{V}() = \dot{V}_1() - e_d \dot{e}_d(3.56)$$

$$\dot{V}() = -\lambda_1 |e_1| - \lambda_2 |e_2| - e_d \dot{e}_d(3.57)$$

$$\dot{V}() = -\lambda_1 |e_1| - \lambda_2 |e_2| - \lambda_3 |e_d| + e_d \ddot{e}_d(3.58)$$

Pour garantir la stabilité, il faut que l'expression suivante soit égale à (est une constante positive).

$$\ddot{e}_d = -\lambda_3 e_d(3.59)$$

Ce qui donne l'expression de l'angle du tangage suivante :

$$\delta = \sin^{-1} \left[ \frac{e_d}{\lambda_3} \right](3.60)$$

De telle sorte que :

$$\dot{\delta} = 0(3.61)$$

### III.5.2.2 Commande de rotation :

Dans cette section, on veut établir une commande permettant de déplacer l'engin dans la direction  $x$ , le déplacement suivant  $x$  nécessite une orientation de l'angle (tangage), la dynamique de  $x$  couplé à est en cascade (figure III.2).

➤ Première itération

Premièrement, on demande à la sortie de suivre une trajectoire désirée  $d$ , on introduit l'erreur de trajectoire :

$$e = d - s \quad (3.62)$$

Sa dérivée s'écrit :

$$\dot{e} = \dot{d} - \dot{s} \quad (3.63)$$

Où les deux équations (3.62), (3.63) sont associées à la fonction de Lyapunov suivante :

$$V(e) = \frac{1}{2} e^2 \quad (3.64)$$

La dérivée de la fonction de Lyapunov s'écrit :

$$\dot{V} = e \dot{e} = e(\dot{d} - \dot{s}) \quad (3.65)$$

L'état  $e$  est ensuite utilisé comme commande intermédiaire afin de garantir la stabilité de l'équation (3.65)

On définit pour cela une commande virtuelle :

$$\dot{s} = \dot{d} + k_e e \quad \text{avec } k_e > 0 \quad (3.66)$$

$$\dot{s} = \dot{d} + k_e e \quad (3.67)$$

À partir de l'équation (3.68) et (3.69), on obtient:

$$\dot{V} = -k_e e^2 \quad (3.68)$$

➤ Deuxième itération

A cette étape, une nouvelle erreur engendrée :

$$e_2 = s - d \quad (3.69)$$

Sa dérivée s'écrit comme suit :

$$\dot{e}_d \quad (3.70)$$

Afin d'éliminer cette erreur, la fonction candidate de Lyapunov  $V()$  précédente de l'équation (3.67) est augmentée d'un autre terme, qui va prendre en charge la nouvelle erreur qui a été introduite précédemment :

$$V() = (+) \quad (3.71)$$

Ainsi que sa dérivée :

$$\dot{V}() = \dot{V}_1() + \dot{V}_2() \quad (3.72)$$

$$\dot{V}_2() = + (\dot{e}_d) \quad (3.73)$$

$$\dot{V}_2() = + [\dot{e}_d] \quad (3.74)$$

La conception de la loi de commandes ne s'arrête que lors de l'apparition de la commande, cette commande est déterminée de telle façon qu'elle doit rendre l'expression suivante égale à  $c$  (une constante positive) :

$$\dot{e}_d = c \quad (3.75)$$

Ce qui donne l'expression de la commande suivante :

$$\dot{e}_d = c + (\dot{e}_d) \quad (3.76)$$

### III.5.3 Commande pour le mouvement suivant l'axe y :

Le déplacement suivant  $y$  nécessite une orientation de l'angle (roulis), de telle sorte que  $\psi$  et  $y$  soient couplés et en cascade (figure III.3), on commande le mouvement selon  $y$  en utilisant la technique du backstepping. Le modèle en  $(y, \psi)$  est donné par :

$$\begin{aligned} \dot{y} &= C S_\psi \dot{\psi} \\ \dot{\psi} &= \dots \end{aligned} \quad (3.77)$$

Le schéma bloc simplifié pour la commande suivant  $y$  présenté par la figure suivante (figure III.3) :

$$e_y \quad r \quad y$$

**Figure III.3** : commande pour le mouvement suivant  $y$  à travers.

Les résultats dédiés sont obtenus en suivant la même procédure du backstepping:

$$\alpha = \sin^{-1} [ (1) (+) ] \quad (3.78)$$

$$\alpha_d = \alpha + (1)(+) \quad (3.79)$$

### III.6 Planification de la trajectoire et résultats de simulation :

Nous travaillons avec une trajectoire en ligne droite le long des axes  $z, x$  et  $y$ . Le drone doit voler dans la direction  $z$  (vol vertical) suivi par un mouvement suivant  $x$  ensuite un mouvement suivant  $y$ .

La trajectoire de référence pour le vol vertical est paramétrée par l'équation suivante :

$$(3.80)$$

Avec  $h_d$  l'altitude désirée de 10m et  $t_f$  est le temps final. Sachant que la valeur finale d'une phase du vol est la valeur initiale du mouvement suivant.

On peut écrire la trajectoire de référence suivant  $x$  comme :

$$(3.81)$$

Le mouvement suivant  $y$  est écrit par la formule suivante :

$$(3.82)$$

$t_x$  : est le temps final du mouvement le long de  $x$ .

$t_y$  : est le temps final du mouvement le long de  $y$ .

Ces trajectoires sont soumises à des contraintes de performance qui sont :

$$v_x = 0$$

$$v_y = 0$$

$$a_x = 0$$

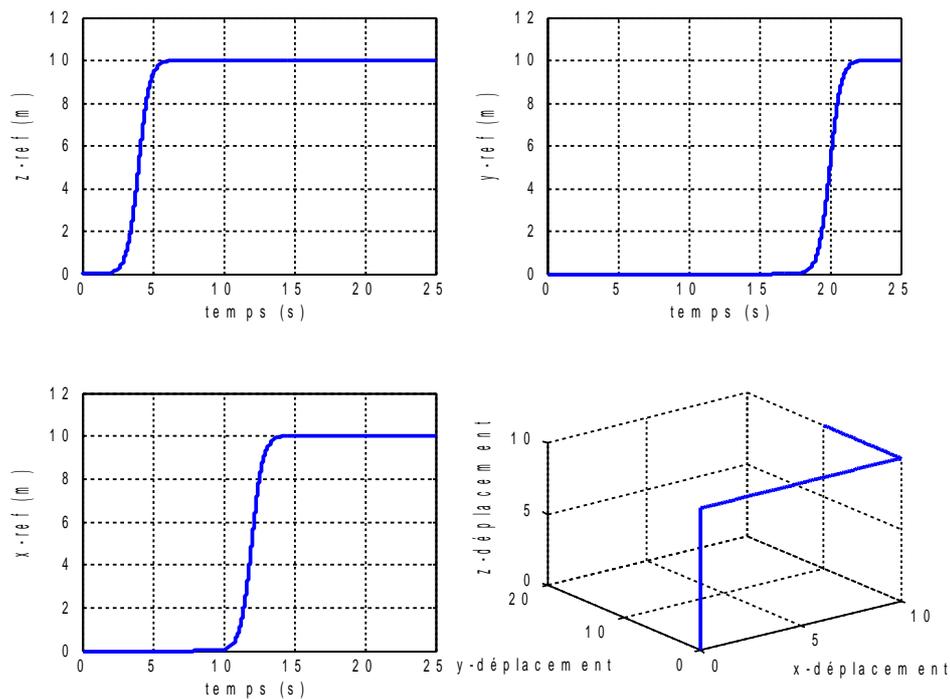
$$a_y = 0$$

$$v_x = 0$$

$$v_y = 0$$

$$(3.83)$$

Minimiser le temps de déplacement implique que l'engin accélère au départ et décélère à l'arrivée.



**Figure III.4 :** Génération de trajectoire avec =10m.

La figure (III.4) illustre les trajectoires de références des vols suivant les directions  $x,y$  et le vol vertical  $z$ . Le drone effectue un mouvement vertical de  $10m$  puis un mouvement suivant  $x$  d'une distance de  $10m$  ensuite un mouvement suivant  $y$  de la même distance.

Nous constatons aussi d'après la figure (III.5) que la trajectoire parcourue par le drone suit la trajectoire désirée.

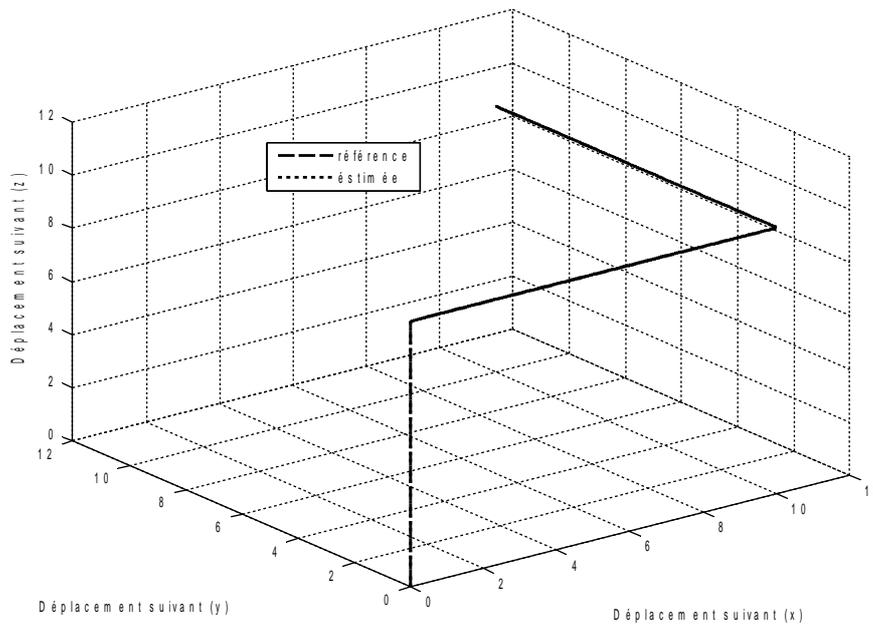


Figure.III.5 : Réalisation des connexions droites en 3D.

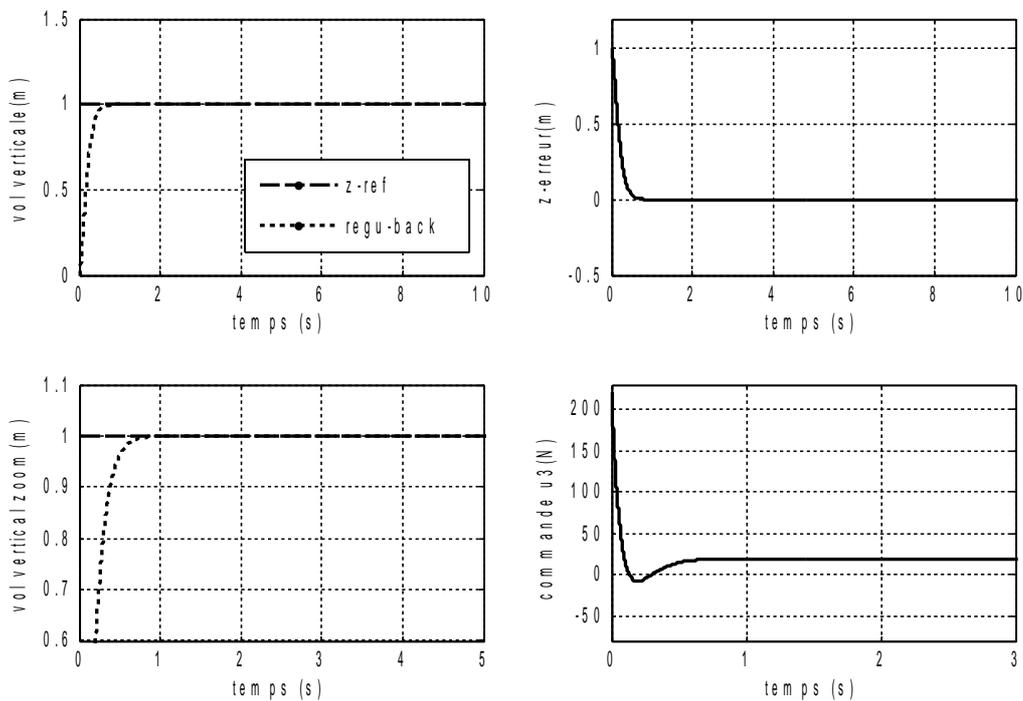
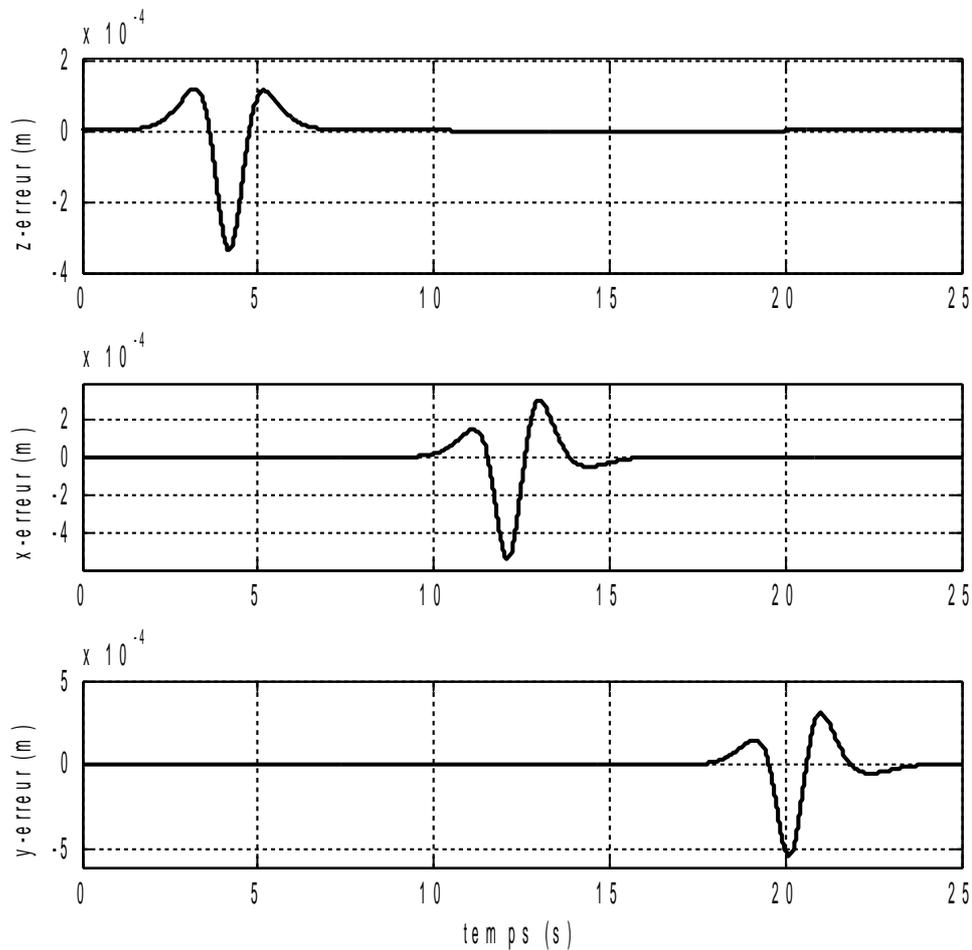


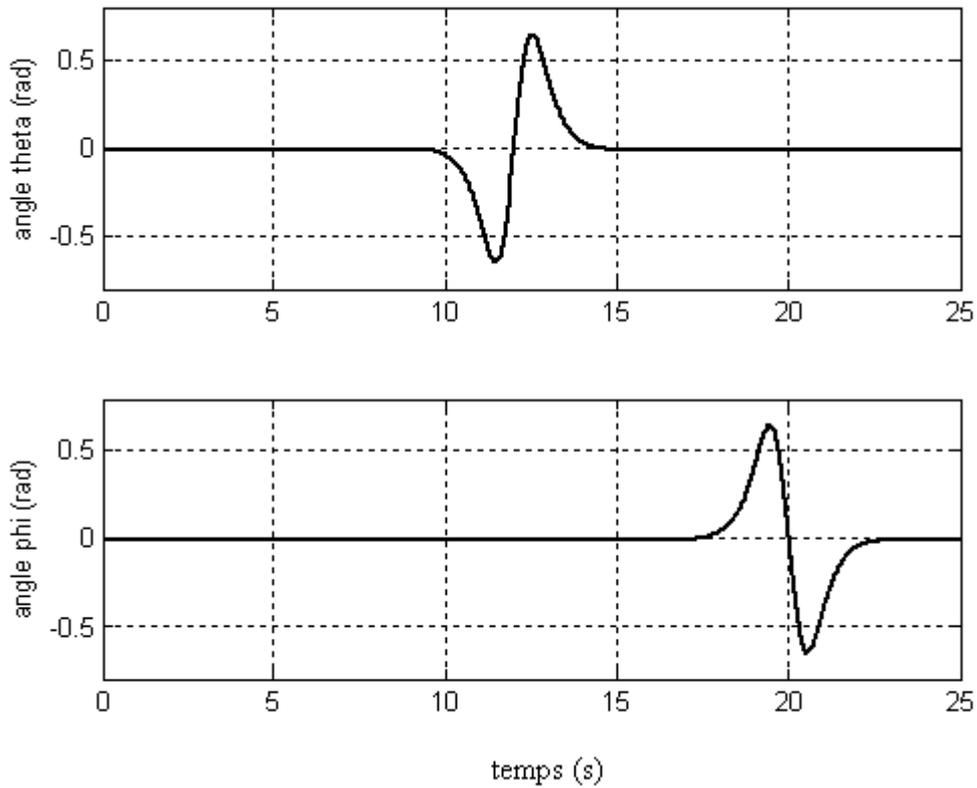
Figure III.6 : Résultat de simulation pour le drone X4 sans planification de trajectoire.

Pour une manœuvre dans la direction  $z$  sans planification de la trajectoire du quadri rotor, l'amplitude de la commande  $u_3$  sur la figure (III.6) atteint une valeur plus élevée par rapport au suivi (figure III.5). Cette valeur dépasse les limites physiques des moteurs utilisés et nécessite une consommation d'énergie plus élevée.



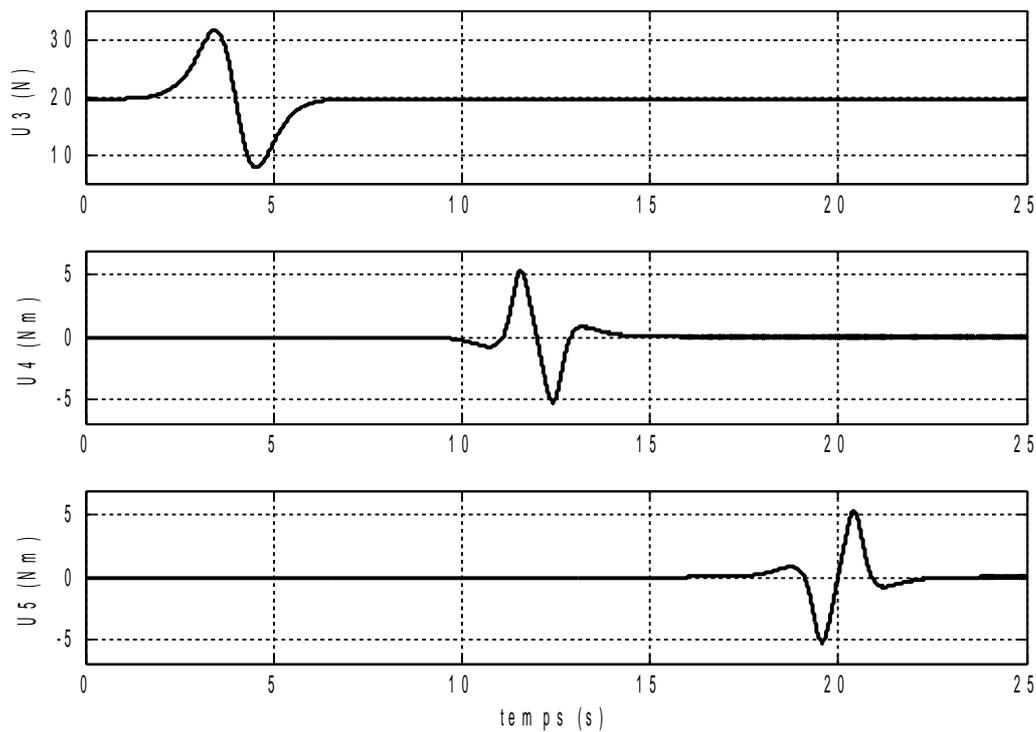
**Fig III.7 :** Les erreurs de déplacement suivant  $z$ ,  $x$  et  $y$ .

Dans la figure (III.7), on constate que l'erreur converge vers zéro, ça prouve que la trajectoire parcourue par le drone suit la valeur souhaitée avec des erreurs de très faible valeur.



**Figure III.8 :** L'angle de tangage et de roulis .

La figure (III.8), présente l'évolution des angles de tangage et de roulis, nous avons constaté que ces angles tendent vers le zéro après avoir effectué leurs orientations désirées.



**Figure III.9 :** Les commandes et pour les différents déplacements.

La figure (III.9), montre que la commande effectue le déplacement vertical ( $= mg$ ). Les commandes et agissent de manière à maintenir le déplacement sur les axes  $x$  et  $y$ . Ces commandes produisent des moments corrigeant respectivement les erreurs du suivi des angles et en assurant la stabilité de la trajectoire.

Le tableau (III.1) présente les caractéristiques physiques du drone relevées expérimentalement.

|  |        |  |
|--|--------|--|
|  | 0.23   |  |
|  | 224931 |  |
|  | 222611 |  |
|  | 325130 |  |

**Tableau.III.1:** Caractéristiques physiques du drone.

| Paramètre | Désignation                 | Valeur                 |
|-----------|-----------------------------|------------------------|
| $m$       | Masse du quadri rotor       | 2 kg                   |
| $G$       | Gravité                     | 9,81 m /s <sup>2</sup> |
| $\zeta$   | Coefficient du vol vertical | 10                     |
| $\zeta$   | Coefficient du tangage      | 10                     |
| $\zeta$   | Coefficient du roulis       | 10                     |
| $\zeta$   | Coefficient du tangage      | 1                      |
| $\zeta$   | Coefficient du roulis       | 1                      |

**Tableau.III.2:** Paramètres de translation et de rotation.

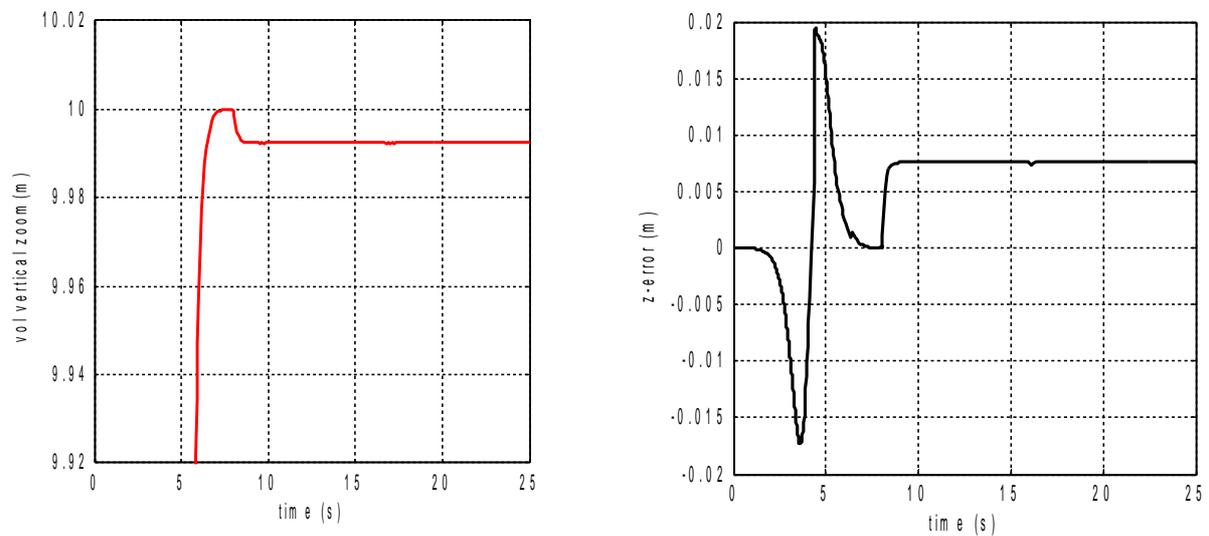
Les résultats de simulation montrent l'effet des paramètres pour la stabilisation du quadri rotor, les constantes sont choisies de façons à répondre aux conditions désirés (le suivi de la trajectoire). L'augmentation des paramètres influe positivement sur la dynamique du système, d'autre part, une réduction des paramètres peut réduire la vitesse de convergence du système, la sélection de celle-ci dépend du système, si la sélection dépasse la limitation, des oscillations se manifestent.

On a montré que la planification de la trajectoire minimise l'énergie de déplacement que celle de la régulation. On a effectué la simulation sous Matlab afin de tester les performances des contrôleurs développés.

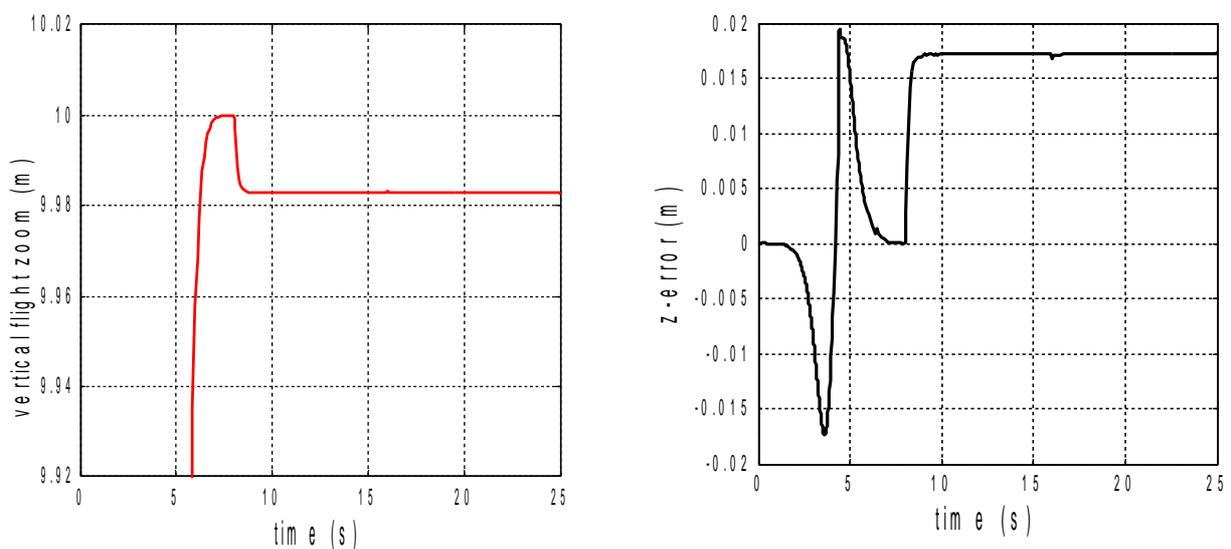
### III.7 Backstepping avec perturbation :

On a vu dans l'étude précédente que la commande backstepping donne de bons résultats à l'absence des perturbations externes. Dans cette partie, on introduit une force perturbatrice (force de trainée due au vent ) sur le drone X4 pour voir l'efficacité du backstepping vis-à-vis ces perturbations.

Après avoir appliqué une force F3N à t=8s puis une force F7N aussi à t=8s, on a obtenu les résultats de simulation sous matlab obtenus pour le mouvement suivant z avec ces deux forces sont les suivants:



(a)



(b)

**Figure III.10 :** Résultats de simulation avec  $F=3\text{N}$  (a), Résultats de simulation avec  $F=7\text{N}$  (b).

D'après les résultats obtenus dans la figure (III.10(a,b)), on constate qu'après l'application de la force de résistance  $F$ , une erreur de position ou de suivi de trajectoire  $c'$  est produite à partir de  $t=8\text{s}$  et persiste avec le temps et cette erreur augmente proportionnellement avec l'augmentation de la force  $F$  introduite.

Pour cela, on dit que le backstepping possède un handicap vis-à-vis les perturbations et il doit être compensé et contrôlé par un autre contrôleur, afin qu'il puisse éliminer l'effet de ces perturbations et de corriger l'erreur de position produite.

### **III.8 Conclusion :**

Cette technique de commande par backstepping a été appliquée avec succès pour assurer le déplacement du drone X4 d'une position initiale vers une position d'équilibre désirée.

Dans l'exemple particulier du drone hélicoptère X4, nous pouvons exploiter la flexibilité du backstepping en ce qui concerne le choix des commandes virtuelles, des fonctions stabilisantes initiales et des fonctions de Lyapunov. Nous avons effectué une étude de stabilité en se basant sur la commande BACKSTEPPING et en utilisant la fonction de Lyapunov totale du modèle de drone.

Dans le chapitre suivant, nous faisons une étude sur la robustesse vis-à-vis les perturbations externes déjà ajoutées sur le drone en passant par deux méthodes : l'une consiste à introduire une action intégrale dans l'équation de la commande et l'autre est d'associer le backstepping avec un PI-flou afin d'éliminer l'effet des perturbations (l'erreur statique).

### IV.1 Introduction :

L'approche de la technique backstepping avec présence de perturbations externes provoque un comportement peu désirable pour le contrôle du drone X4, des erreurs statiques non nulles persistent, cet inconvénient est dû à l'absence de correction de ces perturbations. Afin d'éliminer ces erreurs, deux méthodes sont adoptées ; la première consiste à doter le contrôleur généré par le backstepping avec une action intégrale, autrement dit ; introduire d'une manière virtuelle un intégrateur dans la loi de commande et la seconde solution est d'associer un régulateur PI-Flou (Proportionnel Intégral Flou) avec le contrôleur du backstepping, on aura donc une commande backstepping-flou, les deux méthodes conduisent vers les mêmes résultats. Le succès de cette résolution dépend de l'efficacité de la commande appliquée de manière à compenser les erreurs et réaliser la stabilité asymptotique. Avant d'entamer cette procédure, nous passons par un bref aperçu sur la logique floue.

### VI.2 Historique :

Les prémisses de la logique floue sont apparues avant les années 1940, avec les premières approches, par des chercheurs américains, du concept d'incertitude. Il a fallu attendre 1965, pour que le concept de sous ensemble flou soit proposé par Lotfi A.Zadeh, automaticien de réputation internationale, professeur à l'université de Berkeley en Californie, qui a contribué à la modélisation de phénomène sous forme floue, en vue de pallier les limitations dues aux incertitudes des modèles classiques à équation différentielle. En 1974, M. Mamdani expérimentait la théorie énoncée par Zadeh sur une chaudière à vapeur, matériel dont on connaît la complexité, introduisant ainsi la commande floue dans la régulation d'un processus industriel. Plusieurs applications ont alors vu le jour en Europe, pour des systèmes parfois très complexes, telle la régulation de fours de cimenterie réalisée par la société F.L.Smids-Fuller.

Grâce au chercheur japonais M. Sugeno, la logique floue était introduite au Japon dès 1985. Les sociétés japonaises comprirent l'avantage à la fois technique et commercial de la logique floue comme la facilité d'implantation; robustesse vis à vis des incertitudes; solution de problèmes multivariables complexes et possibilité d'intégration du savoir de l'expert.

#### ❖ Définition de la logique de floue :

La logique floue est une technique de traitement des incertitudes et a pour objet la représentation des connaissances imprécises, elle est basée sur les termes linguistiques courants comme petit, grand, moyen...etc. Elle autorise des valeurs intermédiaires entre le vrai et le faux et admet même des chevauchements entre eux. La logique floue a pour objectif l'étude de la représentation des connaissances imprécises, des raisonnements approchés et elle cherche à modéliser les notions vagues du langage naturel pour pallier l'inadéquation de la théorie des ensembles classiques dans ce domaine.

### VI.3 Sous-ensembles flous :

En théorie des ensembles classiques, l'appartenance d'un élément à un sous ensemble est booléenne. Les sous ensembles flous permettent en revanche de connaître le degré d'appartenance d'un élément au sous ensemble. Un sous ensemble flou A d'un univers de discours U est caractérisé par une fonction d'appartenance :

Où  $\mu_A(x)$  est le niveau ou le degré d'appartenance d'un élément de l'univers de discours U dans le sous-ensemble flou. On peut définir aussi un sous-ensemble flou dans l'univers du discours U comme suit :

Avec  $\mu_A(x)$  comme le degré d'appartenance de  $x$  dans

Fonction d'appartenance : nous permet de donner un coefficient de confiance à l'affirmation.

L'univers du discours (U) : couvre les valeurs prises pour une variable floue.

### VI.4 Opérateurs :

Comme dans la théorie des ensembles classiques, on définit l'intersection, l'union des ensembles flous ainsi que le complémentaire d'un ensemble flou. Ces relations sont traduites par les opérateurs "et", "ou" et "non".

On définit :

- **L'opérateur NON :(complément)**

Il est défini mathématiquement par :

Il est représenté par la fonction : non (

- **L'opérateur ET :(intersection)**

Il est défini mathématiquement par : =

Il est représenté par la fonction :.

- **L'opérateur OU : (union)**

Il est défini mathématiquement par : .

Il est représenté par la fonction :

### **VI.5 Les variables linguistiques :**

En logique floue, les concepts des systèmes sont représentés par des variables linguistiques. Une variable linguistique représente un état dans le système à régler ou une variable de réglage dans un contrôleur flou, sa valeur est définie par des termes linguistiques qui peuvent être des mots ou des phrases d'un langage naturel ou artificiel. Chaque variable linguistique est caractérisée par un ensemble tel que :  $\{X, U, T(X), \mu_x\}$  [24].

Où

X : désigne le nom de la variable linguistique.

U : est l'univers de discours associé à la variable linguistique X (appelé aussi référentiel).

$T(X)=\{T_1, T_2, T_3, \dots, T_n\}$  : est l'ensemble des valeurs linguistiques prises par la variable X (appelé aussi termes linguistiques ou étiquettes linguistiques).

$\mu_x$  : sont les fonctions d'appartenance associées à l'ensemble des termes linguistiques.

### **VI.6 Les règles linguistiques :**

- ❖ **Définition des règles linguistiques :**

Le nombre de règles dans un SIF (Système d'Inférence Flou) dépend du nombre de variables d'entrée et de sortie. Les règles floues sont généralement du type "**SI...ALORS**"

et permettent de représenter les relations entre les variables d'entrée et de sortie. Plus précisément une règle floue R est définie de la forme suivante :

**Si** x est A **Alors** y est B où A et B sont des variables linguistiques définie successivement dans les univers de discours X et Y.

Dans une règle floue, on peut distinguer deux parties [18] :

- *Partie antécédente* (prémisse ou condition) : exprimée par « Si x est A », cette partie est la description de l'état du système.
- *Partie conséquente* (conclusion) : exprimée par « ALORS y est B », cette partie exprime l'action qui doit être exécutée par l'opérateur qui contrôle le système

Les règles floues peuvent être simples avec seulement antécédent et conséquent ou composées avec la combinaison de plusieurs conditions de la forme conjonctive suivante :

R : **Si** x1 est A1 **et** x2 est A2 **et** ... **et** xn est An **Alors** y est B.

Ou de la forme :

R : **Si** x1 est A1 **et** x2 est A2 **et** ... **et** xn n'est pas An **Alors** y est B.

### Exemple illustratif

Règles de conduite automobile à l'approche d'un carrefour contrôlé par des feux tricolores :

**Si** le feu est rouge **et** ma vitesse est élevée **et** le feu est proche **Alors** je freine fortement.

Conjonctions

Implication

## VI.7 Structure générale d'un contrôleur flou :

La définition d'un régulateur flou repose sur le concept fondamental suivant [17]:

La commande est déduite d'un raisonnement élaboré à partir de l'état observé du procédé et d'une liste de règles décrivant la manière selon laquelle le régulateur doit fonctionner. L'ensemble des opérations ne porte pas sur des valeurs réelles mais sur des

valeurs qualitatives exprimées par des termes linguistiques basés sur le langage naturel. Les variables d'entrée souvent employées dans un contrôleur flou sont l'erreur et sa dérivée. La variable de sortie peut être la commande ou la variation de la commande. Dans ce dernier cas, nous parlons de la commande incrémentale.

(4.1)

Chaque système basé sur la logique floue est composé de quatre blocs principaux (figure 4.1) :

**Figure.IV.1 : structure d'un contrôleur flou**

- ❖ Base de règles : contient les règles et les paramètres des fonctions d'appartenance.
- ❖ Moteur d'inférence ou bloc de décision : inférence des opérations sur les règles.
- ❖ Fuzzification : transformation des entrées précises en degrés d'appartenance.
- ❖ Défuzzification : transformation des résultats flous en sorties précises.

**VI.8 Interface de fuzzification :**

Dans le domaine du contrôle, les données observées sont des grandeurs physiques générées par des capteurs. Il est nécessaire de convertir ces variables réelles en des variables floues. Pour cela, on fait appel à une opération dite « fuzzification ». Cette première étape consiste à attribuer le degré d'appartenance à chaque variable d'entrée ; il s'agit donc de la transformation des entrées réelles en floues. Chaque grandeur physique y utilisée doit être normalisée entre -1 et +1 en la divisant par on utilise en général des fonctions d'appartenance de forme triangulaire, trapézoïdale gaussienne, sigmoïde (figure IV.2)[17].

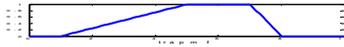


Fig. 4.2 :

**Figure.IV.2 :** triangulaire (a), trapézoïdale (b), gaussienne (c), sigmoïde (d).

**VI.9 Base de règles :**

Le système de contrôle flou comprend un nombre de règles d'inférence reliant les variables floues d'entrée d'un système aux variables floues de sortie de ce système. Ces règles se présentent sous la forme usuelle suivante :

Si condition 1 et/ou condition 2 (et/ou)...condition n Alors action sur les sorties.  
L'établissement de ces règles est généralement basé sur la connaissance du problème et sur l'expérience de l'opérateur qui peut fixer le nombre de sous-ensembles, leurs fonctions d'appartenance ainsi que les variables linguistiques.

**VI.10 Moteur d'inférence :**

La deuxième étape est le moteur d'inférence, qui est un mécanisme permettant de condenser l'information d'un système à travers d'un ensemble de règles définies pour la représentation d'un problème quelconque, chaque règle délivre une conclusion partielle qui est ensuite agrégée aux autres règles pour fournir une conclusion (agrégation).

Dans cette étape, il s'agit de déterminer comment le système interprète les variables linguistiques floues. Les variables linguistiques (entrées et sorties) par les règles d'inférence. Les variables sont liées par l'opérateur "ET", tandis que les variables de sortie des différentes règles sont liées par l'opérateur "OU" et l'ensemble des règles sont liées par les connecteurs tels que "ET" et "Alors". La conséquence d'une règle floue est inférée par l'emploi de règles de composition, en utilisant les fonctions d'implication floues et les connecteurs "ET" et "Alors". Les méthodes d'inférence se différencient selon la combinaison et l'utilisation des opérateurs (ET et OU) dans les règles d'inférence. Parmi ces méthodes, on trouve :

**VI.10.1 Méthode d'inférence MAX-MIN**

Cette méthode représente l'opérateur "ET" par la fonction « Min », la conclusion "Alors" par la fonction « Max » et l'opérateur "OU" par la fonction « Min », (figure IV.3).

**VI.10.2 Méthode d'inférence MAX-PRODUIT**

Cette méthode présente l'opérateur "ET" par la fonction « Min » l'opérateur "OU" par la fonction « Max » et la conclusion "Alors" par la fonction « Prod », (figure IV.4).

**VI.10.3 Méthode d'inférence SOMME-PRODUIT**

Dans cette méthode, l'opérateur "ET " est représenté par la fonction « Prod », l'opérateur "OU" est représenté par la fonction « somme » et la conclusion "Alors" est représenté par la fonction "Prod", (figure IV.5).

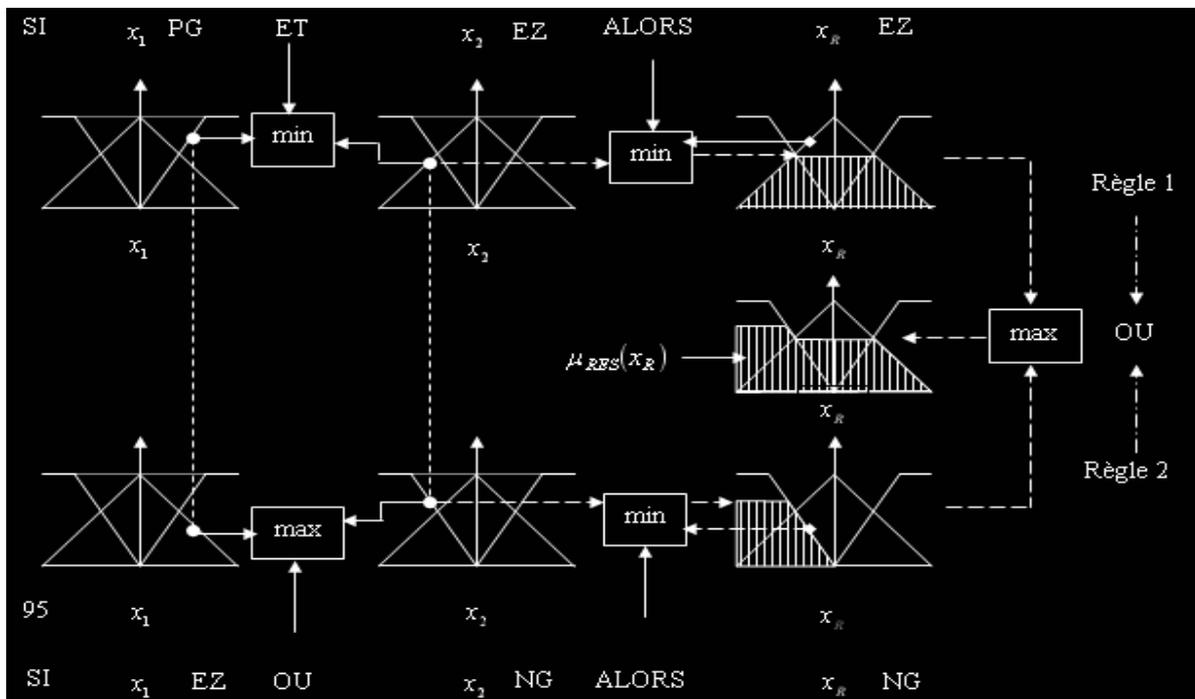


Figure .IV.3 : Méthode d'inférence MAX-MIN

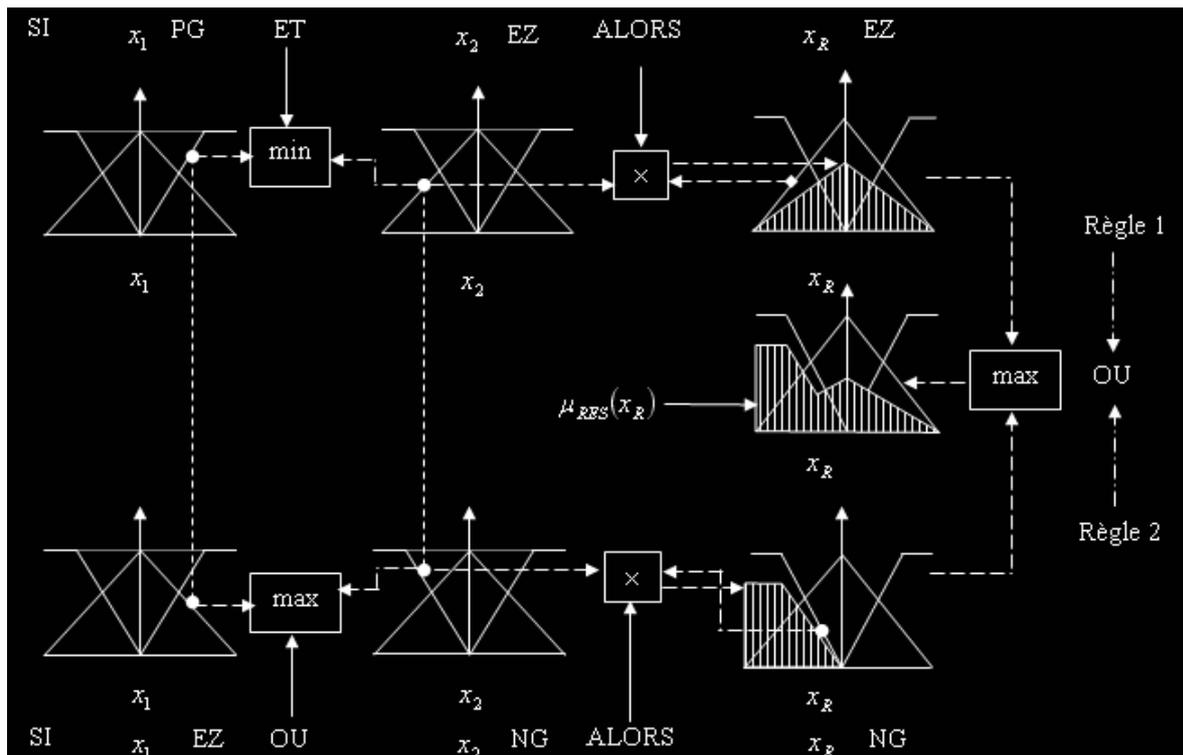


Figure.IV.4 : Méthode d'inférence MAX-PROD

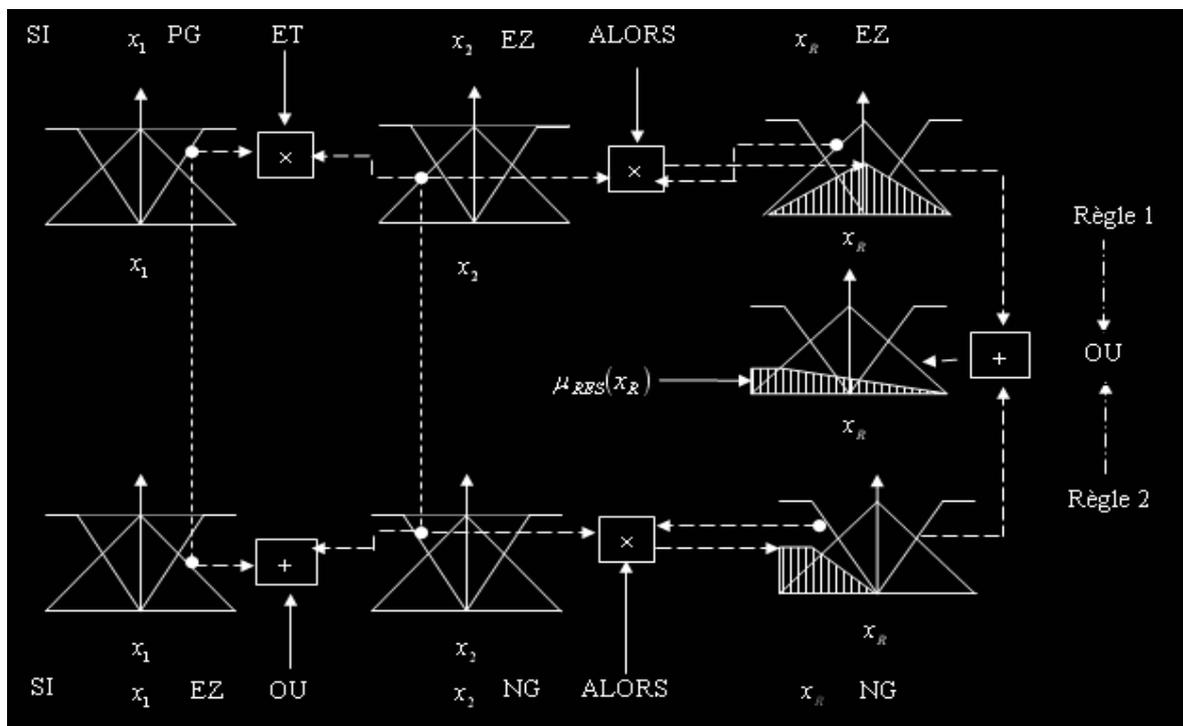


Figure.IV.5 : Méthode d'inférence SOMME-PRODUIT

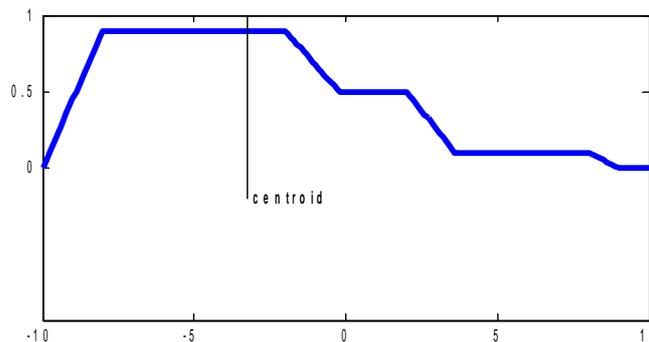
### IV.11 Interface de défuzzification :

La défuzzification réalise la fonction inverse de la fuzzification. Il s'agit de calculer à partir des degrés d'appartenance à tous les ensembles flous de la variable de sortie, la valeur de cette sortie. Plusieurs méthodes de défuzzification existent :

- Méthode du centre de gravité.
- Méthode des hauteurs pondérées.
- Méthode de la moyenne des maximums.

#### IV.11.1 Défuzzification par centre de gravité :

Celle-ci est la plus souvent utilisée, permet de déterminer le centre de gravité de la fonction d'appartenance résultante. Dans ce contexte, il suffit de calculer l'abscisse, comme pour le cas de la (figure IV.6), .



-3.2281

**Figure.IV.6** : Défuzzification par centre de gravité (exemple).

L'abscisse du centre de gravité peut être déterminée à l'aide de la relation générale :

$$(4.2)$$

L'intégrale au dénominateur donne la surface, tandis que l'intégrale au numérateur au moment de la surface. L'abscisse du centre de gravité forme ainsi le signal de sortie qui, en générale, doit être soumis à un traitement, afin d'obtenir le signal de commande U.

**IV.11.2 Méthode de hauteurs pondérées :**

La valeur réelle de la sortie est donnée par la relation suivante :

$$(4.3)$$

$\mu_i$  : représente le degré de confiance ou d'activation de la règle  $R_i$ .

$c_i$  : le centre de gravité de l'ensemble flou de la variable de sortie associée à la règle  $R_i$ .

Cette méthode est simple à implémenter. En effet, les centres de gravité des fonctions d'appartenance sont connus a priori. Cependant, elle souffre d'un inconvénient du fait qu'elle n'utilise pas la forme entière des fonctions d'appartenance de la conclusion. Elle utilise seulement le centre du support de la fonction d'appartenance de la conclusion, sans tenir compte du fait que la fonction d'appartenance est étroite ou large.

**IV.11.3 Méthode de la moyenne des maximums :**

Ce défuzzificateur examine sous l'ensemble flou  $A$  issu de l'inférence et détermine en premier temps les valeurs pour lesquelles  $\mu$  est un maximum. Ensuite, on calcule la moyenne de ces valeurs qui présente le résultat. Cette méthode est peu employée du fait de son imprécision.

**VI.12 Structure de base d'un contrôleur PI flou :**

Dans le domaine de la commande floue, plusieurs approches peuvent être utiles, elles se distinguent selon les entrées et la sortie du contrôleur. La (figure 4.7) représente un contrôleur flou de type PI (FLC-PI). Dans ce cas, la sortie du contrôleur flou est considérée comme un incrément de commande. Dans notre travail, nous avons utilisé cette structure dans la commande du drone X4.

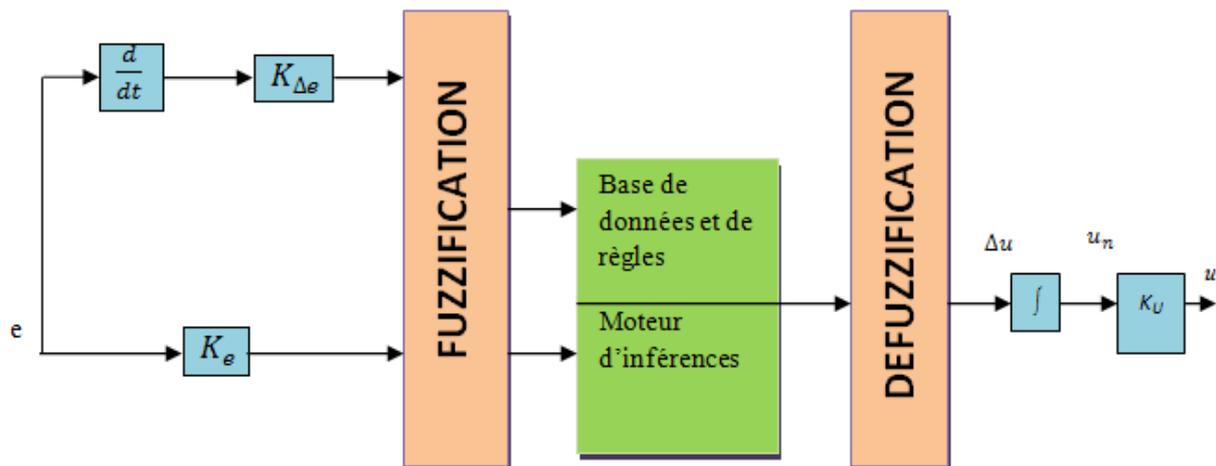


Figure.IV.7 : structure de base d'un contrôleur de type PI-flou

### IV.13 Etude de la robustesse :

Nous nous intéressons dans cette partie aux tests de la robustesse des contrôleurs développés.

Nous nous plaçons toujours dans le cadre de la commande du drone X4 dans le cas d'une dégradation de la performance qui est due par une défaillance d'un moteur ou d'un capteur ou par l'influence des perturbations externes comme le vent suivant les différents axes du mouvement. Selon le principe de l'inertie (lois de commande de Newton), aucune énergie n'est nécessaire pour maintenir le mouvement uniforme d'un corps dans le vide. Dans le cas du drone X4, une résistance ou une force de trainée s'oppose à son mouvement en vol et c'est le travail fourni pour vaincre cette force qui entraîne une consommation supplémentaire de l'énergie au niveau des actionneurs et qui affaiblit ses capacités en vol. Cette force de résistance est exprimée comme suit :

$$(4.4)$$

Avec :

$F_i$  : la force de trainée suivant l'axe  $i$  en [N] ;

$V$  : vitesse relative en [m/s] ;

$A$  : aire caractéristique de la surface frontale de la structure du drone en [m<sup>2</sup>] ;

$\rho$  : La masse volumique du drone en [kg/m<sup>3</sup>] ;

L'expression de l'équation (4.4) introduit un coefficient de trainée sans dimension qui dépend de la structure du X4 et qui est déterminé expérimentalement en soufflerie.

Dans notre cas du drone X4, ce coefficient vaut :

$C_D = 0.5$  : suivant le déplacement dans les directions x et y.

$C_D = 0.08$  : suivant le déplacement dans la direction z.

L'aire caractéristique  $A$  de la surface frontale de la structure du drone égale à :

$A = 0.031$  avec une masse volumique estimée à  $\rho = 1.22$  [kg/m<sup>3</sup>]

#### **IV.14 Backstepping avec action intégrale :**

Dans cette étape, nous allons introduire une action intégrale dans le backstepping (figure 4.8) :

**Figure.IV.8 :** Le schéma bloc du backstepping avec action intégrale.

**IV.14.1 Commande de l'altitude :**

Le modèle est écrit sous la forme suivante d'après les équations (2.31) et (3.25) :

$$(4.5)$$

➤ Première itération

La première valeur d'erreur se définit par :

$$(4.6)$$

Sa dérivée s'écrit :

$$(4.7)$$

On choisit la fonction de Lyapunov :

$$(4.8)$$

$$(4.9)$$

Pour éliminer l'effet de la perturbation, un intégrateur virtuel est ajouté à la loi de commande du contrôleur virtuel :

$$+ \quad \text{et} \quad (4.10)$$

Telle que :

$$(4.11)$$

L'équation (4.10) indique la valeur que doit prendre l'état pour que la fonction de Lyapunov soit stable. Cependant, il est impossible d'agir directement sur l'état. La notation sera donc utilisée pour indiquer la valeur souhaitée.

A partir de l'équation (4.9) et (4.10), on obtient :

$$(4.12)$$

➤ Deuxième itération

Il n'est pas possible d'agir directement sur l'état, il est donc peu probable que cet état suit exactement cette trajectoire, c'est pourquoi un autre terme d'erreur est introduit :

(4.13)

Sa dérivée est :

(4.14)

(4.15)

(4.16)

Afin d'éliminer cette erreur, la fonction de Lyapunov précédente de l'équation (4.8) est augmentée d'un autre terme, qui va prendre en charge la nouvelle erreur sur l'état qui a été introduit précédemment. Voici la nouvelle fonction candidate :

(4.17)

Sa dérivée s'écrit :

(4.18)

(4.19)

Pour que les critères de Lyapunov soient respectés, il faut que :

Avec :

et (4.20)

Pour obtenir la loi de commande, il faut que :

(4.21)

D'où la commande finale de est la suivante :

(4.22)

De telle sorte d'avoir :

(4.23)

**IV.14.2 Commande de tangage :**

Pour trouver la commande , nous suivons la procédure suivante :

On pose :

$$(4.24)$$

Les deux itérations du backstepping sont :

➤ Première itération

La variable d'erreur est :

$$(4.25)$$

Sa dérivée s'exprime par :

$$(4.26)$$

Dans l'équation précédente (4.26), est vue comme une commande virtuelle qui introduit la valeur de l'erreur suivante :

$$(4.27)$$

Où est la première fonction de stabilisation à déterminer. Maintenant, pour déterminer, nous choisissons la fonction de Lyapunov suivante :

$$(4.28)$$

Sa dérivée est :

$$(4.29)$$

$$(4.30)$$

La valeur de est :

$$(4.31)$$

Sachant que :

et 
$$(4.32)$$

En remplaçant par sa valeur (4.31) dans l'équation (4.30), on obtient :

$$(4.33)$$

➤ Deuxième itération

Nous avons besoin de modifier la fonction de Lyapunov pour intégrer l'erreur

$$(4.34)$$

$$(4.35)$$

Sa dérivée est:

$$(4.36)$$

Telle que :

$$(4.37)$$

$$(4.38)$$

Puis nous obtenons la commande de l'angle de tangage :

$$(4.39)$$

#### **IV.15 Backstepping avec PI-Flou:**

**Fig.4.9:** Le schema bloc du backstepping-flou.

#### IV.16 Résultats de simulation :

Nous présentons dans cette partie la procédure du contrôle flou pour la commande du drone X4, après on passe aux résultats obtenus en combinant les deux commandes (backstepping avec PI-flou) pour le vol vertical. Le X4, intrinsèquement non linéaire et présentant de forts couplages, est piloté par les commandes ( dans le but d'accomplir notre tâche, nous avons choisi de faire des tests avec trois fonctions d'appartenance pour l'erreur ( $e$ ), sa dérivée ( $de$ ) et la sortie avec ; ( $z$  est la référence en  $z$ ) pour l'exemple du vol vertical. Les gains des entrées et du contrôleur flou sont : et Le gain de sortie est dans notre simulation. La méthode de défuzzification utilisée est celle du centre de gravité. Le régulateur admet pour chaque variable les trois ensembles flous N (négatif), Z(zéro) et P (positif). Pour les variables d'entrée  $e$  et  $de$ , on désigne par :

N : le sous ensemble flou "Négatif".

Z : le sous ensemble flou "Zéro".

P : le sous ensemble flou "Positif".

**Figure.IV.10** : définition des trois fonctions d'appartenance pour l'erreur et sa dérivée.

**Figure.IV.11** : définition des trois fonctions d'appartenance pour la sortie (

Et pour la variable de sortie , on désigne par :

F : le sous ensemble flou "Faible".

M : le sous ensemble flou "Moyen".

G : le sous ensemble flou "Grand".

La table (4.1) montre les matrices des règles utilisées par expertise pour le vol vertical. On note que la table (4.1) possède trois fonctions d'appartenance présentant la commande avec un zéro central et une symétrie par rapport à ce zéro central.

|           |          |          |          |          |
|-----------|----------|----------|----------|----------|
| <i>de</i> | <i>e</i> | <b>N</b> | <b>Z</b> | <b>P</b> |
|-----------|----------|----------|----------|----------|

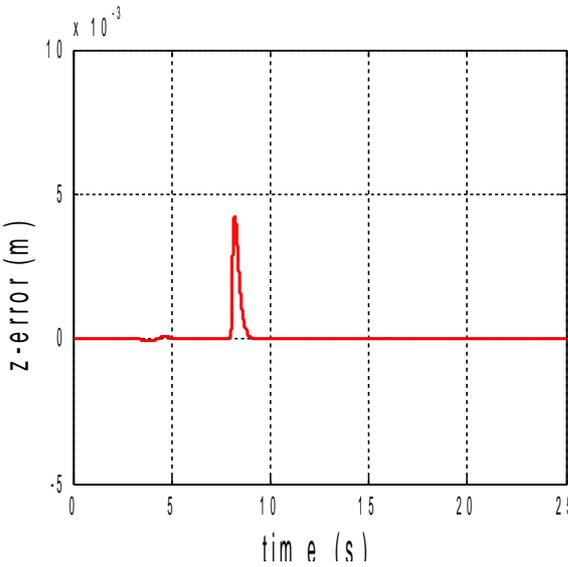
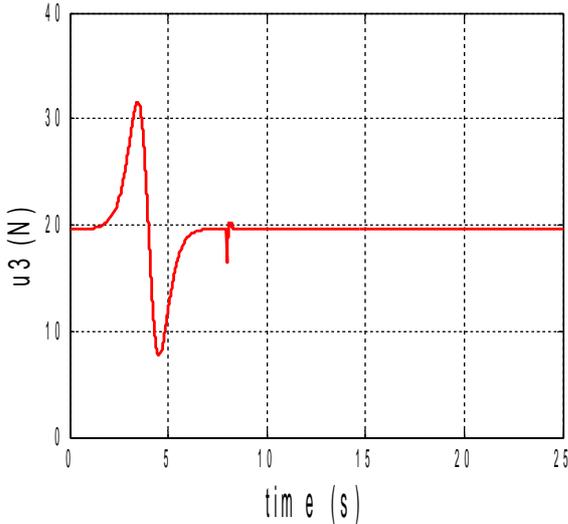
---

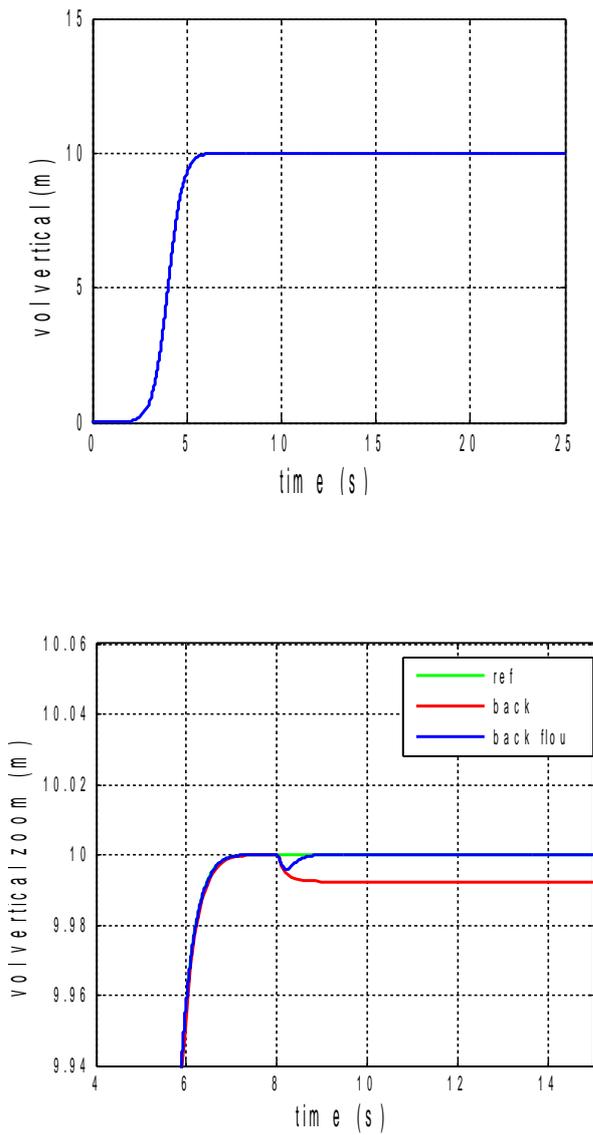
---

|          |          |          |          |
|----------|----------|----------|----------|
| <b>P</b> | <b>M</b> | <b>F</b> | <b>F</b> |
| <b>Z</b> | <b>G</b> | <b>M</b> | <b>F</b> |
| <b>N</b> | <b>G</b> | <b>G</b> | <b>M</b> |

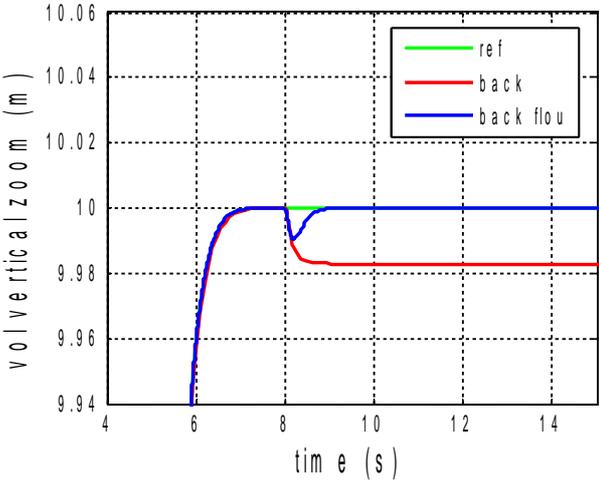
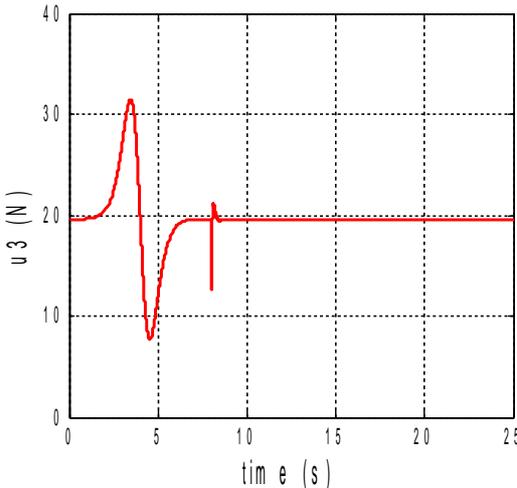
**Tableau.4.1** : Table linguistique déduite par expertise pour la direction suivant z pour fournir la commande

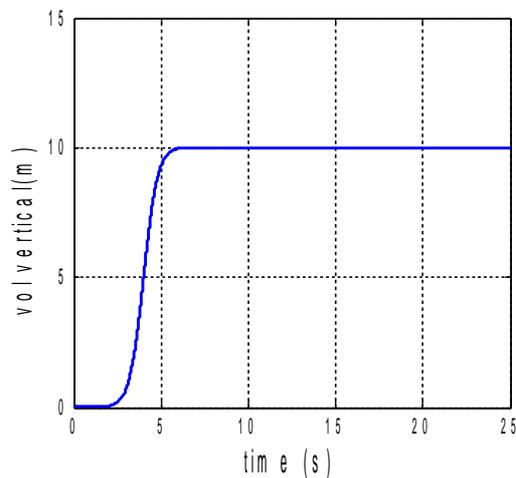
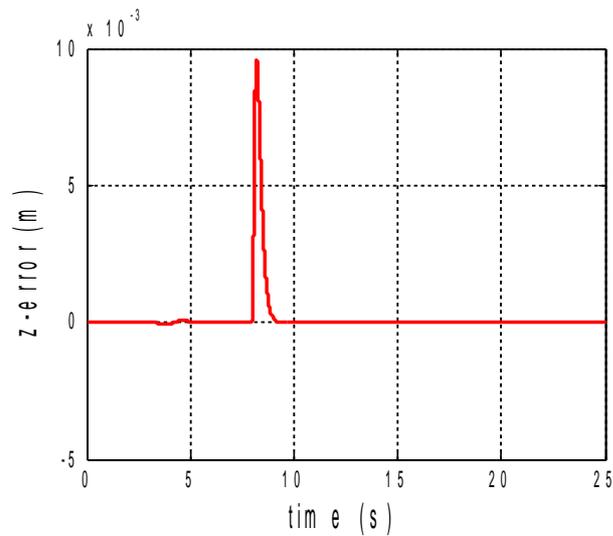
Les mêmes tests de correction ont été appliqués aux mouvements suivant x et y et les mêmes résultats ont été obtenus.





**Fig.4.12** : Résultats de simulation pour  $F=3N$ .





**Fig.4.13** : Résultats de simulation pour  $F=7N$ .

Les résultats de simulation montrent que la loi de commande est stable malgré la présence d'une perturbation externe à  $t=8s$ , donc la commande agit avec un rejet de perturbation grâce au contrôleur PI-flou ajouté, l'erreur statique converge vers le zéro et le suivi de la trajectoire désirée est assuré. En effet, le drone retourne vers la position d'équilibre désirée.

#### 4.17 Conclusion :

Dans ce chapitre, nous avons pu introduire l'action intégrale sur les commandes, et nous avons appliqué PI-flou associé avec le backstepping sur le drone X4 à 6DDL. Les résultats de simulation montrent les capacités de cette association. Ces techniques présentent une bonne robustesse vis-à-vis les perturbations extérieures.



## **CONCLUSION GENERALE :**

Les travaux que nous avons effectués portent sur l'étude de stabilisation avec planification de trajectoire sur la quadri rotor nommé X4.

Le drone X4 possède une forte non linéarité entre les entrées de commande et les états du système. On a pris en compte que les effets aérodynamiques sont négligés. Donc, le modèle dynamique basé sur le formalisme de Newton est simplifié ce qui facilite la tâche de conception des lois de commandes.

Nous avons élaboré des lois de commande non linéaire pour la commande des mouvements selon les différents axes. En se basant sur la théorie de Lyapunov, il est possible de concevoir systématiquement et de manière récursive une commande robuste avec les fonctions construites. Cette technique a été utilisée pour concevoir des algorithmes de commandes assurant le déplacement du drone d'une position initiale à une position d'équilibre désirée. Les résultats de simulation ont confirmé les performances des contrôleurs utilisés, tout en garantissant une convergence asymptotique vers les sortis désirés.

Nous avons réalisé des commandes pour la poursuite de trajectoires simples telles que le suivi d'une trajectoire droite. Nous avons introduit une force de perturbation sur le drone et nous avons étudié par la suite la robustesse du contrôleur utilisé en présence de perturbation, les résultats obtenus ont montré que la technique backstepping ne satisfait pas toutes les performances à cause de la présence d'erreur de suivi. Donc on a proposé deux solutions :

La première consiste à introduire une action intégrale aux contrôleurs virtuels. La deuxième consiste à associer le backstepping avec un PI-flou, le système en boucle fermée résultant est globalement asymptotiquement stable en ce qui concerne les erreurs de suivi, donc notre objectif est validé.

[1] [www.wikipedia.com](http://www.wikipedia.com)

[2] A.CHRIETTE, « contribution à la commande et la modélisation des hélicoptères : asservissement visuel et commande adaptative ». Thèse de doctorat, université d'Evry Val d'Essone, Décembre 2001.

[3] Abder rezak BENASKEUR « Aspects *de* l'application du backstepping adaptatif à la commande décentralisée des systèmes non linéaires », thèse de doctorat, , la Faculté des Etudes Supérieures de l'université de Laval, 2000

[4] Adnan MARTINI, « Modélisation et commande de vol d'un hélicoptère drone soumis à une rafale de vent ». Université de Paul Verlaine, Novembre 2008.

[5] Archives multilingues actionnés par worldlingo. Article principal : « Histoire des véhicules aériens non-pilotés ».

[6] CHEBBI Azeddine « Commande Backstepping d'une machine asynchrone sans capteur de vitesse », thèse de magister, UNIVERSITE HADJ LAKHDAR - BATNA ,2011

[7] CHERIET Reda « Commande et Stabilisation d'Attitude d'un Drone de Type Quadrirotor »projet de fin d'étude, institut de l'aéronautique et des etudes aérospatiales ,2013

[8] CHOUTRI Kheireddine et YAHLALI Younes « DES algorithmes DE GUIDAGE, NAVIGATION ET DE CONTRÔLE APPLIQUES AUX QUADRI-ROTOR »projet de fin d'études, IAB, 2015

[9] contrôle la poursuite et la synchronisation des systèmes dynamiques non linéaires chaotiques », thèse de doctorat, Université Ferhat ABBAS – Sétif, DE COMMANDE NON LINEAIRE » thèse de magister, UNIVERSITE MENTOURI-CONSTANTINE, 2007

[10] Fouad Alouani, «Commande par Logique Floue Appliquée aux pendules inversés et au François Veysset « modelisation et identification de comportements de l'avion en vol turbulent par modèles a retards » thèse de doctorat, université des sciences et technologies de lille, 2006

[11 ] Ilyes BOULKAIBET « UNE ETUDE EN SIMULATION DE STRATEGIES

- [12] José Fermi Guerrero Castellanos, « Estimation de l'attitude et commande bornée en attitude d'un corps rigide : Application à un mini hélicoptère à quatre rotors ». Thèse de doctorat, université de Joseph Fourier, Janvier 2008.
- [13] K. M. ZEMALACHE, « Commande des systèmes sous actionnés : Application à un drone à quatre hélice ». Thèse de doctorat. Université d'Evry Val d'Essonne, Décembre 2006.
- [14] Kared Saber « Modélisation et Commande d'un Mini-Hélicoptère Drone », these de magister, UNIVERSITE DU 20 AOUT 1955 SKIKDA, 2013
- [15] KHEBBACHE Hicham « Tolérance aux défauts via la méthode backstepping des systèmes non linéaires », thèse magister ,université Ferhat Abbas de Sétif ,2012
- [16] Lotfi BAGHLI, « Contribution à la commande de la machine asynchrone, utilisation de la logique floue, des réseaux de neurones et des algorithmes génétiques ». Thèse de doctorat de l'université de Poincaré, Nancy-1.
- [17] Lotfi BEJI, « Modélisation et commande des systèmes autonomes de types terrestres et aériens ». IBISC, Evry, France.
- [18] Mathieu LESCIEU, « Introduction à la logique floue ». Application à la commande floue.
- [19] MESSAADI Mouna « Commande backstepping appliquée à la machine  
Mme Laarem GUESSAS « Backstepping Backstepping adaptatif pour le synchrone a aimants permanents » thèse de magister, UNIVERSITE HADJ LAKHDAR – BATNA, 2012
- [20] P. BEUGNET, R.POLONOWSKI et M.KHAIRAIL, « Modélisation et interface de contrôle d'un quadrirotor ». Rapport de projet. Ecole de l'industrie de Paris.
- [21] Pascal BRISSET, « Drones civils : perspectives et réalités ». ENAC, Aout 2004.
- [22] RAHMOUNE Hiba ET MENEMMECHE Yousra « Dynamique, Contrôle et Simulation d'un UAV » projet de fin d'études, institut de l'aeronautique et des études aérospatiales ,2015
- [23] Rémi CAZZARO, « Modélisation et stabilisation d'un micro hélicoptère à quatre rotors ». Examen probatoire du diplôme d'ingénieur en automatique industriel, C.N.A.M, Juillet 2007.

- [24] Roland Longchamp, « Commande numérique des systèmes dynamiques ». Cours d'automatique, chapitre 13 : Commande floue, p 635-689.
- [25] Samir BOUABDALLAH, « Design and control of quadrotors with application to autonomous flying. Thèse de doctorat. Lausanne, EPFL, 2007.
- [26] Simulateur de Vol d'Hélicoptère : Simulation et Expérimentation ». Magister en électronique : option control. Université de M'Sila., juin 2006
- [27] Yves GRANJON, « Automatique des systèmes linéaires, non linéaires à temps continu, à temps discret, représentation d'état ». *Cours et exercices corrigés*, édition Septembre 2001.
- [28] J. Michel Pflimlin, « commande d'un minidrone à hélice carénée : De la stabilisation dans le vent à la navigation autonome ». Thèse de doctorat, école doctorale de Toulouse.
- [29] Conférence « Mieux connaître les drones » pdf
- [30] Octavio Diez, « Avions spéciaux de combat ». Collection dirigée par Octavio Diez et d'autres spécialistes depuis 1985.

# Sommaire

## CHAPITRE I : Initiation au monde des drones

|  |                              |
|--|------------------------------|
| I-1 Introduction .....   | Error! Bookmark not defined. |
| I-2 Histoire de l'apparition et de l'évolution des drones .....  | Error! Bookmark not defined. |
| I-2-1 Les ballons d'Autrichiens .....                            | Error! Bookmark not defined. |
| I-2-2 les cerf_ volant .....                                     | Error! Bookmark not defined. |
| I-2-3 pendant la première guerre mondiale .....                  | Error! Bookmark not defined. |
| I-2-4 avant et pendant la seconde guerre mondiale .....          | Error! Bookmark not defined. |
| I-2-5 la guerre froide .....                                     | Error! Bookmark not defined. |
| I-2-5 La guerre du Vietnam .....                                 | Error! Bookmark not defined. |
| I-2-6 les drones modernes .....                                  | Error! Bookmark not defined. |
| I-3 le système drone .....                                       | Error! Bookmark not defined. |
| I-4 classification des drones .....                              | Error! Bookmark not defined. |
| I-4-1 classification selon la taille.....                        | Error! Bookmark not defined. |
| I-4-2 Classification selon le fonctionnement aérodynamique ..... | Error! Bookmark not defined. |
| I-5 Le quadri rotor .....  | Error! Bookmark not defined. |
| I-5-1 Présentation .....   | Error! Bookmark not defined. |
| I-5-2 Description d'un drone quadri rotor .....                  | Error! Bookmark not defined. |
| I-6 Constitution du drone .....                                  | Error! Bookmark not defined. |
| I-6-1 La motorisation .....                                      | Error! Bookmark not defined. |
| I-6-2 .....  | Error! Bookmark not defined. |
| I-7 Règlementation .....   | Error! Bookmark not defined. |
| I-8 Domaine d'application du drone.....                          | Error! Bookmark not defined. |
| I-8-1 Domaine militaire.....                                     | Error! Bookmark not defined. |
| I-8-2 Domaine civil .....  | Error! Bookmark not defined. |
| I-9 Avenir des drones .....                                      | Error! Bookmark not defined. |
| I-10 Exemples de drones en Algérie .....                         | Error! Bookmark not defined. |
| I-11 Conclusion .....  | Error! Bookmark not defined. |

## CHAPITRE II: Modélisation dynamique du quadri rotor

|   |                              |
|---|------------------------------|
| II-1-Introduction .....                               | Error! Bookmark not defined. |
| II-2-Les mouvements du quadri rotor: .....            | Error! Bookmark not defined. |
| II-2-1-Sens de rotation des voilures tournantes ..... | Error! Bookmark not defined. |

|  |                                     |
|--|-------------------------------------|
| II-2-2 Les principaux mouvements du quadri rotor .....   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| II-2-2-1) Les gaz (mouvement vertical) .....   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| II-2-2-2) Le mouvement Lacet .....   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| II-2-2-3) Le mouvement Tangage .....   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| La rotation autour de l'axe y est appelée tangage. ....  | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| Dans notre cas une variation de l'angle de tangage est obtenue grâce à un écart de vitesse entre le<br>moteur un et trois..... | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| II-2-2-4) Le mouvement de roulis : .....   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| II-3-Modes de vol : .....  | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| A-Vol stationnaire .....   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| B-Vol de translation : .....   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| C-Vol vertical .....   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| II-4-Le modèle dynamique du quadri rotor : .....   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| II-4-1) Les hypothèses du modèle : .....   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| II-5 Le repère inertiel et le repère local : .....   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| II-5-1) Repère inertiel terrestre (ECI).....   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| II-5-2) Repère du mobile : .....   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| II-6 Les angles d'Euler : .....  | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| II-7 Matrice de passage : .....  | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| II-8 Transformation des vitesses : .....   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| II-8-1) Vitesses linéaires : .....   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| II-8-2) Vitesses angulaires.....   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| II-9 Effets physiques agissant sur le quadri rotor : .....   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| II-9-1) Les forces agissant sur le quadri rotor : .....  | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| II-9-2) Les moments agissant sur le quadri rotor : .....   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| II-10Développement du modèle mathématique selon Newton-Euler : ..  | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| II-10-1) Dynamique de translation : .....  | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| II-10-2) Dynamique de rotation : .....   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| Conclusion : .....   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| <b>CHAPITREIII: la commande d'un quadri rotor par la technique de BACKSTEPPING</b>   |                                     |
| III.1 Introduction .....   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| III.2 Généralités .....  | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| III.2.1 Les systèmes non linéaires : .....   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| III.2.2 La stabilité au sens de Lyapunov : .....   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| III.2.3 Choix de la fonction de Lyapunov : .....   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| III.3 Historique et domaine d'application du backstepping : .....  | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |

|  |  |                                     |
|--|--|-------------------------------------|
| III.4  | Approche de la commande backstepping : .....                       | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| III.5  | Application du Backstepping sur le drone X4 : .....                | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| III. 5.1   | Commande du mouvement suivant l'axe Z : .....                      | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| III. 5.1.1   | Commande de l'altitude : .....                                     | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| III.5.1.2  | Commande du lacet : .....  | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| 3.5.2  | Commande pour le mouvement suivant l'axe $x$ : .....               | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| 3.5.2.1  | Commande de translation : .....                                    | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| III.5.2.2  | Commande de rotation : .....                                       | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| III.5.3  | Commande pour le mouvement suivant l'axe $y$ : .....               | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| III.6  | Planification de la trajectoire et résultats de simulation : ..... | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| III.7  | Backstepping avec perturbation : .....                             | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| III.8  | Conclusion : .....   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| <b>CHAPITRE IV: Application de la commande Backstepping -Floue sur le quadri rotor</b> |  |                                     |
| IV.1   | Introduction : .....   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| VI.2   | Historique : .....   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| VI.3   | Sous-ensembles flous : .....                                       | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| VI.4   | Opérateurs : .....   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| VI.5   | Les variables linguistiques : .....                                | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| VI.6   | Les règles linguistiques : .....                                   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| VI.7   | Structure générale d'un contrôleur flou : .....                    | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| VI.8   | Interface de fuzzification : .....                                 | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| VI.9   | Base de règles : .....   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| VI.10  | Moteur d'inférence : .....   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| IV.11  | Interface de défuzzification : .....                               | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| IV.11.1  | Défuzzification par centre de gravité : .....                      | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| IV.11.2  | Méthode de hauteurs pondérées : .....                              | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| IV.11.3  | Méthode de la moyenne des maximums : .....                         | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| VI.12  | Structure de base d'un contrôleur PI flou : .....                  | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| IV.13  | Etude de la robustesse : .....                                     | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| IV.14  | Backstepping avec action intégrale : .....                         | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| IV.14.1  | Commande de l'altitude : .....                                     | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| IV.14.2  | Commande de tangage : .....  | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| IV.15  | Backstepping avec PI-Flou: .....                                   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| IV.16  | Résultats de simulation : .....                                    | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |
| 4.17   | Conclusion : .....   | <b>Error! Bookmark not defined.</b> |

