

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية  
LA REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET  
POPULAIRE

وزارة التعليم العالي والبحث العلمي  
*Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique*



Université Saad Dahlab Blida 1  
Institut d'Aéronautique et des Études Spatiales  
Département Études Spatiales



**Mémoire de fin d'études**  
En vue de l'obtention du diplôme de  
**Master en Aéronautique**  
*Option : Avionique*

**THEME**

**Conception d'un système de contrôle adaptatif basé sur  
la logique floue pour un UAV (drone a voilure fixe)**

Projet de start-up présenté dans le cadre du décret ministériel "1275", mené par l'Institut  
d'Aéronautique et des études Spatiales (IEAS)

Proposé et dirigé par :

*Dr. BOUDIBA Ouissam*

*Dr. AZMEDROUB Boussad*

Réalisé par :

*Mr. MEZIANE Yacine*

*Mr. KLIKHA Youcef*

*Soutenue le 21 Septembre 2023, devant le jury composé de :*

*Président Dr. Tahraoui Sofiane*

*Examineur Dr. Dilmi Smain*

*Promotion : 2022 / 2023*

# *Dédicace :*

Je dédie ce modeste travail

A mes parents et mes grands parents

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 tous 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 petites sœurs

A mes chers frères

Tous mes cousins et toutes mes cousines

A mon binôme avec qui j'ai partagé de longues heures de travail

A tous mes ami(e)s et collègues de la promotion 2023 option :AVIONIQUE

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

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

# *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 promoteur Mr Boudiba Ouisssem qui par sa confiance ses conseils et ses explications a contribué à la réalisation de ce mémoire

Nos remerciements s'adressent également à tout le personnel de l'école ESTA.

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

## الملخص :

تركز هذه الأطروحة بشكل أساسي على تطبيق تحكم يعتمد على المنطق الضبابي للتحكم في طائرة بدون طيار ثابتة الجناحين.

ركزت دراستنا على تصميم ونمذجة نظام تحكم تم تطويره خصيصا لطائرة بدون طيار ثابتة الجناحين ، لتنظيم الارتفاع والسرعة وزاوية الميل لطائرتنا بدون طيار بدقة.

لتحقيق هذا الهدف، استخدمنا مجموعة من تقنيات التحكم، بما في ذلك وحدة التحكم PID (Proportional-Integral-Derivative)

بالإضافة إلى المنطق الضبابي للنجاح في إنشاء نظام تحكم تكيفي يعتمد على المنطق الضبابي

الكلمات الدالة: منطق ضبابي ، وحدة تحكم

## Résumé :

Ce mémoire se concentre principalement sur l'application d'une commande qui utilise de la logique floue pour le contrôle d'un drone à voilure fixe.

Notre étude s'est penchée sur la conception et la modélisation d'un système de commande spécifiquement élaboré pour un drone à voilure fixe, permettant de réguler avec précision l'altitude, la vitesse et l'angle de tangage de notre drone.

Pour atteindre cet objectif, nous avons utilisé une combinaison de techniques de contrôle, notamment le contrôleur PID (Proportional-Integral-Derivative) ainsi que la logique floue (fuzzy logic) pour réussir à créer un système de contrôle adaptatif basé sur la logique floue

Mots-clés : logique floue, contrôleur PID, régulation.

## Abstract:

This thesis primarily focuses on the application of a command that uses the fuzzy logic for the control of a fixed-wing drone.

Our study delves into the design and modeling of a control system specifically tailored for a fixed-wing drone, enabling precise regulation of altitude, speed, and pitch angle.

To achieve this objective, we employed a combination of control techniques, including the Proportional-Integral-Derivative (PID) controller and fuzzy logic to succeed in creating an adaptive control system based on fuzzy logic

Keywords: fuzzy logic, PID controller, regulation.

# Table Des Matières :

<b>RESUME</b>	<b>1</b>
<b>TABLE DES MATIERES</b>	<b>2</b>
<b>LISTE DES FIGURES</b>	<b>5</b>
<b>LISTE DES TABLEAUX</b>	<b>6</b>
<b>NOTATIONS</b>	<b>7</b>
<b>LISTE DES ABREVIATIONS</b>	<b>11</b>
<b>INTRODUCTION GENERALE</b>	<b>1</b>
<b>CHAPITRE01 : INITIATION AU MONDE DES DRONES ET MODELISATION DE LA DYNAMIQUE DU VOL D'UN DRONE A VOILURE FIXE</b>	<b>4</b>
<b>1.1 Introduction</b>	<b>4</b>
<b>1.2 Définition</b>	<b>4</b>
<b>1.3 Histoire</b>	<b>5</b>
1.3.1 Les ballons d'Autrichiens	5
1.3.2 Les cerf-volant	5
1.3.3 Pendant la Première Guerre mondiale	5
1.3.4 Avant et pendant la Seconde Guerre mondiale	7
<b>1.4 Etat de l'art</b>	<b>8</b>
<b>1.5 Classification des drones</b>	<b>9</b>
1.5.1 Classification selon la taille	9
1.5.2 Classification selon le fonctionnement aérodynamique	13
1.5.2.1 Drone a voilure tournante ou VTOL	13
1.5.2.2 Drone a ailes battantes (ornithoptères)	14
<b>1.6 Drone a voilure fixe</b>	<b>15</b>
1.6.1 Introduction	15
1.6.2 Le principe de vol des drones à voilure fixe	15

1.6.3	Les forces qui agissent sur un objet volant	15
1.6.4	Les différentes parties constituant un drone à voilure fixe	16
1.6.5	Les surfaces de contrôle et les mouvements qu'ils produisent	18
<b>1.7</b>	<b>Modèle dynamique d'un drone a voilure fixe</b>	<b>20</b>
1.7.1	Angles d'Euler	21
1.7.2	Modélisation dynamique	22
1.7.3	Forces aérodynamiques d'un profil aérodynamique (les ailes)	22
1.7.4	Dérivation du modèle en utilisant l'approche de Lagrange-Euler	23
1.7.5	Modèle final avec approximation de petit angle	26
1.7.6	Model non linéaire	26
1.7.7	Model linéaire	27
1.7.8	Mode longitudinal	28
<b>1.8</b>	<b>Conclusion</b>	<b>29</b>
<b>CHAPITRE02 : APPLICATION DES TROIS METHODES DE CONTROLE</b>		<b>31</b>
<b>2.1</b>	<b>Introduction PID</b>	<b>31</b>
2.1.1	La commande classique PID	31
2.1.2	Actions du régulateurs PID	31
<b>2.2</b>	<b>Introduction a la logique flou (fuzzy logic)</b>	<b>35</b>
2.2.1	Historique	35
2.2.2	Domaines d'application	36
2.2.3	La logique floue	36
2.2.4	Les concepts de base	37
2.2.4.1	L'ensemble floue	37
2.2.4.2	Univers de discours	37
2.2.4.3	Les variables et les valeurs linguistiques	37
2.2.4.4	Fonction d'appartenance	38
2.2.4.5	Opérateurs de la logique floue	40
2.2.4.6	Règles linguistiques	40
<b>2.3</b>	<b>Le contrôle par la logique flou (fuzzy control)</b>	<b>41</b>
2.3.1	Structure d'un régulateur flou	41
2.3.2	Fuzzification	41
2.3.3	Base de règle	42
2.3.4	Mécanisme d'inférence flou	43
2.3.5	Défuzzification	44
<b>2.4</b>	<b>Le contrôle PID adaptative a travers la logique floue (fuzzy PID control)</b>	<b>45</b>
2.4.1	Introduction au contrôle PID adaptative a travers la logique floue (Fuzzy PID)	45
2.4.2	Fonctionnement du contrôle PID adaptative a travers la logique floue (Fuzzy PID)	46
2.4.2.1	Adaptation de la logique floue	46
<b>2.5</b>	<b>Conclusion</b>	<b>47</b>

**CHAPITRE03 : MODELISATION SOUS MATLAB/SIMULINK ET COMPARAISON  
DES 3 METHODES DE CONTROLE POUR LE DRONE A VOILURE FIXE**    ERROR!  
BOOKMARK NOT DEFINED.

<b>3.1</b>	<b>Introduction</b>	<b>49</b>
<b>3.2</b>	<b>Model dynamique du drone contrôlé</b>	<b>49</b>
<b>3.3</b>	<b>Schémas Simulink des 3 méthodes de contrôle</b>	<b>53</b>
3.3.1	Schémas pour le contrôle PID	53
3.3.2	Schémas pour le contrôleur flou (fuzzy control)	54
3.3.3	Schémas pour le contrôle PID adaptative à travers la logique floue (fuzzy adaptative PID control)	65
<b>3.4</b>	<b>Visualisation des résultats des trois méthodes de contrôle</b>	<b>65</b>
3.4.1	Résultats des 3 méthodes de contrôle	66
3.4.1.1	Résultat de l'angle d'inclinaison ( $\theta$ )	67
3.4.1.2	Résultat de la vitesse (U)	68
3.4.1.3	Résultat de l'altitude (H)	69
3.4.1.4	Commentaires sur les 3 graphes	70
3.4.1.5	Comparaison des 3 méthodes de contrôle selon l'erreur quadratique (RMSE)	72
3.4.1.6	Tableau de comparaison des 3 méthodes de contrôle selon l'RMSE	73
<b>3.5</b>	<b>Conclusion</b>	<b>74</b>
	<b>CONCLUSION GENERALE</b>	<b>75</b>
	<b>ANNEXE</b>	<b>76</b>
	<b>BIBLIOGRAPHIE</b>	<b>84</b>

# Liste des figures :

<b>FIGURE 1:LES BALLONS "BOMBES"</b>	5
<b>FIGURE 2:TORPILLE AERIENNE DE KETTERING</b>	6
<b>FIGURE 3:STANDARD E-1</b>	6
<b>FIGURE 4:RP-1 DE DENNY (A),DENNY RP-4 SERIES (B),DENNYMITE RADIOPLANE (C)</b>	7
<b>FIGURE 5:UN MICRO-DRONE A AILE BATTANTE</b>	8
<b>FIGURE 6:BATTERIE DRONES HUAJUN LI-POLYMER 650MAH</b>	8
<b>FIGURE 7:RQ-4B GLOBAL</b>	9
<b>FIGURE 8: MQ-9 REAPER</b>	10
<b>FIGURE 9: TUAV RQ7 SHADOW</b>	10
<b>FIGURE 10: BAYRAKTAR</b>	11
<b>FIGURE 11:WASP MICRO UAV</b>	11
<b>FIGURE 12: (A) LE MICRO DELFLY,(B) LE ROBOBEE</b>	14
<b>FIGURE 13:LES COMPOSANTS D'UN UAV A VOILURE FIXE</b>	17
<b>FIGURE 14:LES MOUVEMENT DE ROTATION D'UN UAV</b>	19
<b>FIGURE 15:LES FORCES QUI AGISSENT SUR L'AILE</b>	22
<b>FIGURE 16:LA STRUCTURE DE PID</b>	31
<b>FIGURE 17:EXEMPLE D'UNE VARIABLE LINGUISTIQUE.</b>	38
<b>FIGURE 18:SCHEMA SYNOPTIQUE D'UN CONTROLEUR FLOUE</b>	41
<b>FIGURE 19:MATRICE D'INFERENCE FLOUE</b>	43
<b>FIGURE 20: STRUCTURE D'UN FUZZY PID CONTROLLER</b>	47
<b>FIGURE 21:CONTROLEUR PID</b>	53
<b>FIGURE 22:CONTROLEUR FUZZY</b>	54
<b>FIGURE 23:BLOCK FUZZY POUR L'ANGLE D'INCLINAISON (<math>\Theta</math>)</b>	56
<b>FIGURE 24:BLOCK FUZZY POUR LE PARAMETRE VITESSE U</b>	61
<b>FIGURE 25:CONTROLEUR FUZZY ADAPTATIVE</b>	65
<b>FIGURE 26:SCOOP POUR LA VISUALISATION DE L'ANGLE <math>\Theta</math></b>	67
<b>FIGURE 27:RESULTAT DE L'ANGLE THETA DES 3 METHODES DE CONTROLE</b>	67
<b>FIGURE 28:SCOOP POUR LA VISUALISATION DE LA VITESSE U</b>	68
<b>FIGURE 29:RESULTAT DE LA VITESSE U DES 3 METHODES DE CONTROLE</b>	68
<b>FIGURE 30: SCOOP POUR LA VISUALISATION DE L'ALTITUDE H</b>	69
<b>FIGURE 31:RESULTAT DE L'ALTITUDE H DES 3 METHODES DE CONTROLE</b>	69

## Liste des tableaux :

<b>TABLEAU 1:LES CATEGORIES DE DRONES SELON LEUR TAILLE.</b>	12
<b>TABLEAU 2:FONCTIONS D'APPARTENANCE DE LA LOGIQUE FLOUE</b>	39
<b>TABLEAU 3:BASE DE REGLES</b>	56
<b>TABLEAU 4:RESULTAT DES MESURES RMSE DES 3 METHODES DE CONTROLE</b>	73

# Notations :

$E = \{E_x, E_y, E_z\}$ :	Repère fixe lié à la terre
$B = \{B_x, B_y, B_z\}$ :	Repère mobile lié au centre de gravité
$T$ :	Matrice de transformation
$R$ :	Matrice de rotation
$\zeta$ :	Vecteur de position
$\varphi$ :	Angle de roulis
$\theta$ :	Angle de tangage
$\psi$ :	Angle de lacet
$\rho$ :	La densité du fluide (air)
$S$ :	La surface de l'aile
$v$ :	Vitesse de vol (par rapport au fluide)
$C_L$ :	Coefficient de portance
$C_d$ :	Coefficient de trainée
$C_m$ :	Coefficient du moment

<b>F<sub>l</sub> :</b>	<b>La force de portance</b>
<b>F<sub>d</sub> :</b>	<b>La force de trainée</b>
<b>m :</b>	<b>Le poids du drone</b>
<b>g :</b>	<b>L'accélération de la pesanteur</b>
<b>t :</b>	<b>La poussée de l'hélice agissant dans la direction</b>
<b>J :</b>	<b>Matrice d'inertie symétrique</b>
<b>W<sub>x</sub>, W<sub>y</sub>, W<sub>z</sub> :</b>	<b>Les vitesses de rotation</b>
<b>q<sub>i</sub> :</b>	<b>Coordonnées généralisées      <math>q_i = [x \ y \ z \ \varphi \ \theta \ \psi]^T</math></b>
<b>i :</b>	<b>Forces généralisées donné par des forces non conservative</b>
<b>T :</b>	<b>Énergie cinétique totale</b>
<b>V :</b>	<b>Énergie potentielle totale</b>
<b><math>\alpha</math> :</b>	<b>L'angle d'attaque</b>
<b>R :</b>	<b>La matrice de Rotation de l'objet mobile.</b>
<b>p, q, r :</b>	<b>Vitesses angulaires corporels</b>
<b>U<sub>1</sub> :</b>	<b>Tension sur le moteur</b>

<b>U2 :</b>	<b>La déviation de l'aileron gauche</b>
<b>U3 :</b>	<b>La déviation de l'aileron droit</b>
<b>U4 :</b>	<b>La déviation de queue gauche</b>
<b>U5 :</b>	<b>La déviation de la queue droite</b>
<b>Ixx :</b>	<b>Le moment d'inertie autour de l'axe longitudinal (Roulis)</b>
<b>Iyy :</b>	<b>Le moment d'inertie autour de l'axe latéral (Tangage)</b>
<b>Izz :</b>	<b>Le moment d'inertie autour de l'axe vertical (Lacet)</b>
<b>Xu :</b>	<b>Coefficient de traînée due à la variation de la vitesse longitudinale</b>
<b>X<math>\alpha</math> :</b>	<b>Coefficient de traînée due à la variation de l'angle d'attaque</b>
<b>Zu :</b>	<b>Coefficient de portance due à la variation de la vitesse longitudinale</b>
<b>Z<math>\alpha</math> :</b>	<b>Coefficient de portance due à la variation de l'angle d'attaque</b>

<b>Zq :</b>	<b>Coefficient de portance due à la variation du taux de roulis</b>
<b>Mu :</b>	<b>Coefficient de moment de tangage due à la variation de la vitesse longitudinale</b>
<b>Mα :</b>	<b>Coefficient de moment de tangage due à la variation de l'angle d'attaque</b>
<b>Mq :</b>	<b>Coefficient de moment de tangage due à la variation du taux de roulis</b>
<b>X<sub>δ<sub>e</sub></sub> :</b>	<b>Coefficient de traînée due à la variation de la commande de profondeur</b>
<b>Z<sub>δ<sub>e</sub></sub> :</b>	<b>Coefficient de portance due à la variation de la commande de profondeur</b>
<b>M<sub>δ<sub>e</sub></sub> :</b>	<b>Coefficient de moment de tangage due à la variation de la commande de profondeur</b>
<b>Kp :</b>	<b>Gain proportionnel</b>
<b>Ki :</b>	<b>Gain intégral</b>
<b>Kd :</b>	<b>Gain dérivé</b>

## Liste des abréviations :

<b>IA :</b>	<b>Intelligence Artificiel</b>
<b>UAV :</b>	<b>Unmanned Aerial Véhicule</b>
<b>SUAS:</b>	<b>Small Unmanned Aircraft Systems</b>
<b>HALE:</b>	<b>High Altitude Long Endurance</b>
<b>MALE:</b>	<b>Medium Altitude Long Endurance</b>
<b>TUAV:</b>	<b>Tactical Unmanned Aerial Vehicle</b>
<b>VTOL:</b>	<b>Vertical and Take Off Landing</b>
<b>PID :</b>	<b>Proportionnel, Intégral, Dérivé</b>
<b>FL :</b>	<b>Fuzzy Logic</b>
<b>RMSE :</b>	<b>Root Mean Square Error</b>

# Introduction générale :

Les drones à voilure fixe, également connus sous le nom d'UAV (véhicules aériens sans pilote), ont connu une ascension fulgurante ces dernières années et sont de plus en plus intégrés dans divers domaines d'activité. Leur polyvalence et leur capacité à fonctionner de manière autonome, grâce à des avancées significatives en matière d'intelligence artificielle, en font des outils précieux pour des applications allant de la surveillance militaire à la collecte de données environnementales. Leur mission centrale réside dans leur autonomie, leur permettant de détecter et de corriger leur propre itinéraire et stabilité. Cette caractéristique les rend idéaux pour un large éventail de tâches.

L'une des applications les plus évidentes des drones à voilure fixe est dans le domaine de la surveillance et de la reconnaissance militaires. Ils sont utilisés pour observer des zones sensibles, recueillir des renseignements sur des cibles potentielles et surveiller des mouvements hostiles. Leur capacité à voler à des altitudes élevées sur de longues distances les rend extrêmement précieux pour ces missions. L'intégration de l'intelligence artificielle leur permet également de détecter et d'identifier des cibles avec une grande précision, ce qui renforce leur efficacité dans les opérations militaires.

Outre le secteur militaire, les drones à voilure fixe sont de plus en plus utilisés dans le secteur civil, notamment pour l'inspection de structures élevées. Leur capacité à voler à proximité de ces structures, comme des lignes électriques, des ponts ou des éoliennes, permet de réaliser des inspections approfondies de manière sûre et économique. Cela réduit les risques pour les travailleurs humains et permet d'identifier plus rapidement les problèmes potentiels, contribuant ainsi à la sécurité des infrastructures.

Dans le contexte de la recherche et du sauvetage, les drones à voilure fixe offrent un avantage majeur en termes de rapidité et d'efficacité. Ils peuvent être déployés pour localiser rapidement des personnes disparues ou en détresse dans des zones difficiles d'accès, telles que des zones montagneuses ou des régions touchées par des catastrophes naturelles. Leur capacité à survoler de vastes étendues de terrain et à fournir des images en temps réel est cruciale pour les opérations de sauvetage.

Un autre domaine d'application important est la collecte de données environnementales. Les drones à voilure fixe peuvent être équipés de capteurs sophistiqués pour surveiller l'environnement, notamment la qualité de l'air, la température de l'eau, la végétation, et bien d'autres paramètres. Cette capacité est précieuse pour la surveillance des catastrophes naturelles, la cartographie environnementale et la collecte de données scientifiques. Les informations recueillies peuvent contribuer à la prise de décisions éclairées en matière de protection de l'environnement et de gestion des ressources naturelles.

Dans le domaine de la logistique, les drones à voilure fixe ont également un rôle à jouer, en particulier dans la livraison de colis. Leur capacité à voler sur de longues distances à une altitude élevée leur permet de couvrir rapidement de vastes zones. Cela ouvre la porte à des solutions de livraison plus rapides et plus économiques, avec un potentiel de réduction des coûts opérationnels pour les entreprises.

Cependant, l'utilisation généralisée des drones à voilure fixe soulève un certain nombre de préoccupations importantes. L'une d'entre elles concerne la vie privée. Les drones peuvent être équipés de caméras et de capteurs qui collectent des données sur les personnes et leur environnement sans leur consentement. Cela soulève des questions sur la protection de la vie privée et la nécessité de réglementer leur utilisation pour éviter les abus.

En outre, les drones à voilure fixe peuvent être utilisés à des fins malveillantes, notamment la surveillance illégale, la livraison de colis explosifs, ou même des attaques contre des infrastructures critiques. La sécurité est donc une préoccupation majeure, et des mesures de sécurité appropriées doivent être mises en place pour minimiser ces risques.

L'impact sur le marché du travail est également une considération essentielle. L'automatisation de certaines tâches, comme l'inspection de structures élevées ou la livraison de colis, peut avoir des répercussions sur l'emploi dans certaines industries. Cela nécessitera une adaptation des compétences des travailleurs et des programmes de formation pour s'assurer qu'ils puissent tirer parti de la technologie des drones.

Dans ce contexte, il est impératif que les entreprises et les gouvernements travaillent ensemble pour développer une réglementation appropriée pour l'utilisation des drones à voilure fixe. Cette réglementation devrait viser à maximiser les avantages potentiels de cette technologie tout en minimisant les risques pour la vie privée et la sécurité. Cela nécessite une approche équilibrée qui tient compte des avantages et des inconvénients des drones à voilure fixe.

En conclusion, les drones à voilure fixe autonomes, dotés de capacités avancées en matière d'intelligence artificielle et de logique floue, sont des outils polyvalents qui ont le potentiel de révolutionner divers secteurs. Leur mission fondamentale réside dans leur autonomie, qui leur permet de détecter et de corriger leur propre itinéraire et stabilité, renforçant ainsi leur utilité dans des missions variées. Cependant, il est essentiel de prendre en compte les préoccupations liées à la vie privée, à la sécurité et à l'impact sur le marché du travail, et de mettre en place des réglementations appropriées pour garantir une utilisation responsable et bénéfique de cette technologie émergente.

## **Chapitre 01 :**

Initiation au monde des drones et Modélisation  
de la dynamique du vol d'un drone a voilure  
fixe

### 1.1 Introduction

Les drones sont des engins volants auto-pilotés ou pilotés à distance. Ils sont capables de transporter des caméras, des capteurs, des équipements de communication ou d'autres dispositifs. Ils ont joué un rôle depuis les années cinquante pour réaliser des missions de reconnaissance, de recherche d'informations voire des opérations de combat.

Les drones sont en exploration constante et leurs utilisations augmente continuellement dans tous les domaines. Dans ce chapitre, nous présentons les différentes classifications des drones ainsi que les modes de vol

### 1.2 Définition :

Un drone, également connu sous le nom de véhicule aérien sans pilote (UAV), est un aéronef sans pilote humain à bord, contrôlé à distance ou programmé pour fonctionner de manière autonome. Les drones sont équipés de capteurs, de caméras, de systèmes de navigation et de communication, ainsi que d'autres composants électroniques pour permettre leur fonctionnement.

Les drones peuvent être utilisés pour une variété de tâches, telles que la surveillance, la cartographie, la photographie aérienne, la livraison de colis, la recherche et sauvetage, l'inspection d'infrastructures, l'agriculture de précision, la surveillance environnementale et bien d'autres encore.

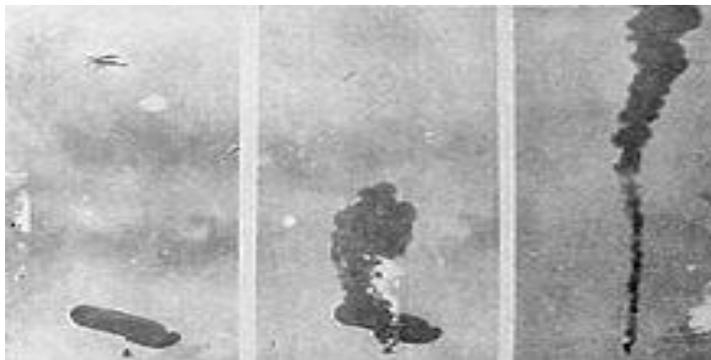
Les drones peuvent être de différentes tailles, allant de petits drones de loisirs pesant quelques grammes à des drones militaires lourds pesant plusieurs tonnes. Les drones peuvent être contrôlés à distance à l'aide d'un ordinateur, d'une télécommande ou d'un dispositif mobile, ou ils peuvent être programmés pour fonctionner de manière autonome à l'aide de logiciels spécialisés. En raison de leur capacité à être utilisés dans des environnements dangereux ou difficiles d'accès, ainsi que de leur flexibilité d'utilisation, les drones sont de plus en plus populaires dans de nombreux domaines et secteurs d'activité.

## 1.3 Histoire :

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]

### 1.3.1 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 1) [1].



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

### 1.3.2 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 Battu 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 [1].

### 1.3.3 Pendant la Première Guerre mondiale :

Les premiers avions sans pilote ont été construits pendant la Première Guerre mondiale et étaient destinés à être utilisés comme "torpille aérienne" ou ce que l'on appelle maintenant des "missiles de croisière". Le 12 septembre 1916, l'avion automatique de Hewitt-Sperry (également connu sous le nom de "Flying Bomb") a effectué son premier vol, démontrant le concept d'un avion sans pilote. Plus tard, en novembre 1917, l'avion automatique a été piloté pour des représentants de

l'armée américaine. Cela a conduit l'armée à mettre en service un projet de construction d'une "torpille aérienne", ce qui a donné le bug de Kettering (Figure 2), qui était contrôlé à distance par télégraphie sans fil et transportait des gyroscopes, vu pour la première fois en 1918 voler, mais ce type d'avion n'a jamais été utilisé sur le terrain [1].

Après la Première Guerre mondiale, trois E-1 standard (Figure 3) ont été convertis en drones.



**Figure 2: Torpille aérienne de Kettering**



**Figure 3: Standard E-1**

En 1916, en Grande-Bretagne, l'ingénieur Archibald Low a conçu l'Aerial Target, une conception d'avion cible. En 1917, le projet d'avion automatique Hewitt-Sperry est développé aux États-Unis par les ingénieurs Elmer Ambrose Sperry, Lawrence Sperry et Peter Cooper Hewitt.

En France, le 2 juillet 1917, le pilote Max Boucher fait voler un avion Voisin « sans intervention humaine » sur une distance de plus de 1 km. Au début de 1918, Georges Clemenceau, président

de la commission sénatoriale de l'armée, lance un projet de véhicule aérien sans pilote. Le capitaine Boucher a perfectionné son système de pilotage automatique et le 14 septembre, il a piloté le Voisin BN3 pendant 51 minutes sur un parcours de 100 km

### 1.3.4 Avant et pendant la Seconde Guerre mondiale :

Le premier drone français au sens strict a été conçu, fabriqué et testé en 1923 à Etampes par l'ingénieur Maurice Percheron et le capitaine Max Boucher ; mais l'armée française n'avait pas encore trouvé d'intérêt pour cette nouvelle technologie, puis des prototypes d'avions cibles autonomes furent construits dans les années 1934-1938 en Grande-Bretagne et aux États-Unis d'Amérique, où fut créé le Radioplane OQ-2, qui était initialement un jouet en forme de petit avion télécommandé, fut construit en quelques exemplaires avant de susciter l'intérêt de l'armée américaine[8].

La première production à grande échelle était un produit Reginald Denny. Il a servi avec les Britanniques pendant la Première Guerre mondiale, a développé son intérêt pour le contrôle radio des modèles réduits d'avions dans les années 1930 aux États-Unis. En 1935, il a présenté le prototype du drone cible RP-1 à l'armée américaine (Figure 4(a)). En 1938, il a commencé à être vendu aux amateurs comme Dennykite (Figure 4(c)), et à l'armée comme RP-2, et après modifications comme RP-3 et RP-4 (Figure 4(b)) en 1939. En 1940, Denny et ses associés ont produit le RP-4 radiocommandé pour l'armée, qui est devenu l'avion radio OQ-2. Ils ont pu produire près de quinze mille machines pour l'armée pendant la Seconde Guerre mondiale[8].

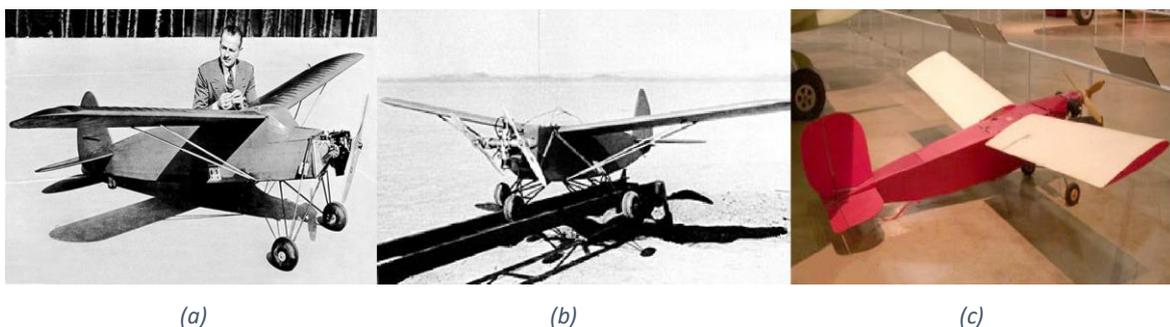
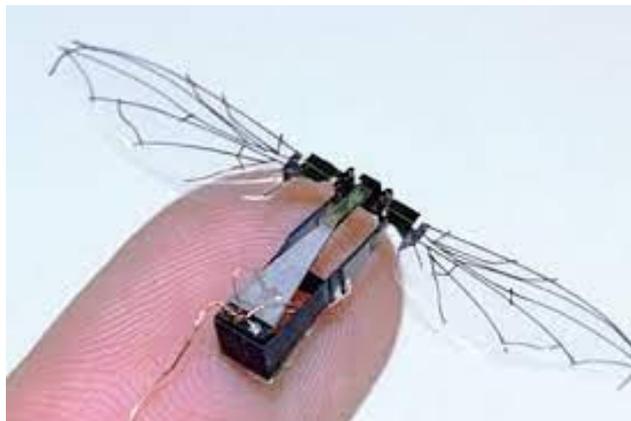


Figure 4:RP-1 de Denny (a),Denny RP-4 series (b),Dennykite Radioplane (c)

## 1.4 Etat de l'art :

L'état de l'art des drones évolue rapidement en raison de l'augmentation de leur popularité et de l'amélioration continue des technologies qui les alimentent. Voici quelques-unes des tendances actuelles dans le domaine des drones[8] :

1. Miniaturisation : Les drones deviennent de plus en plus petits et légers, avec des modèles de moins de 250 grammes pouvant être utilisés pour le loisir sans nécessiter d'enregistrement.



**Figure 5:un micro-drone a aile battante**

2. Intelligence artificielle (IA) : L'IA est de plus en plus utilisée pour améliorer la navigation, la reconnaissance d'objets, la détection d'obstacles et les capacités de vol autonome des drones.
3. Connectivité : Les drones sont de plus en plus connectés à Internet, permettant une communication en temps réel avec les opérateurs et la collecte de données en direct.
4. Amélioration des batteries : Les batteries des drones ont également connu des améliorations significatives, leur permettant de voler plus longtemps et plus loin.



**Figure 6:Batterie drones HUAJUN Li-Polymer 650mAh**

5. Capteurs avancés : Les drones sont équipés de capteurs avancés tels que des caméras haute résolution, des scanners LiDAR, des capteurs thermiques et des microphones pour collecter des données plus précises et fournir des informations plus utiles.
6. Nouvelles applications : Les drones sont de plus en plus utilisés pour une variété de nouvelles applications, notamment la livraison de colis, la surveillance de l'environnement, la cartographie en 3D, l'inspection des infrastructures et même la lutte contre les incendies de forêt.

### 1.5 Classification des drones :

#### 1.5.1 Classification selon la taille :

1. HALE (High Altitude Long Endurance) : Les drones de la catégorie HALE sont les plus grands et les plus avancés des trois classifications. Ils sont conçus pour des missions à haute altitude et à longue endurance. Les HALE peuvent voler à des altitudes de croisière supérieures à 20 000 mètres et rester en l'air pendant plusieurs jours, voire plusieurs semaines, grâce à leur système de propulsion et à leur capacité en carburant. Ces drones sont utilisés pour des missions de reconnaissance stratégique, de surveillance étendue et de collecte de renseignements à longue distance. Les HALE sont souvent équipés de capteurs sophistiqués, de caméras à haute résolution, de radars et de systèmes de communication avancés. Leur envergure peut dépasser 30 mètres. [2]



**Figure 7:RQ-4B Global**

2. MALE (Medium Altitude Long Endurance) : Les drones de la catégorie MALE sont plus grands et plus capables que les TUAV. Ils sont conçus pour des missions de surveillance et de reconnaissance à moyenne altitude et à longue endurance. Les MALE sont capables de voler à des altitudes plus élevées, ce qui leur permet de couvrir de plus grandes zones et de rester en l'air pendant des périodes prolongées, généralement de plusieurs heures à quelques jours. Ces drones peuvent être équipés de capteurs sophistiqués tels que des

caméras haute résolution, des systèmes de télémétrie et de communication avancés. Les drones MALE ont une envergure qui peut varier de 10 à 20 mètres. [2]



**Figure 8: MQ-9 reaper**

3. TUAV (Tactical Unmanned Aerial Vehicle) : Les TUAV sont les plus petits drones parmi les trois classifications. Ils sont conçus pour des missions tactiques et peuvent être facilement transportés et déployés sur le terrain. Les TUAV sont généralement utilisés pour des missions de surveillance à courte portée et de reconnaissance dans des environnements tactiques. Ils sont souvent utilisés par les forces militaires pour obtenir des informations en temps réel sur les zones de combat. Les TUAV peuvent voler à basse altitude et ont une autonomie relativement limitée. Leur envergure est généralement inférieure à 3 mètres. [2]



**Figure 9: TUAV RQ7 shadow**

4. Mini UAV (Unmanned Aerial Véhicule) : Les mini UAV, également connus sous le nom de SUAS (Small Unmanned Aircraft Systems), sont des drones de petite taille conçus pour des missions de courte portée et de faible envergure. Ils sont souvent utilisés pour des applications civiles, telles que la photographie aérienne, la cartographie, la surveillance de l'environnement et la surveillance de la sécurité. Les mini UAV ont une envergure généralement inférieure à 50 cm et un poids total inférieur à 5 kg. Ils sont faciles à transporter, à déployer et à opérer, et sont souvent utilisés par des amateurs, des chercheurs ou des professionnels dans divers domaines. [2]



**Figure 10: Bayraktar**

5. Micro UAV : Les micro UAV sont les plus petits drones disponibles, souvent utilisés pour des missions d'observation et de collecte de renseignements à très courte portée. Ces drones sont conçus pour être compacts, légers et facilement transportables. Ils peuvent être lancés à la main ou depuis de petites plates-formes de lancement. Les micro UAV sont utilisés dans des applications telles que la surveillance intérieure, la recherche et le sauvetage dans des zones confinées, ou pour des missions de reconnaissance en milieu urbain. Leur envergure est généralement inférieure à 15 cm et ils pèsent moins de 200g. [2]



**Figure 11:Wasp micro UAV**

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

Tableau 1:Les catégories de drones selon leur taille.

## 1.5.2 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 tournante
- À ailes battantes (ornithoptères)
- À voilure fixe

### 1.5.2.1 Drone a voilure tournante ou VTOL

Ce genre de drone ne nécessite pas de piste car il permet de décoller, de voler et d'atterrir verticalement. Il a besoin d'ailes tournantes pour voler en mode de vol stationnaire. En général, ce type de véhicule peut effectuer des missions qui ne peuvent pas être réalisées par ceux à voilure fixe, comme la surveillance.

Les drones à voilure tournante peuvent être classés en fonction du nombre de rotors [6]:

- a) **Mono-rotor** : Ces véhicules ont un seul rotor puissant qui assure un décollage vertical et ont également des ailes de grandes surfaces pour générer un couple assez grand qui permette de piloter le véhicule. Son avantage est qu'il donne la possibilité de se déplacer rapidement tout en économisant l'énergie [6]
- b) **Birotor** : Ce type de drone possède deux rotors contrarotatifs de même taille. Il existe deux catégories de ce genre de drone : les drones qui utilisent un ou deux plateaux cycliques et ceux qui utilisent des pales à pas fixe. Parmi ceux qui utilisent des plateaux cycliques, nous avons l'hélicoptère classique avec un rotor principal et un rotor de queue [6]
- c) **Tri-rotor** : les drones à trois rotors sont composés principalement de deux rotors placés aux extrémités de l'axe qui tourne dans des sens opposés et d'un rotor de queue placé à l'arrière avec une orientation réglable [6].
- d) **Multi-rotors** : Ce type de drone a plusieurs rotors. Le drone à quatre hélices ou quadri-rotor est le plus populaire parmi les véhicules multi rotors. Il est constitué de quatre rotors placés aux extrémités d'une structure physique en forme de croix. Parmi ses avantages, il peut emporter des poids élevés [6].

### 1.5.2.2 Drone a ailes battantes (ornithoptères) :

Les drones décrits dans le texte utilisent des ailes battantes pour assurer leur sustentation et leur pilotage. Leur capacité de vol leur permet d'adopter des trajectoires similaires à celles des insectes ou des colibris, ainsi que de voler en stationnaire à basse vitesse, ce qui les rend adaptés aux missions en intérieur ou dans des espaces restreints. Ces configurations offrent une maniabilité agile tout en étant plus discrètes que les drones à voilures tournantes, ce qui constitue un avantage certain pour les missions de reconnaissance ou de surveillance.

Le premier exemple mentionné est le micro Delfly, représenté dans la (figure12(a)). Il ne pèse que 3 grammes et a une envergure de 10 centimètres. Il peut se déplacer à une vitesse de 18 kilomètres par heure. Grâce à sa caméra embarquée, il a été officiellement reconnu par le livre Guinness des records en 2009 en tant que "plus petit aéronef équipé d'une caméra au monde".

Le deuxième exemple est le Robobee développé par l'Université de Harvard, illustré dans la (figure 12(b)). Ce drone pèse seulement 80 milligrammes et a une envergure de 3 centimètres. Il utilise des matériaux extrêmement fins et légers, permettant à ses ailes d'être actionnées par des muscles artificiels qui battent environ 120 fois par seconde, similairement à celles d'une mouche [6]

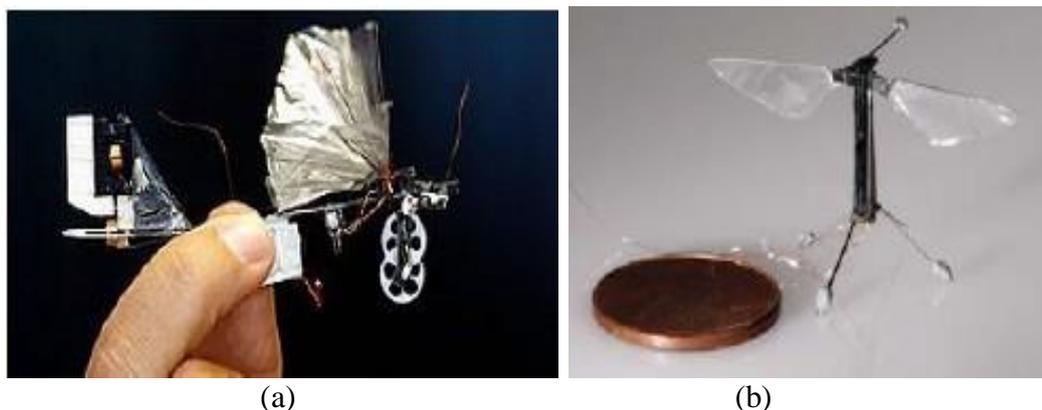


Figure 12: (a) Le micro Delfly,(b) Le Robobee

### **1.6 Drone a voilure fixe :**

#### **1.6.1 Introduction :**

Cette partie est consacré à la modélisation dynamique des commandes de vol (UAV), et nous nous concentrerons sur la description du système, sa structure générale et ses principes de vol. Nous insistons sur le modèle étatique applicable à ce système.

Afin de résoudre le problème de conception du contrôleur de vol autonome du petit UAV à voilure fixe, le modèle dynamique non linéaire de l'aéronef doit d'abord être établi. Contrairement aux systèmes de transport au sol, qui sont principalement contrôlés par des apports d'ergols, les aéronefs reposent sur des forces aérodynamiques difficiles à modéliser car elles dépendent de nombreuses conditions de fonctionnement. Par conséquent, le développement d'un appareil de photographie aérienne autonome est un problème difficile qui nécessite une attention particulière. Ce chapitre présente d'abord les principes de base du vol. Ensuite, la dérivation des équations de mouvement pour le plan est décrite afin de formuler le problème d'un point de vue contrôle [3].

#### **1.6.2 Le principe de vol des drones à voilure fixe :**

La conception d'un contrôleur de vol efficace pour un drone autonome commence par une solide compréhension des principes de la théorie du vol. Le manque de connaissances aérodynamiques peut conduire à des commandes d'entrée inappropriées lorsque l'avion fonctionne à ses limites de performances. Pour cette raison, le but de cette section est de fournir un aperçu de base de la mécanique du vol [3].

#### **1.6.3 Les forces qui agissent sur un objet volant :**

Egalement appelées forces de vol, L'aérodynamique est basée sur les principes fondamentaux de la façon dont un objet solide interagit avec l'air qui l'entoure tout en maintenant un contact constant en tous points. Lorsqu'un avion est en vol, les variations de pression le long de ses composants, causées par le contact physique avec l'air, génèrent une force aérodynamique qui agit par le centre de pression. Cette force peut être séparée en deux composantes : la portance, qui est la composante normale à la direction du flux d'air, et la traînée, qui est la composante le long de la direction du flux d'air. La force de portance est toujours dirigée vers le haut et perpendiculaire à la direction du vol. Cette force est déterminée par divers facteurs. À l'inverse, la traînée est une force qui agit dans la direction opposée au mouvement de l'avion et est très sensible aux changements de l'environnement environnant.

Le principal contributeur à la traînée sur un avion est le frottement produit entre la surface de l'avion et l'air environnant. En plus de cette force, il y en a deux autres qui affectent le mouvement de l'avion. Premièrement, le moteur génère une poussée qui propulse l'avion vers l'avant.

Deuxièmement, il y a la force de gravité, qui résulte du poids de l'avion et agit toujours vers le centre de la Terre.

Pour maintenir un avion en vol, la force de portance contrecarre le poids de l'avion, tandis que la force de poussée propulse l'avion vers l'avant. Lorsque l'avion maintient une trajectoire rectiligne sans accélération, les quatre forces sont dans un état d'équilibre, la force de traînée étant égale à la force de poussée et la force de poids égale à la force de portance. Ce scénario est décrit dans la première figure de la première illustration. Les quatre forces qui influencent le vol d'un avion sont des quantités vectorielles, ce qui signifie qu'elles possèdent à la fois une amplitude et une direction. La trajectoire de vol d'un avion est entièrement déterminée par les valeurs et les relations de ces vecteurs. Pour que le pilote contrôle l'avion, il doit manipuler chacune des quatre forces avec précision. Ainsi, il est vital de comprendre la nature de ces forces et de posséder des outils pour ajuster leur direction et leur ampleur [3].

### **1.6.4 Les différentes parties constituant un drone à voilure fixe :**

Les drones à voilure fixe, également connus sous le nom d'avions, peuvent présenter différentes configurations et tailles, mais ils fonctionnent tous selon le même principe fondamental :

manipuler les forces aérodynamiques. Par conséquent, tout véhicule capable de générer ces forces est considéré comme un avion, quelle que soit sa forme. Cependant, puisque le sujet de ce document concerne les UAV à voilure fixe, examinons les composants d'un avion de forme conventionnelle.

Un avion se compose généralement d'un système de propulsion et de diverses formes aérodynamiques, qui peuvent être fixes ou flexibles. Le système de propulsion, souvent sous la forme d'un moteur, fournit la puissance nécessaire au véhicule. Les formes aérodynamiques fixes, quant à elles, jouent un rôle essentiel en fournissant la portance et la stabilité à l'avion. Ces composants fixes comprennent le fuselage, les ailes et les stabilisateurs de queue.

En ce qui concerne les formes aérodynamiques flexibles, elles sont généralement désignées sous le nom de surfaces de contrôle et sont divisées en gouvernes de profondeur, ailerons et gouvernes de direction, comme illustré dans la figure I.2. Certains avions peuvent également comporter des éléments supplémentaires permettant de modifier l'aérodynamique de l'aile, tels que des volets et des lattes, qui sont principalement utilisés pour augmenter la portance. De plus, des spoilers peuvent être utilisés pour perturber le flux d'air sur l'aile ou les ailerons afin de réduire la traînée.

Les composants fixes d'un avion sont énumérés ci-dessous [3] :

1. Fuselage
2. Ailes
3. Stabilisateurs de queue

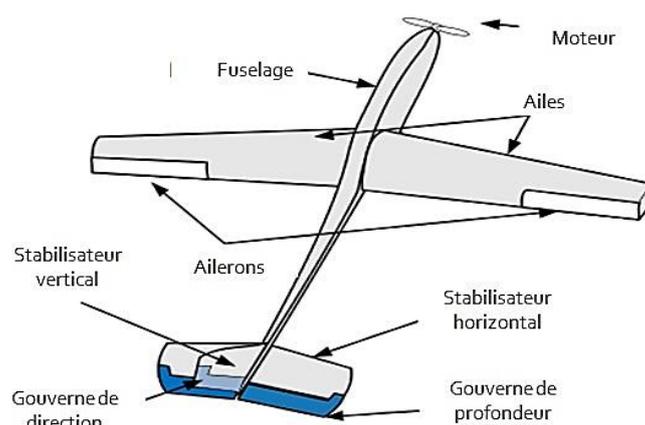
**a. Le système de propulsion :** Le système de propulsion est essentiel pour générer la force de poussée nécessaire afin de propulser l'avion vers l'avant. Il existe deux principaux types de systèmes de propulsion : l'hélice et les moteurs à réaction. L'hélice produit une poussée en déplaçant l'air vers l'arrière, tandis que les moteurs à réaction génèrent une poussée en expulsant l'air à grande vitesse. En ajustant la puissance du moteur, nous pouvons contrôler l'intensité de la force résultante, tandis que sa direction est fixée le long de l'axe longitudinal de l'avion.

**b. Le fuselage :** Le fuselage est la pièce centrale de l'avion, reliant tous les composants entre eux. Sa forme est aérodynamique afin de réduire la traînée. De plus, une petite partie de la portance est également générée par le fuselage.

**c. Les ailes :** Les ailes sont responsables de la production de la majeure partie de la portance, qui est la force permettant aux véhicules plus lourds que l'air de voler. Leur forme et leur conception spécifiques favorisent la génération de portance en exploitant les principes de l'aérodynamique.

**d. Le stabilisateur horizontal :** Le stabilisateur horizontal est une petite aile horizontale située à l'arrière de l'avion. Il est utilisé pour prévenir les mouvements indésirables et assurer la stabilité en vol. Son rôle principal est de contrôler l'assiette de l'avion, c'est-à-dire son angle d'attaque longitudinal.

**e. Le stabilisateur vertical :** Le stabilisateur vertical est une petite aile verticale située à l'arrière de l'avion. Il est utilisé pour éviter les mouvements latéraux indésirables et maintenir la stabilité directionnelle de l'avion. Son rôle principal est de contrôler le lacet, c'est-à-dire les mouvements de rotation autour de l'axe vertical de l'avion.



**Figure 13: Les composants d'un UAV à voilure fixe**

### 1.6.5 Les surfaces de contrôle et les mouvements qu'ils produisent :

Pour contrôler les robots aériens à 6 degrés de liberté (6 DDL), il est possible d'agir sur 4 commandes principales : l'altitude, les ailerons, les gouvernes de direction et la manette des gaz du moteur.

**a. Les ailerons :** Les ailerons sont des sections flexibles situées aux extrémités des ailes de l'avion. Ils fonctionnent généralement de manière opposée : l'un est dévié vers le haut et l'autre vers le bas. Leur fonctionnement est similaire à celui de la gouverne de profondeur. Lorsqu'ils sont déviés, les ailerons créent une variation de portance, ce qui entraîne une élévation accrue d'une aile et une élévation réduite de l'autre. Le mouvement résultant de l'avion est une rotation autour de son axe longitudinal, appelée roulis.

**b. La gouverne de profondeur :** La gouverne de profondeur est une surface articulée reliée au stabilisateur horizontal de l'avion. Elle est utilisée pour contrôler le mouvement vertical de l'avion. Lorsque la gouverne de profondeur est déviée vers le bas, l'aile de l'empennage horizontal produit une force de portance accrue, augmentant ainsi la pression sur la queue de l'avion par rapport au nez. Cela entraîne une descente de l'avion. Une déviation vers le haut de la gouverne de profondeur crée un effet opposé, faisant monter l'avion. Ainsi, la gouverne de profondeur contrôle le mouvement de l'avion autour de l'axe de tangage.

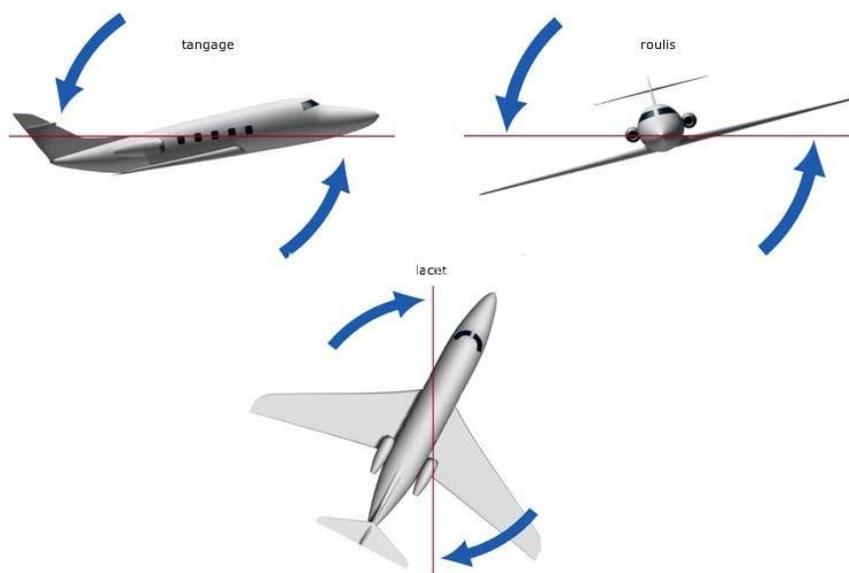
**c. La gouverne de direction :** La gouverne de direction est une partie flexible située à l'arrière du stabilisateur vertical de l'avion. Elle est utilisée pour permettre les mouvements latéraux de l'avion. En déviant la gouverne de direction, on peut ajuster la force produite par l'aile verticale, ce qui entraîne un mouvement de l'avion autour de l'axe vertical, connu sous le nom de lacet.

**d. Mouvement vertical :** Le véhicule ne peut planer que si toute la force de portance est dirigée exclusivement selon l'axe Z, avec une intensité exactement opposée à la force de gravité.

**e. Translations sur l'axe X :** Pour réaliser une translation sur l'axe X, nous devons effectuer une rotation autour de l'axe Y, comme expliqué précédemment, tout en respectant les conditions nécessaires pour éviter toute rotation de lacet.

**f. Translations sur l'axe Y :** Pour réaliser une translation sur l'axe Y, nous devons effectuer une rotation autour de l'axe X, tout en respectant les conditions précédemment mentionnées pour éviter toute rotation de lacet.

Contrairement au mouvement de tangage, les mouvements de roulis et de lacet ne sont pas purs, c'est-à-dire que la gouverne de direction et les déviations des ailerons excitent à la fois les mouvements de lacet et de roulis. Lorsque l'avion effectue un mouvement de roulis, l'aileron abaissé génère plus de traînée que l'aileron relevé, ce qui entraîne un mouvement de lacet indésirable. Par conséquent, la gouverne de direction est principalement utilisée pour maintenir le nez de l'avion dans la direction du vol, afin d'obtenir un vol coordonné [3].



**Figure 14: les mouvements de rotation d'un UAV**

## 1.7 Modèle dynamique d'un drone a voilure fixe :

La modélisation des robots volant est une tâche délicate puisque la dynamique du système est fortement non linéaire et très couplée. Pour réaliser cette tâche plusieurs hypothèses ont été proposées dans la littérature tels que [4] :

- a) L'avion est considéré comme un corps rigide associé aux forces aérodynamiques générées par les ailes.
- b) Le centre de masse et l'origine du repère fixe du corps coïncident.
- c) La force de traînée du fuselage est négligée.
- d) La vitesse du vent dans le repère de la Terre est mise à zéro pour que le vent relatif sur le repère du corps ne soit dû qu'à la vitesse de l'avion.
- e) Le vent relatif induit par la rotation de l'avion est négligé.

Pour évaluer le modèle mathématique du drone nous définissons deux repères, un repère fixe lié à la terre  $E = \{E_x, E_y, E_z\}$  et un repère mobile lié au centre de gravité du drone  $B = \{B_x, B_y, B_z\}$ .

Le passage entre le repère mobile et le repère fixe est donné par une matrice dite matrice de transformation  $T$  qui contient l'orientation et la position de repère mobile par rapport au repère fixe.

$$\begin{bmatrix} R & \zeta \\ [0] & 1 \end{bmatrix}$$

Avec :

$R$  la matrice de Rotation de l'objet mobile :

$$\zeta = [x \ y \ z]^T \quad (1.1) \text{ le vecteur de position.}$$

Pour déterminer les éléments de la matrice de rotation  $R$ , on utilise les angles d'Euler.

### 1.7.1 Angles d'Euler :

Au début le repère mobile coïncide avec le repère fixe, celui-ci effectue trois mouvements de rotation, une rotation autour de l'axe X avec un angle de Roulis  $\varphi$ , une autre rotation autour de l'axe Y avec un angle de Tangage  $\theta$ , et enfin une rotation autour de l'axe Z avec un angle de Lacet  $\psi$  [4].

Nous posant que :

$$\left(-\frac{\pi}{8} < \varphi < \frac{\pi}{8}\right) ; \left(-\frac{\pi}{8} < \theta < \frac{\pi}{8}\right) ; (-\pi < \Psi < \pi) \quad (1.2)$$

Nous obtenons R comme suit [4] :

$$R = \text{Rot}_Z(\Psi) \cdot \text{Rot}_Y(\theta) \cdot \text{Rot}_X(\varphi) =$$

$$\begin{bmatrix} \cos(\psi) & -\sin(\psi) & 0 \\ \sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & \sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\varphi) & -\sin(\varphi) \\ 0 & \sin(\varphi) & \cos(\varphi) \end{bmatrix} \quad (1.3)$$

$$R = \begin{bmatrix} c(\psi) \cdot c(\theta) & s(\varphi) \cdot s(\theta) \cdot c(\psi) - s(\psi) \cdot c(\varphi) & c(\varphi) \cdot s(\theta) \cdot c(\psi) + s(\psi) \cdot s(\varphi) \\ s(\psi) \cdot c(\theta) & s(\varphi) \cdot s(\theta) \cdot s(\psi) + c(\psi) \cdot c(\varphi) & c(\varphi) \cdot s(\theta) \cdot s(\psi) - s(\varphi) \cdot c(\psi) \\ -s(\theta) & s(\varphi) \cdot c(\theta) & c(\varphi) \cdot c(\theta) \end{bmatrix}$$

Avec :  $c = \cos$  ;  $s = \sin$

La variation temporelle des angles  $\dot{\varphi}$ ,  $\dot{\theta}$ ,  $\dot{\Psi}$  est une fonction continue. Ainsi, il est différent des taux angulaires corporels  $p$ ,  $q$ ,  $r$  qui sont physiquement mesurés avec des gyroscopes par exemple.

En général, une unité de mesure inertielle (IMU) est utilisée pour mesurer les rotations du corps et calculer directement les angles  $\dot{\varphi}$ ,  $\dot{\theta}$ ,  $\dot{\Psi}$ . Nous pouvons obtenir [7] :

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = R_r \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (1.4)$$

Avec :

$$R_r = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \cos \theta \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (1.5)$$

### 1.7.2 Modélisation dynamique :

Les forces agissant sur l'avion sont principalement [7]:

- Le poids  $m \times g$  située au centre de gravité.
- La poussée de l'hélice agissant dans la direction x.
- Les forces aérodynamiques de chaque partie de l'avion, principalement l'aile et la queue.

### 1.7.3 Forces aérodynamiques d'un profil aérodynamique (les ailes) :

La figure ci-dessous montre la section d'une aile appelée également profil aérodynamique. La corde de l'aile est la ligne entre le bord avant et le bord de fuite, et l'angle entre la vitesse relative et cette corde est l'angle d'attaque ( $\alpha$ ).

Comme chaque autre solide se déplaçant dans un fluide à une certaine vitesse, on peut représenter la somme de toutes les forces aérodynamiques agissant sur l'aile avec deux forces perpendiculaires : la force de portance  $F_l$  et la force de trainée  $F_d$  qui sont respectivement perpendiculaires et parallèles au vecteur vitesse [7].

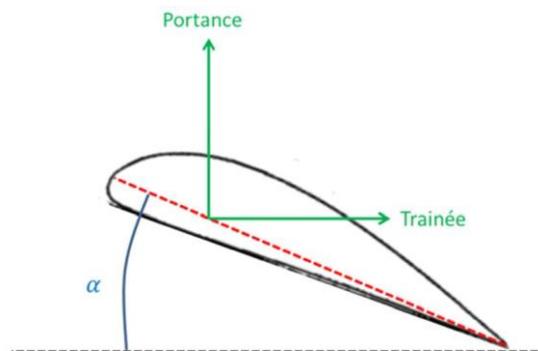


Figure 15: les forces qui agissent sur l'aile

### 1.7.4 Dérivation du modèle en utilisant l'approche de Lagrange-Euler

L'approche Lagrange-Euler est basée sur le concept de l'énergie cinétique et potentielle [7]:

$$\Gamma_i = \frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial L}{\partial q_i} \quad (1.6)$$

$$L = T - V$$

$q_i$  : Coordonnées généralisées  $q_i = [x \ y \ z \ \varphi \ \theta \ \Psi]^T$ .

$\Gamma_i$  : Forces généralisées donné par des forces non conservatives.

$T$ : Énergie cinétique totale.

$V$  : Énergie potentielle totale.

L'énergie cinétique due à la translation est immédiatement :

$$E_{ct} = \frac{1}{2} m \dot{x}^2 + \frac{1}{2} m \dot{y}^2 + \frac{1}{2} m \dot{z}^2 \quad (1.7)$$

Comme nous l'avons indiqué dans l'hypothèse, nous supposons que la matrice d'inertie est diagonale et donc que les produits d'inertie sont nuls. L'énergie cinétique due à la rotation est :

$$E_{cr} = \frac{1}{2} I_{xx} W_x^2 + \frac{1}{2} I_{yy} W_y^2 + \frac{1}{2} I_{zz} W_z^2 \quad (1.8)$$

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

$$J = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix}$$

Où  $w_x, w_y, w_z$  sont les vitesses de rotation qui peuvent être exprimé en fonction du roulis, tangage et lacet  $(\dot{\varphi}, \dot{\theta}, \dot{\Psi})$

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial L}{\partial q_i} (\dot{\theta} \dot{\varphi} \dot{\Psi}) = \begin{pmatrix} \dot{\varphi} & -\dot{\Psi} \sin \theta \\ \dot{\theta} \cos(\varphi) & +\dot{\Psi} \sin(\varphi) \cos(\theta) \\ -\dot{\theta} \sin \varphi & +\dot{\Psi} \cos(\varphi) \cos(\theta) \end{pmatrix} \quad (1.9)$$

Cela conduit à l'énergie cinétique totale :

$$T = \frac{1}{2} (m\dot{x}^2 + m\dot{y}^2 + m\dot{z}^2 + I_{xx}w_x^2 + I_{yy}w_y^2 + I_{zz}w_z^2) \quad (1.10)$$

L'énergie potentiel est donné par :

$$V = -mgh = -mg(-\sin(\theta)x + \sin(\varphi) \cdot \cos(\theta)y + \cos(\varphi) \cdot \cos(\theta)z) \quad (1.11)$$

Le lagrangien est :

$$L = T - V$$

Les équations de mouvement sont données par :

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L}{\partial \dot{x}} \right) - \frac{\partial L}{\partial x} = F_x \quad \frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L}{\partial \dot{y}} \right) - \frac{\partial L}{\partial y} = F_y \quad \frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L}{\partial \dot{z}} \right) - \frac{\partial L}{\partial z} = F_z \quad (1.12)$$

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L}{\partial \dot{\varphi}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \varphi} = \delta_\varphi \quad \frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L}{\partial \dot{\theta}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \theta} = \delta_\theta \quad \frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L}{\partial \dot{\psi}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \psi} = \delta_\psi$$

Après calcul, nous obtenons les équations ci-dessus :

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L}{\partial \dot{x}} \right) - \frac{\partial L}{\partial x} &= m\ddot{x} + mg\sin(\theta) \\ \frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L}{\partial \dot{y}} \right) - \frac{\partial L}{\partial y} &= m\ddot{y} - mg\sin(\varphi) \cdot \cos(\theta) \\ \frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L}{\partial \dot{z}} \right) - \frac{\partial L}{\partial z} &= m\ddot{z} - mg\cos(\varphi)\cos(\theta) \end{aligned} \quad (1.13)$$

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L}{\partial \dot{\varphi}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \varphi} &= I_{xx}\dot{w}_x - (I_{yy} - I_{zz})w_yw_z \\ \frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L}{\partial \dot{\theta}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \theta} &= -\sin(\varphi) \left( \dot{w}_z I_{zz} - w_x w_y (I_{xx} - I_{yy}) \right) + \\ &\quad + \cos(\varphi) \left( \dot{w}_y I_{yy} - w_x w_z (I_{zz} - I_{xx}) \right) \\ \frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L}{\partial \dot{\psi}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \psi} &= -\sin(\theta) \left( \dot{w}_x I_{xx} - w_y w_z (I_{yy} - I_{zz}) \right) + \\ &\quad + \sin(\varphi) \cdot \cos(\theta) \left( \dot{w}_y I_{yy} - w_x w_z (I_{zz} - I_{xx}) \right) + \\ &\quad + \cos(\varphi) \cos(\theta) \left( \dot{w}_z I_{zz} - w_x w_y (I_{xx} - I_{yy}) \right) \end{aligned} \quad (1.14)$$

Les forces et les moments proviennent de l'aérodynamique :

$$F_{tot} = F_p + \sum_{i=1}^7 F_{li} - F_{di} \quad (1.15)$$

$$M_{tot} = \sum_{i=1}^7 M_i + F_{li} \times r_i - F_{di} \times r_i \quad (1.16)$$

$$\text{Avec : } \begin{cases} F_p = f(\dot{x}, U_1) \\ F_{li} = C_{li} \frac{\rho}{2} S v^2 \\ F_{di} = C_{di} \frac{\rho}{2} S v^2 \\ M_i = C_{mi} \frac{\rho}{2} S v^2 \cdot \text{chord} \end{cases}$$

$$\begin{cases} [C_{l1} C_{d1} C_{m1}] = f(\alpha_i, U_2) \\ [C_{li} C_{di} C_{mi}] = f(\alpha_i) i = 2 \\ [C_{l5} C_{d5} C_{m5}] = f(\alpha_i, U_3) \\ [C_{l6} C_{d6} C_{m6}] = f(\alpha_i, U_4) \\ [C_{l7} C_{d7} C_{m7}] = f(\alpha_i, U_5) \end{cases}$$

Avec :

$\rho$  : la densité du fluide (air).

$S$  : la surface de l'aile.

$V$  : vitesse de vol (par rapport au fluide).

$C_l$  Coefficient de portance.

$C_d$  : Coefficient de trainée.

$C_m$  : Coefficient du moment.

$U_1$  à  $U_5$  sont les entrées de commande :  $U_1$  est la tension sur le moteur et  $U_2, U_3, U_4, U_5$  sont respectivement la déviation de l'aileron gauche, l'aileron droit, la queue gauche et la queue droite.

### 1.7.5 Modèle final avec approximation de petit angle :

En isolant l'accélération et en appliquant l'approximation de petit angle, où la vitesse de rotation en base solide est égale aux taux d'angles d'Euler, nous obtenons [7]:

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{F_{tot,x}}{m} - g \theta \\ \ddot{y} = \frac{F_{tot,y}}{m} + g \varphi \theta \\ \ddot{z} = \frac{F_{tot,z}}{m} + g \varphi \theta \\ \ddot{\phi} = \frac{I_{yy}-I_{zz}}{I_{xx}} \dot{\psi} \dot{\theta} + \frac{M_{tot,x}}{I_{xx}} \\ \ddot{\theta} = \frac{I_{zz}-I_{xx}}{I_{yy}} \dot{\phi} \dot{\psi} + \frac{M_{tot,y}}{I_{yy}} \\ \ddot{\psi} = \frac{I_{xx}-I_{yy}}{I_{zz}} \dot{\phi} \dot{\theta} + \frac{M_{tot,z}}{I_{zz}} \end{cases} \quad (1.17)$$

### 1.7.6 Model non linéaire :

Voici le modèle non linéaire de notre drone a voilure fixe :

Equation des vitesse angulaires :

$$\begin{aligned} \begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} \frac{J_z}{\Gamma} & 0 & \frac{J_{xz}}{\Gamma} \\ 0 & \frac{1}{J_y} & 0 \\ \frac{J_{xz}}{\Gamma} & 0 & \frac{J_x}{\Gamma} \end{pmatrix} \left[ \begin{pmatrix} 0 & r & -q \\ -r & 0 & p \\ q & -p & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} J_x & 0 & -J_{xz} \\ 0 & J_y & 0 \\ -J_{xy} & 0 & J_z \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} l \\ m \\ n \end{pmatrix} \right] \\ &= \begin{pmatrix} \frac{J_z}{\Gamma} & 0 & \frac{J_{xz}}{\Gamma} \\ 0 & \frac{1}{J_y} & 0 \\ \frac{J_{xz}}{\Gamma} & 0 & \frac{J_x}{\Gamma} \end{pmatrix} \left[ \begin{pmatrix} J_{xz}pq + (J_y - J_z)qr \\ J_{xz}(r^2 - p^2) + (J_z - J_x)pr \\ (J_x - J_y)pq - J_{xz}qr \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} l \\ m \\ n \end{pmatrix} \right] \end{aligned} \quad (1.18)$$

$$\begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} rv - qw \\ pw - ru \\ qu - qv \end{pmatrix} + \frac{1}{m} \begin{pmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{pmatrix} \quad (1.19)$$

$$\begin{pmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -mg \sin\theta \\ mg \cos\theta \sin\varphi \\ mg \cos\theta \cos\varphi \end{pmatrix} + \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \begin{pmatrix} C_x(\alpha) + C_{X_q}(\alpha) \frac{c}{2V_a} q + C_{X_{\delta_e}}(\alpha) \delta_e \\ C_{Y_0} + C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_p} \frac{b}{2V_a} p + C_{Y_r} \frac{b}{2V_a} r + C_{Y_{\delta_a}} \delta_a + C_{Y_{\delta_r}} \delta_r \\ C_z(\alpha) + C_{z_q}(\alpha) \frac{c}{2V_a} q + C_{z_{\delta_e}}(\alpha) \delta_e \end{pmatrix} + \frac{1}{2} \rho S_{prop} C_{prop} \begin{pmatrix} (k_{motor} \delta_t)^2 - V_a^2 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (1.20)$$

$$\begin{pmatrix} l \\ m \\ n \end{pmatrix} = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \begin{pmatrix} b [C_{l_0} + C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} \frac{b}{2V_a} p + C_{l_r} \frac{b}{2V_a} r + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r] \\ c [C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_q} \frac{c}{2V_a} q + C_{m_{\delta_e}} \delta_e] \\ b [C_{n_0} + C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} \frac{b}{2V_a} p + C_{n_r} \frac{b}{2V_a} r + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r] \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -k_{Tp} (k_\Omega \delta_t)^2 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (1.21)$$

### 1.7.7 Model linéaire :

Après linéarisation on obtient ce model linéaire :

$$\begin{pmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -mg \sin\theta \\ mg \cos\theta \sin\varphi \\ mg \cos\theta \cos\varphi \end{pmatrix} + \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \begin{pmatrix} C_x(\alpha) + C_{X_q}(\alpha) \frac{c}{2V_a} q + C_{X_{\delta_e}}(\alpha) \delta_e \\ C_{Y_0} + C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_p} \frac{b}{2V_a} p + C_{Y_r} \frac{b}{2V_a} r + C_{Y_{\delta_a}} \delta_a + C_{Y_{\delta_r}} \delta_r \\ C_z(\alpha) + C_{z_q}(\alpha) \frac{c}{2V_a} q + C_{z_{\delta_e}}(\alpha) \delta_e \end{pmatrix} + \frac{1}{2} \rho S_{prop} C_{prop} \begin{pmatrix} (k_{motor} \delta_t)^2 - V_a^2 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (1.22)$$

$$\begin{pmatrix} 1 \\ m \\ n \end{pmatrix} = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \begin{pmatrix} b[C_{l_0} + C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} \frac{b}{2V_a} p + C_{l_r} \frac{b}{2V_a} r + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r] \\ c[C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_q} \frac{c}{2V_a} q + C_{m_{\delta_e}} \delta_e] \\ b[C_{n_0} + C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} \frac{b}{2V_a} p + C_{n_r} \frac{b}{2V_a} r + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r] \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -k_{T_p} (k_\Omega \delta_t)^2 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (1.23)$$

### 1.7.8 Mode longitudinal :

#### Dérivées Longitudinales :

- Coefficients de traînée :

$$\bullet \quad X_u = \frac{u^* \rho S}{m} [C_{X_0} + C_{X_\alpha} \alpha^* + C_{X_{\delta_e}} \delta_e^*] - \frac{\rho S w^* C_{X_\alpha}}{2m} + \frac{\rho S c C_{X_q} u^* q^*}{4m V_a^*} - \frac{\rho S_{Prop} C_{prop} u^*}{m} \quad (1.24)$$

$$\bullet \quad X_\alpha = -q^* + \frac{w^* \rho S}{m} [C_{X_0} + C_{X_\alpha} \alpha^* + C_{X_{\delta_e}} \delta_e^*] + \frac{\rho S_c C_{X_q} w^* q^*}{4m V_a^*} + \frac{\rho S C_{X_\alpha} u^*}{2m} - \frac{\rho S_{Prop} C_{prop} w^*}{m} \quad (1.25)$$

$$\bullet \quad Z_u = q^* + \frac{u^* \rho S}{m} [C_{Z_0} + C_{Z_\alpha} \alpha^* + C_{Z_{\delta_e}} \delta_e^*] - \frac{\rho S_c C_{Z_\alpha} w^*}{2m} + \frac{u^* \rho S C_{Z_q} c q^*}{4m V_a^*} \quad (1.26)$$

$$\bullet \quad Z_\alpha = \frac{w^* \rho S}{m} [C_{Z_0} + C_{Z_\alpha} \alpha^* + C_{Z_{\delta_e}} \delta_e^*] + \frac{\rho S C_{Z_\alpha} u^*}{2m} + \frac{\rho w^* S_c C_{Z_q} q^*}{4m V_a^*} \quad (1.27)$$

- Coefficients de portance :

$$\bullet \quad z_q = u^* + \frac{\rho V_a^* S C_{Z_q} c}{4m} \quad (1.28)$$

$$\bullet \quad M_u = \frac{u^* \rho S c}{J_y} [C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha^* + C_{m_{\delta_e}} \delta_e^*] + \frac{\rho S c C_{m_\alpha} w^*}{2J_y} + \frac{\rho S c^2 C_{m_q} q^* u^*}{4J_y V_a^*} \quad (1.29)$$

$$\bullet \quad \mathbf{M}_\alpha = \frac{u^* \rho S c}{J_y} \left[ \mathbf{C}_{m_0} + \mathbf{C}_{m_\alpha} \alpha^* + \mathbf{C}_{m_{\delta_e}} \delta_e^* \right] + \frac{\rho S c C_{m_\alpha} u^*}{2 J_y} + \frac{\rho S c^2 C_{m_q} q^* w^*}{4 J_y V_a^*} \quad (1.30)$$

$$\bullet \quad \mathbf{M}_q = \frac{\rho V_a^* S c^2 C_{m_q}}{4 J_y} \quad (1.31)$$

### Dérivées de Commande :

- Coefficients de commande :

$$\bullet \quad \mathbf{X}_{\delta_e} = \frac{\rho V_a^{*2} S C_{X_{\delta_e}}}{2m} \quad (1.32)$$

$$\bullet \quad \mathbf{Z}_{\delta_e} = \frac{\rho V_a^{*2} S C_{Z_{\delta_e}}}{2m} \quad (1.33)$$

$$\bullet \quad \mathbf{M}_{\delta_e} = \frac{\rho V_a^{*2} S c C_{m_{\delta_e}}}{2 J_y} \quad (1.34)$$

## 1.8 Conclusion :

Au cours de ce chapitre, il est devenu évident que la dérivation du modèle mathématique de la dynamique de vol constitue une tâche complexe.

Pour surmonter ces difficultés, nous avons été amenés à effectuer certaines approximations et à formuler des hypothèses spécifiques.

Par exemple, nous avons délibérément négligé l'influence de l'atmosphère sur le comportement du drone, nous concentrant exclusivement sur le développement du modèle dans des conditions d'atmosphère calme.

Cette décision découle de notre objectif principal, qui est la synthèse d'une loi de commande sous des conditions spécifiques, pour lesquelles cette simplification s'avère justifiée

## **Chapitre 02 :**

Application des trois méthodes de contrôle

- PID classique
  - Le contrôleur floue (fuzzy control)
- PID adaptative à travers la logique floue (fuzzy PID control )

## 2 PID Classique :

### 2.1 Introduction PID :

Les régulateurs PID (proportionnel, intégral, dérivé) classiques sont les plus populaires en raison de leur simplicité d'utilisation et de leur faible coût. La logique floue est utilisée pour les améliorer en raison de sa capacité à traduire l'action de contrôle de l'opérateur en une base de règles. Ce chapitre présente une analyse affirmative des régulateurs PID flous. Nous y expliquons le fonctionnement des régulateurs PID classiques, la logique floue, les régulateurs à logique floue, l'avancement des régulateurs PID classiques grâce à la logique floue et le fonctionnement mathématique des régulateurs PID flous [25][26]

#### 2.1.1 La commande classique PID :

Le **régulateur PID**, appelé aussi **correcteur PID** (proportionnel, intégral, dérivé) est un système de contrôle permettant d'améliorer les performances d'un asservissement, c'est-à-dire un système ou procédé en boucle fermée. Les régulateurs PID répondent à plus de 90% aux besoins industriels ; Le PID est le régulateur le plus utilisé dans l'industrie. L'idée de cet organe de contrôle est de modifier intentionnellement la valeur de l'erreur qui subsiste entre la consigne et la mesure effectuée.

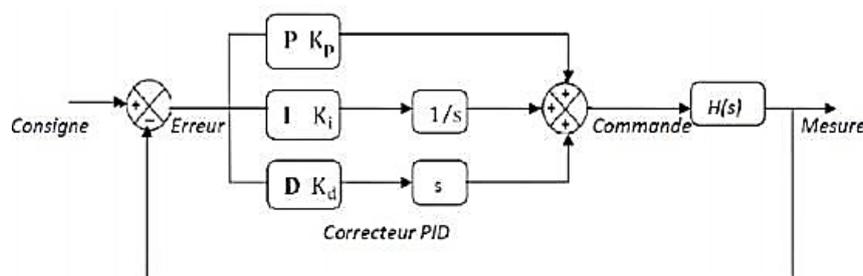


Figure 16: la structure de PID

#### 2.1.2 Actions des régulateurs PID :

Il existe trois actions correctives élémentaires qui permettent, individuellement, de corriger telle ou telle performance. Elles sont relativement simples à réaliser mais, en général, dégradent d'autres performances. Elles sont utilisables lorsque le cahier des charges est peu exigé. Dans le cas contraire, il faut envisager de combiner ces différentes actions au sein d'un correcteur plus complexe. [10]

- **L'action proportionnelle :**

Elle permet d'agir directement en fonction de l'erreur de la sortie par rapport à la Consigne. Par conséquent, plus le gain proportionnel est grand, plus la réponse est rapide et plus l'erreur statique est petite, mais plus le gain proportionnel est grand, plus les oscillations sont importantes durant la phase transitoire. Cependant, un gain proportionnel trop grand pourrait causer l'instabilité de la boucle fermée. Cette action peut être modélisée par la fonction de transfert suivante [26] :

$$G_c(s) = \frac{U(s)}{E(s)} = K_p \quad (2.1)$$

Voici les aspects clés du terme proportionnel :

- **Réponse immédiate :** Le terme proportionnel réagit immédiatement à l'erreur actuelle. Plus l'erreur est grande, plus la sortie du terme proportionnel est grande. Cela signifie que le contrôle PID agit rapidement pour réduire l'erreur.
- **Gain proportionnel ( $K_p$ ) :** Le gain proportionnel, noté  $K_p$ , est un paramètre du contrôleur PID qui détermine la sensibilité du contrôleur à l'erreur. Un  $K_p$  élevé signifie une réaction plus forte aux erreurs, ce qui peut entraîner une réponse plus rapide mais également des oscillations indésirables si le gain est trop élevé.
- **Réduction de l'erreur statique :** Le terme proportionnel est particulièrement efficace pour réduire l'erreur statique, c'est-à-dire l'erreur constante entre la référence et la variable de processus en régime permanent. Cependant, il ne peut pas éliminer complètement l'erreur statique à moins que l'erreur ne soit nulle lorsque la sortie est ajustée.
- **Stabilité :** Le gain proportionnel a un impact significatif sur la stabilité du système. Si le  $K_p$  est trop élevé, le système peut devenir instable, avec des oscillations qui deviennent de plus en plus importantes.

- **L'action intégrale :**

Elle permet d'annuler l'erreur statique, si le système initial n'a pas d'intégration, plus la constante  $T_i$  est petite plus l'action est forte. Une action excessive ( $T_i$  trop petite) conduit à une instabilité. Elle est donnée par la fonction de transfert qui est ci-après [26] :

$$G_c(s) = \frac{U(s)}{E(s)} = K_i \frac{1}{s} \quad (2.2)$$

Voici les principaux aspects du terme intégral :

- **Élimination de l'erreur à long terme :** Le terme intégral agit en accumulant l'erreur au fil du temps. Si une erreur persiste pendant un certain temps, le terme intégral génère une sortie qui augmente progressivement pour corriger cette erreur. Cela signifie qu'il est particulièrement efficace pour éliminer l'erreur statique, c'est-à-dire l'erreur constante entre la référence et la variable de processus en régime permanent.
- **Action continue :** Contrairement au terme proportionnel, qui réagit instantanément à l'erreur actuelle, le terme intégral continue d'agir même lorsque l'erreur est très faible. Il garantit que l'erreur est réduite à zéro en régime permanent, assurant ainsi une précision élevée.
- **Gain intégral ( $K_i$ ) :** Le gain intégral, noté  $K_i$ , est un paramètre du contrôleur PID qui détermine la sensibilité du contrôleur à l'accumulation de l'erreur. Un  $K_i$  plus élevé signifie que le contrôleur agira plus fortement pour éliminer l'erreur à long terme. Cependant, un gain intégral excessivement élevé peut entraîner une réponse lente et des oscillations.
- **Éviter l'instabilité :** Bien que le terme intégral soit essentiel pour éliminer l'erreur statique, un gain intégral excessif peut entraîner des problèmes d'instabilité. Il peut provoquer une réaction excessive du contrôleur, ce qui peut créer des oscillations ou des réponses indésirables.
- **Limite de sortie intégrale :** Pour éviter des sorties intégrales excessivement grandes en cas d'erreur persistante, de nombreux contrôleurs PID incluent une limite de sortie intégrale. Cette limite empêche l'accumulation d'une sortie intégrale excessive qui pourrait provoquer une réponse non souhaitée.

- **L'action dérivée :**

Plus la constante  $T_d$  est grand plus l'action dérivée est forte, elle permet de réduire le dépassement et les oscillations obtenues en action proportionnelle seule, mais elle amplifie les bruits de mesure et de plus un excès de cette action peut conduire à l'instabilité du système bouclé. L'action dérivée est représentée par la fonction de transfert suivante[26] :

$$G_c(s) = \frac{U(s)}{E(s)} = K_p (s T_d) \quad (2.3)$$

Voici quelques points clés sur le terme dérivé :

- **Action anticipatrice** : Le terme dérivé est sensible aux variations rapides de l'erreur. Lorsque l'erreur augmente rapidement, le terme dérivé génère une sortie plus grande, ce qui peut aider à contrer cette variation en réduisant la commande de contrôle.
- **Réduction des oscillations** : Le terme dérivé est particulièrement utile pour réduire les oscillations causées par des changements soudains dans la variable de processus. Il permet au contrôle PID de réagir de manière plus douce à ces changements brusques.
- **Sensibilité au bruit** : Le terme dérivé est sensible au bruit dans les mesures, ce qui signifie qu'il peut amplifier le bruit indésirable s'il est utilisé avec un gain dérivé trop élevé. Par conséquent, il est important de régler le gain dérivé avec précaution pour éviter les réponses instables.
- **Coefficient de gain dérivé (Kd)** : Le coefficient de gain dérivé, noté  $K_d$ , est un paramètre du contrôleur PID qui détermine la pondération du terme dérivé. En ajustant ce coefficient, vous pouvez contrôler la sensibilité du contrôleur PID aux variations rapides de l'erreur.

### 2.2 Introduction a la logique flou (fuzzy logic) :

Dans cette partie , nous présenterons une méthode de contrôle souvent utilisée et en cours de développement, une technique qui a fait l'objet de nombreuses recherches et qui pourrait changer le monde de l'automatisation. La logique floue est le plus couramment utilisée dans le contrôle de systèmes non linéaires complexes. Cette méthode de contrôle floue est conçue pour traiter les problèmes de contrôle de processus difficiles à automatiser avec les méthodes traditionnelles, ou lorsque la source d'information est considérée comme imprécise ou incertaine, et il s'agit d'un processus basé sur les connaissances d'un opérateur expert ou qualifié. La particularité de ce contrôle réside dans la reproduction du comportement humain plutôt que dans la mise en œuvre d'un modèle mathématique du système, ainsi un contrôleur flou peut être vu comme un algorithme qui peut transformer une stratégie de contrôle formelle basée sur des connaissances expertes en une stratégie de contrôle automatique. L'algorithme de contrôle est basé sur un ensemble de règles floues appelée base de règles. L'ensemble des règles de gouvernance est lié par les concepts d'implication, de composition floue et de règles d'inférence floue [25][26].

#### 2.2.1 Historique :

- 1965, naissance du concept flou avec le Pr. Zedeh Lofti (Californie) « Un contrôleur électromécanique doté d'un raisonnement humain serait plus performant qu'un contrôleur classique. » Théorie des « sous-ensembles flous ».
- 1973, Zadeh introduit la notion de variables linguistiques.
- 1974, Mamdani (Londres) réalise un contrôleur flou pour moteur à vapeur.
- 1987, explosion du flou au Japon et qui atteint son apogée en 1990.
- 1995 J. S. R. Jang Logique floue élargie aux systèmes à réseaux de neurones et l'Intelligence Artificielle [11] [12].

### 2.2.2 Domaines d'application :

Les domaines d'applications pratiques déjà connues sont innombrables, nous en citons quelques-uns [13]:

- L'intelligence artificielle.
- La robotique.
- Le contrôle des machines.
- L'informatique.
- Le traitement des données.
- La communication homme-machine.
- La reconnaissance des formes.
- La médecine.
- Les transports

### 2.2.3 La logique floue :

La théorie de la logique floue « fuzzy logic FL » a été développée par Lotfi Zadeh en 1960. C'est une méthodologie de calcul basée non pas sur des valeurs numériques mais sur des variables linguistiques prenant des valeurs linguistiques appartenant au langage humain.

Cette théorie a des applications dans plusieurs domaines les plus populaires sont dans le domaine automatique pour la commande est la modélisation des systèmes. Le premier contrôleur à la logique floue a été proposé par Mamdani en 1974, mais l'essor véritable de la commande à la logique floue commencé au Japon en début des années 1980 travaux de Takagi Sugeno et Tongin. [14]

## 2.2.4 Les concepts de base :

### 2.2.4.1 L'ensemble floue :

La théorie des ensembles flous est une théorie mathématique dont l'objectif principal est la modélisation des notions vagues et incertaines du langage naturel. Cette théorie permet d'exprimer l'idée d'une appartenance partielle d'un élément à un ensemble [10]. En théorie classique des ensembles, un sous ensemble  $A$  de  $B$  est défini par une fonction d'appartenance

$$u_a = \begin{cases} 1 & \text{si } x \in A \\ 0 & \text{si } x \notin A \end{cases} \quad (2.4)$$

En logique floue, un sous ensemble  $A$  de  $B$  est défini par une fonction d'appartenance  $u(x)$  pouvant prendre différentes valeurs comprises entre 0 et 1, selon le degré d'appartenance de l'élément  $x$  au sous-ensemble  $A$ .

$$u(x) \in [0 \ 1]$$

### 2.2.4.2 Univers de discours :

C'est l'ensemble des valeurs réelles (l'intervalle numérique) qui peut prendre la variable floue, en général l'univers de discours est noté par des lettres en majuscule « U, W, ... ». Les valeurs linguistiques seront alors projetées dans l'univers de discours pour définir les sous ensemble associés à chaque valeur linguistique. [15]

### 2.2.4.3 Les variables et les valeurs linguistiques :

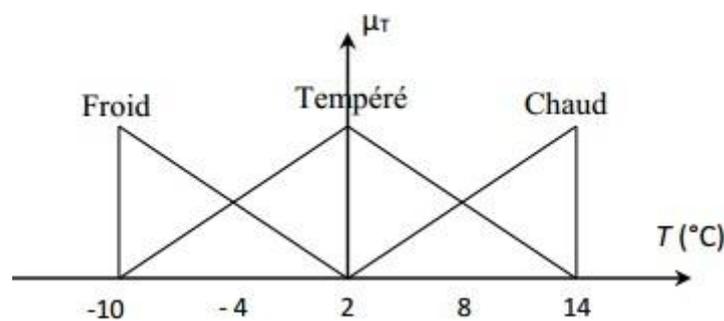
La logique floue se repose sur des variables floues dites variables linguistiques à valeurs linguistiques dans l'univers de discours U. Une variable linguistique représente un état dans le système à régler ou une variable de réglage dans un contrôleur flou. Chaque valeur

constitue un ensemble flou de l'univers de discours.

Une variable linguistique est généralement caractérisée par [16] :

- Un nom de la variable linguistique.
- Un ensemble des valeurs linguistique qui peut prendre la variable linguistique.
- L'univers de discours, c'est-à-dire l'ensemble des valeurs numérique sur lesquelles est défini.

Exemple :



**Figure 17: Exemple d'une variable linguistique.**

- Univers de discours : Gamme de température de  $-10^{\circ}\text{C}$  à  $14^{\circ}\text{C}$ .
- Variable linguistique : La température.
- Valeurs linguistiques : « chaud » « tempéré » « froid »

#### 2.2.4.4 Fonction d'appartenance :

Il s'agit d'établir une relation entre le degré de vérité de la variable floue et la grandeur d'entrée correspondante, les sous-ensembles flous sont ceux caractérisés par une fonction d'appartenance notée  $u(x)$  définie sur  $[0,1]$ . Les fonctions d'appartenance les plus utilisées sont représentées dans le tableau suivant : [17] [18]

Fonction	Forme algébrique	Forme graphique
<b>Fonction triangulaire</b>	$\mu_A(x) = \begin{cases} 0 & x < a \\ \frac{x-a}{b-a} & a \leq x < b \\ \frac{c-x}{c-b} & b \leq x < c \\ 0 & x > c \end{cases}$	
<b>Fonction trapézoïdale</b>	$\mu_A(x) = \begin{cases} 0 & x < a \\ \frac{x-a}{b-a} & a \leq x < b \\ 1 & b \leq x < c \\ \frac{d-x}{d-c} & c \leq x \leq d \\ 0 & x > d \end{cases}$	
<b>Fonction gaussien</b>	$\mu_A(x) = \exp\left(-\frac{1}{2}\left(\frac{x-m}{\sigma}\right)^2\right)$	
<b>Fonction singleton</b>	$\mu_A(x) = \begin{cases} 1 & x = a \\ 0 & x \neq a \end{cases}$	

Tableau 2: fonctions d'appartenance de la logique floue

Le choix des formes des fonctions d'appartenance est arbitraire. Des études comparatives ont montré qu'avec les différentes formes des fonctions d'appartenance, les résultats sont

pratiquement similaires en boucle fermée. La forme la plus fréquemment utilisée en commande floue est la forme triangulaire. Le nombre de fonctions d'appartenance est généralement impair et se répartissent autour de zéro. En général, on introduit pour une variable linguistique trois, cinq ou sept ensembles flous. Le choix du nombre dépend de la précision souhaitée. Les fonctions d'appartenance peuvent être symétriques, non symétriques et équidistantes ou non équidistantes. [19]

### 2.2.4.5 Opérateurs de la logique floue :

Soit d'ensemble flou  $A$  et  $B$  définies sur des univers de discours  $V$  et  $W$ , avec une fonction d'appartenance  $\mu_A$  et  $\mu_B$  respectivement : [10]

Union de l'ensemble flou (Union flou)

- La fonction d'appartenance d'union  $\mu_A$  et  $\mu_B$  est définie par :

$$\mu_{A \cup B} = \max(\mu_A, \mu_B) \quad (2.5)$$

L'intersection floue

- La fonction d'appartenance de l'intersection  $\mu_A$  et  $\mu_B$  est donnée par :

$$\mu_{A \cap B} = \min(\mu_A, \mu_B) \quad (2.6)$$

Le complément flou

- Le complément  $\bar{A}$  de  $A$  de l'ensemble flou incluse dans  $V$  avec la fonction d'appartenance définie par :

$$\mu_{\bar{A}} = 1 - \mu_A \quad (2.7)$$

### 2.2.4.6 Règles linguistiques :

L'idée principale des systèmes basés sur la logique floue et d'exprimer la connaissance humaine sous la forme de règles linguistiques de forme si, alors. Chaque règle à deux parties [14]:

1. Partie antécédente (prémisse ou condition), exprimée par Si...
2. La partie conséquente (conclusion), exprimée par alors...

La Partie antécédente est la description de l'état du système.

La partie conséquente exprime l'action que l'opérateur qui contrôle le système doit exécuter. Chaque règle floue est basée sur l'implication floue.

Zedah a été le premier à introduire la notion de règle floue sous la forme :

**Règle : Si x est A alors y est B**

De la logique floue on a 2 méthodes de contrôle qui sont :

1. Le contrôle par la logique floue (fuzzy control)
2. Le contrôle PID adaptative a travers la logique floue (fuzzy adaptative PID control)

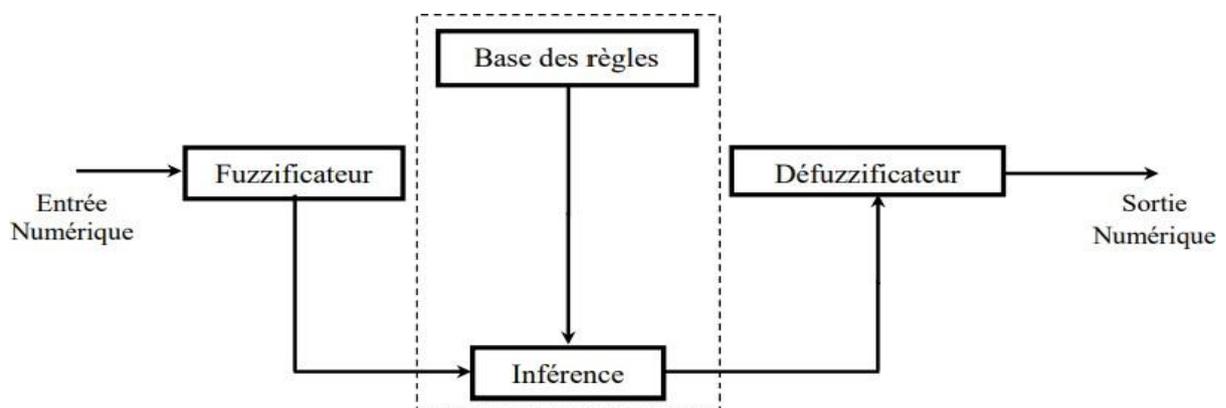
### 2.3 Le contrôle par la logique flou (fuzzy control) :

#### 2.3.1 Structure d'un régulateur flou :

Il existe trois modules pour un régulateur à logique flou [17] :

1. La fuzzification des entrées et sorties
2. L'inférence floue selon une base de règle
3. La défuzzification des sorties.

L'architecture d'un contrôleur flou est donnée par le schéma suivant :



**Figure 18:Schéma synoptique d'un contrôleur floue**

#### 2.3.2 Fuzzification :

C'est le mécanisme réalisant l'interface "Numérique - linguistique". Les variables d'entrée et de sortie choisies pour modéliser ou commander un système sont des grandeurs numériques.

L'étape de fuzzification consiste à transformer ces grandeurs réelles en variables linguistiques en vue d'un traitement d'inférence. Ainsi, à chaque variable d'entrée et de sortie est associé des ensembles caractérisant les termes linguistiques pris par ces variables. Ces termes seront utilisés pour écrire les règles d'inférence. [19] [24]

Le bloc de fuzzification effectue les fonctions suivantes :

- Définition des fonctions d'appartenance de toutes les variables d'entrées ;
- Transformation des grandeurs physiques (réelles ou numériques) à des grandeurs linguistiques ou floues ;
- Représentation d'échelle transférant la plage des variables d'entrées aux univers de discours correspondants.

### 2.3.3 Base de règle :

Ce bloc est une base de connaissance qui correspond à l'expertise ou au savoir-faire de l'opérateur sur le comportement du système. Elle est composée de l'ensemble des informations et des connaissances dans le domaine d'application et le résultat de commande prévu. Elle permet de déterminer le signal de sortie du contrôleur flou et exprime la relation qui existe entre les variables d'entrées transformées en variables linguistiques et les variables de sortie converties également en variables linguistiques [15]. Ainsi, elle est constituée par une collection de règles données sous la forme « Si...Alors... ». D'une manière générale, on peut exprimer la  $i^{\text{ème}}$  règle floue par la relation suivante [24]:

- Modèle de Mamdani :

$$R^i: \text{si } x_1 \text{ est } F_1^i \text{ et } x_2 \text{ est } F_2^i \text{ et } \dots \dots x_n \text{ est } F_n^i \text{ alors : } y_j \text{ est } G_j$$

- Modèle de Takagi Su Geno :

$$R^i: \text{si } x_1 \text{ est } F_1^i \text{ et } x_2 \text{ est } F_2^i \text{ et } \dots \dots x_n \text{ est } F_n^i \text{ alors : } y_i = a_0^i + a_1^i x_1 + \dots + a_n^i x_n$$

Ou :  $i=1$  ,  $m \cdot m$  est le nombre total des règles .

- $F_1, F_2, \dots, F_n$  sont les ensembles flous (valeurs linguistique) des entrées ( $x_1, x_2, \dots, x_n$ )
- $G_j$  est l'ensemble flou correspondant à la sortie  $y_j$ .
- les  $a_0, a_1^i, \dots, a_n^i$  sont paramètres ajustables des conséquences de la règle  $R^i$

On peut écrire les règles d'inférence sous forme d'une matrice appelée Matrice d'inférence, qui est généralement antisymétrique. A titre d'exemple, si on considère un contrôleur flou à deux entrées caractérisées par trois ensembles flous et une sortie, alors la matrice d'inférence peut prendre la forme suivante :

$x_2 \backslash x_1$	$F_1^1$	$F_1^2$	$F_1^3$
$F_2^1$	$G_1$	$G_4$	$G_7$
$F_2^2$	$G_2$	$G_5$	$G_8$
$F_2^3$	$G_3$	$G_6$	$G_9$

Figure 19: Matrice d'inférence floue

### 2.3.4 Mécanisme d'inférence flou :

L'inférence floue ou la logique de prise de décision est le cœur du contrôleur flou qui possède la capacité de simuler les décisions humaines et de déduire (inférer) les actions de commande floue à l'aide de l'implication floue et des règles d'inférence de la logique floue. Elle utilise les variables floues transformées par la fuzzification et les règles d'inférence pour créer et déterminer les variables floues de sortie, en se basant sur des opérations floues appliquées aux fonctions d'appartenance. [13] [24]

Comme on l'a mentionné, il existe plusieurs possibilités pour réaliser les opérateurs flous qui s'appliquent aux fonctions d'appartenance. On introduit la notion de mécanisme ou méthode d'inférence, qui dépend des relations utilisées pour réaliser les différents opérateurs dans une inférence, permettant ainsi un traitement numérique de cette dernière.

Pour le réglage par logique floue, on utilise en général l'une des trois méthodes suivantes :

- Méthode d'inférence Max - Min (Méthode de Mamdani) ;
- Méthode d'inférence Max - Produit (Méthode de Larsen) ;
- Méthode d'inférence Somme - Produit.

### 2.3.5 Défuzzification :

La dernière étape pour avoir un système flou opérationnel s'appelle la défuzzification, c'est une interface "linguistique - Numérique". Lors de la seconde étape, on a généré un tas de commandes sous la forme de variables linguistiques (une commande par règle). Le but de la défuzzification est de fusionner ces commandes et de transformer les paramètres résultants en donnée numérique. L'étape de défuzzification se déroule en deux temps : [9] [13]

D'abord, il faut fusionner les variables linguistiques communes à l'aide d'un opérateur de la logique floue choisi par le concepteur du système. Si on a plusieurs règles d'inférences qui génèrent plusieurs valeurs de la même variable linguistique, on peut choisir un opérateur pour combiner les valeurs de la variable. Cet opérateur sera dans la grande majorité des cas, le OU logique utilisant l'opérateur de maximalité [22].

Dans un second temps, nous pouvons réellement entamer la partie délicate de la défuzzification. On a une série de variables linguistiques qui caractérisent une seule et même donnée, défuzzifier la donnée revient donc à trouver la meilleure valeur quantitative en fonction des fonctions d'appartenances des variables linguistiques.

Il existe plusieurs méthodes de défuzzification, la plus utilisée est la méthode du centre de gravité. [20] [22].

$$\bar{y} = \frac{\sum_{i=1}^{Nc} \mu_{ci}(y) \omega_i}{\sum_{i=1}^{Nc} \mu_{ci}(y)} \quad (2.8)$$

Ou :

- $\bar{y}$ : La valeur numérique de sortie.
- $N_C$ : Le nombre de valeur linguistique de conséquence.
- $\omega_i$  : Les sommets des ensembles flous de conséquence.
- $\mu$  : La valeur d'appartenance.

### **2.4 Le contrôle PID adaptative a travers la logique floue (fuzzy PID control) :**

Le contrôle Fuzzy PID (Proportional Integral Derivative) est une approche de contrôle qui combine les avantages des régulateurs PID classiques avec les concepts de la logique floue pour améliorer la performance de contrôle dans des systèmes complexes et non linéaires, nous explorerons en profondeur le contrôle Fuzzy PID, son fonctionnement, et ses applications. Nous discuterons également du schéma de base d'un contrôleur Fuzzy PID [23] [25]

#### **2.4.1 Introduction au contrôle PID adaptative a travers la logique floue (Fuzzy PID) :**

Le contrôle Fuzzy PID est une méthode de contrôle qui s'inspire de la logique floue pour réguler un système. Contrairement aux contrôleurs PID traditionnels, qui utilisent des valeurs numériques précises pour les coefficients de proportionnalité, d'intégration et de dérivation, le contrôle Fuzzy PID permet de prendre en compte des entrées et des sorties floues [25][26].

Le contrôle Fuzzy PID utilise des ensembles flous pour représenter les variables d'entrée et de sortie du système. Ces ensembles flous sont définis par des fonctions d'appartenance qui indiquent à quel point une valeur appartient à un ensemble donné. Par exemple, au lieu d'avoir une valeur précise pour l'erreur, comme dans un PID classique, nous avons une fonction d'appartenance floue qui représente à quel point l'erreur est petite, moyenne ou grande [23].

### 2.4.2 Fonctionnement du contrôle PID adaptative a travers la logique floue (Fuzzy PID) :

Le contrôle Fuzzy PID fonctionne en utilisant des règles floues pour déterminer les ajustements à apporter aux sorties du système en fonction des valeurs floues des entrées. Ces règles sont généralement exprimées sous forme de "SI...ALORS..." et sont définies par l'expert du domaine ou l'ingénieur de contrôle en fonction de la connaissance du système [23][25][26].

#### 2.4.2.1 Adaptation de la logique floue :

Maintenant, parlons de la composante "adaptative" introduite par la logique floue dans le contrôle PID. L'adaptation est nécessaire lorsque les caractéristiques du système changent avec le temps ou sont difficiles à modéliser précisément.

- **Fuzzification des paramètres PID :** Les paramètres du PID (P, I, D) sont transformés en ensembles flous, ce qui signifie qu'ils ne sont plus constants mais plutôt des concepts flous. Par exemple, au lieu d'un seul paramètre P, on peut avoir un ensemble flou de paramètres P possibles.
- **Adaptation des paramètres :** La logique floue surveille en continu les performances du système en fonction de ces paramètres flous. Elle peut évaluer la réponse du système en termes de stabilité, de temps de réponse, de dépassement, etc.
- **Système de règles floues :** Des règles floues sont définies pour déterminer comment ajuster les paramètres PID en fonction des performances observées. Par exemple, si le système présente un temps de réponse trop long, une règle pourrait indiquer d'augmenter la composante P de manière significative.
- **Inférence floue et adaptation :** En utilisant les règles floues et les performances observées, le système détermine comment ajuster les paramètres PID pour optimiser la régulation en temps réel. Il s'agit d'une rétroaction continue et adaptative.

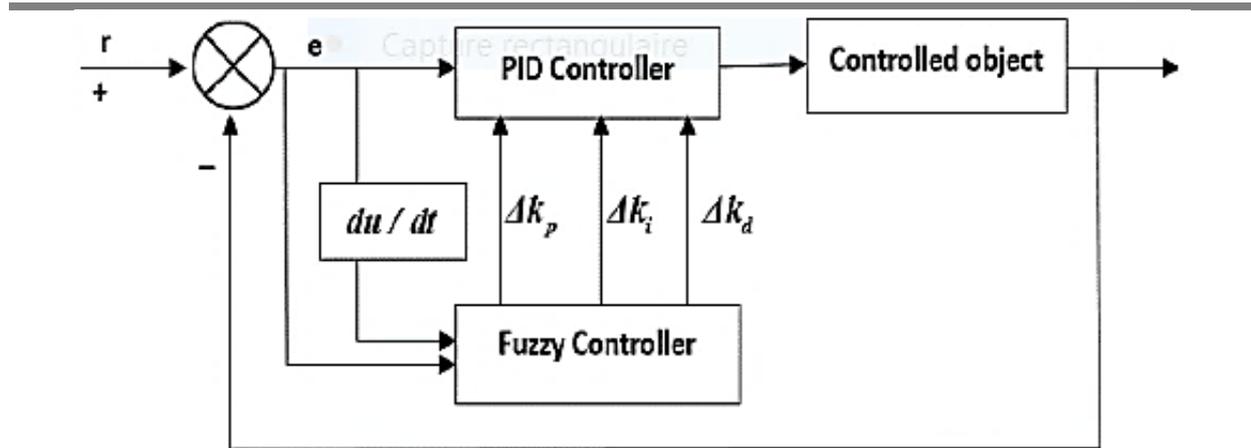


Figure 20: structure d'un fuzzy PID Controller

## 2.5 Conclusion :

Ce chapitre a abordé deux approches de contrôle : le contrôle PID classique et le contrôle Fuzzy PID. Le contrôle PID classique utilise des composantes proportionnelle, intégrale et dérivée pour réguler les systèmes en boucle fermée, tandis que le contrôle Fuzzy PID combine les avantages des régulateurs PID avec les concepts de la logique floue pour gérer des systèmes complexes en utilisant des ensembles flous pour les entrées et les sorties.

Le contrôle PID classique est largement utilisé dans l'industrie en raison de sa simplicité et de son efficacité. Il repose sur des réglages de gain pour chaque composante PID, influençant la réponse du système.

Le contrôle Fuzzy PID, quant à lui, est plus flexible et adaptatif. Il utilise des ensembles flous pour représenter les variables du système, ce qui permet de traiter des systèmes non linéaires et incertains. Il se base sur des règles floues définies par un expert du domaine pour ajuster la sortie du système en fonction des valeurs floues des entrées.

En conclusion, le choix entre le contrôle PID classique et le contrôle Fuzzy PID dépend des caractéristiques du système à contrôler et de la précision requise. Ces deux approches offrent des solutions puissantes pour l'automatisation et la régulation de systèmes complexes.

## **Chapitre 03 :**

Modélisation sous Matlab/Simulink et  
comparaison des 3 méthodes de contrôle pour  
le drone a voilure fixe

### 3 Modélisation sous Matlab/Simulink et comparaison des trois méthodes de contrôle

#### 3.1 Introduction :

Dans ce chapitre, nous entreprendrons la modélisation et l'implémentation des trois méthodes de contrôle évoquées précédemment, à savoir le PID (Proportionnel-Intégral-Dérivé), la logique floue (fuzzy logic) et le PID adaptatif basé sur la logique floue. Nous utiliserons l'environnement Matlab/Simulink pour cette tâche. Notre objectif est d'appliquer ces méthodes à notre modèle dynamique de drone à voilure fixe.

Tout d'abord, nous élaborerons des modèles Simulink pour chacune des méthodes de contrôle, en paramétrant les gains et les règles floues de manière appropriée. Ces modèles seront ensuite intégrés dans notre modèle de drone à voilure fixe, ce qui nous permettra de simuler les performances de chaque méthode de contrôle dans le contrôle des 3 paramètres (altitude, inclinaison, vitesse) ( $H, \theta, U$ ).

Une fois les simulations terminées, nous utiliserons la méthode de l'erreur quadratique moyenne (RMSE) pour comparer les performances de ces trois méthodes. Le RMSE nous permettra d'évaluer la précision de chaque méthode en mesurant l'écart entre les valeurs de référence et les résultats obtenus dans nos simulations.

Cette approche professionnelle et méthodique nous permettra de déterminer quelle méthode de contrôle est la plus efficace pour notre drone à voilure fixe en fonction des critères de précision et de performance. Les résultats de cette analyse nous orienteront vers le choix de la méthode de contrôle optimale pour notre application spécifique.

#### 3.2 Model dynamique du drone contrôlé :

Ce model dynamique du drone a été réalisé et calculer par les étudiants de l'école ESTA (école supérieure des techniques de l'aéronautique)

Les caractéristiques du drone à voilure fixe, qui sont essentielles pour modéliser son comportement dynamique, sont les suivantes :

- **Masse** : La masse du drone est de 0.200 kg.
- **Surface de Référence** : La surface de référence est de 0.252 m<sup>2</sup>.
- **Longueur de Référence** : La longueur de référence est de 1.2 m.
- **Position du Centre de Gravité - Axes du Corps** :
  - Coordonnée en x : 0.1896 m
  - Coordonnée en y : -0.0000 m
  - Coordonnée en z : 0.0047 m

- **Inertie - Axes du Corps - Origine du Centre de Gravité :**

- Moment d'inertie  $I_{xx}$  : 0.01212 kg.m<sup>2</sup>
- Moment d'inertie  $I_{yy}$  : 0.01101 kg.m<sup>2</sup>
- Moment d'inertie  $I_{zz}$  : 0.02306 kg.m<sup>2</sup>
- Moment d'inertie  $I_{xz}$  : -0.0002246 kg.m<sup>2</sup>

### **Dérivées Longitudinales :**

- Coefficients de traînée et de portance :
  - $X_u$  : -0.089475
  - $X_w$  : 0.39697
  - $Z_u$  : -1.0929
  - $Z_w$  : -2.202
- Coefficients de portance :
  - $Z_q$  : -0.066354
  - $M_u$  : 0.0064058
  - $M_w$  : 0.23073
  - $M_q$  : -0.05303
- Position du point neutre : 0.08477 m

### **Dérivées de Commande :**

- Coefficients de commande :
  - $X_{de}$  : -0.47542
  - $Z_{de}$  : -8.0256
  - $M_{de}$  : 0.8167

### Résultats :

Le modèle dynamique du drone à voilure fixe a été calculé et exprimé sous forme de matrices A, B, C et D pour la représentation de l'espace d'état (state-space):

A =

	x1	x2	x3	x4
x1	-0.6652	0.2722	0.1961	-0.06892
x2	-5.061	0.314	0.904	0.4392
x3	-0.6562	0.1138	-0.2488	-0.815
x4	0	0	1	0

avec :

x1 : U

x2 : W

x3 : q

x4 :  $\theta$

**Matrice A (ou matrice d'état) :**

- La matrice A décrit la dynamique interne du système, c'est-à-dire comment les états du système évoluent au fil du temps en l'absence de commandes extérieures ou de perturbations.
- Elle est souvent appelée matrice d'état et est généralement constituée de coefficients qui décrivent la relation entre les états du système.

B =

	u1	u2
x1	-2.15	3.279
x2	-36.68	0
x3	68.08	0
x4	0	0

avec :

**u1 : Elevator**

**u2 : Moteur**

**Matrice B (ou matrice d'entrée) :**

- La matrice B décrit comment les commandes externes (les entrées) affectent les états du système.
- Chaque colonne de la matrice B correspond à une entrée du système, et les coefficients indiquent comment ces entrées influencent les évolutions des états.

**C =**

	x1	x2	x3	x4
y1	1	0	0	0
y2	0	1	0	0
y3	0	0	1	0
y4	0	0	0	1

**Matrice C (ou matrice de sortie) :**

- La matrice C décrit comment les états du système sont mesurés ou observés pour obtenir les sorties du système.
- Chaque ligne de la matrice C correspond à une sortie du système, et les coefficients indiquent comment les états se traduisent en valeurs de sortie mesurées.

**D =**

	u1	u2
y1	0	0
y2	0	0
y3	0	0
y4	0	0

**Matrice D (ou matrice de transmission directe) :**

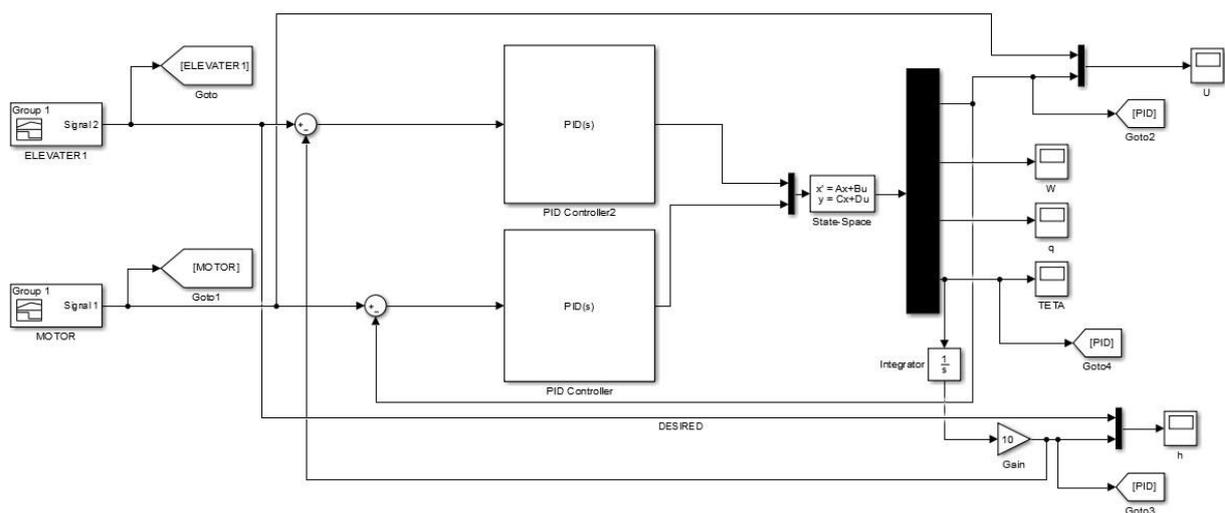
- La matrice D est également connue sous le nom de matrice de transmission directe. Elle décrit comment les entrées directes (non influencées par les états) affectent les sorties du système.
- En général, les valeurs de cette matrice sont souvent nulles comme c'est le cas dans la nôtre dans de nombreux systèmes, car les entrées directes sont moins courantes que les commandes influencées par les états.

Ces matrices représentent le modèle dynamique linéaire du drone à voile fixe, ce qui permettra d'effectuer des simulations et des analyses de contrôle plus approfondies dans des environnements logiciels tels que Matlab/Simulink.

**3.3 Schémas Simulink des 3 méthodes de contrôle :**

Dans ces trois méthodologies de contrôle, les schémas élaborés offrent la capacité de réguler de manière précise trois paramètres fondamentaux, à savoir la vitesse (U), l'angle d'inclinaison ( $\theta$ ), et l'altitude (H). Ces variables jouent un rôle crucial dans la gestion et la stabilisation de systèmes complexes, et les schémas de contrôle mis en place permettent de garantir une manipulation sophistiquée et hautement adaptative de ces paramètres.

**3.3.1 Schémas pour le contrôle PID :**



**Figure 21:Controleur PID**

Ce bloc Simulink représente le schéma de contrôle pour les variables d'état (altitude, inclinaison, vitesse) à l'aide de la méthode classique du contrôleur PID (Proportionnel-Intégral-Dérivé). Dans ce schéma, deux signaux d'entrée, à savoir l'élévateur (elevator) et le moteur (moteur), sont utilisés pour réguler les deux entrées de l'espace d'état (state space).

Pour réaliser ce contrôle, deux contrôleurs PID distincts sont mis en œuvre, chacun étant chargé de réguler l'une des entrées du système. Les contrôleurs PID sont des dispositifs de rétroaction qui ajustent les signaux de commande (dans ce cas, l'élévateur et le moteur) en fonction des erreurs entre les valeurs désirées (références) et les valeurs mesurées (états actuels) des variables d'état (altitude, inclinaison, vitesse).

L'utilisation de deux contrôleurs PID distincts dans ce schéma permet de réguler les deux entrées (élévateur et moteur) en fonction des besoins spécifiques de chaque variable d'état (altitude, inclinaison, vitesse). Cela offre une plus grande flexibilité et précision dans le contrôle global du système.

En résumé, ce schéma Simulink met en œuvre un contrôle PID classique pour gérer les variables d'état ( $H, \theta, U$ ) d'un système, en utilisant deux contrôleurs PID distincts pour les signaux d'entrée (élévateur, moteur) afin d'atteindre les objectifs de contrôle définis pour chaque variable.

### 3.3.2 Schémas pour le contrôleur flou (fuzzy control) :

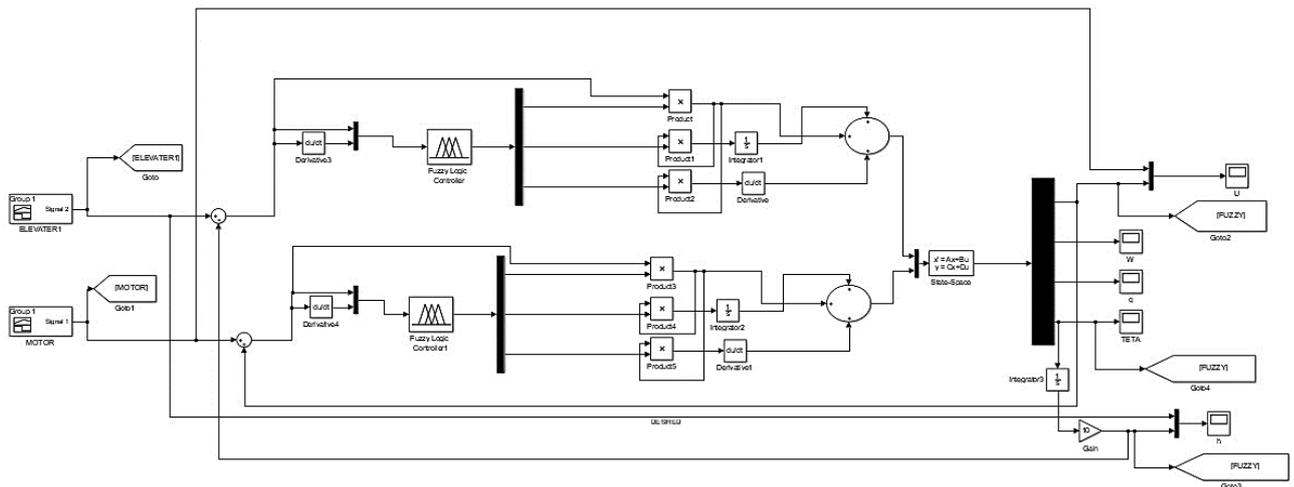


Figure 22:Controleur fuzzy

Ce schéma a été extrait d'un article et illustre un système de contrôle complexe. Il est constitué de deux signaux d'entrée, à savoir l'élévateur (elevator) et le moteur (motor), ainsi que de deux contrôleurs de logique floue (fuzzy logic controller) qui sont chargés de réguler ces signaux d'entrée [22].

Les contrôleurs de logique floue sont des dispositifs de contrôle basés sur la logique floue, une approche qui permet de prendre en compte des degrés de vérité intermédiaires entre le vrai et le faux. Contrairement aux contrôleurs PID classiques, les contrôleurs de logique floue sont particulièrement adaptés pour gérer des systèmes complexes et non linéaires où les relations entre les entrées, les états et les sorties ne sont pas bien définies par des équations mathématiques simples [22].

Chaque contrôleur de logique floue utilise un ensemble de règles floues qui déterminent comment ajuster les signaux d'entrée en fonction des conditions actuelles du système. Ces

règles floues sont souvent basées sur des connaissances empiriques ou sur des modèles comportementaux du système. Le contrôleur de logique floue prend en compte des variables linguistiques telles que "grand", "moyen" et "petit" pour décrire les valeurs des entrées et des sorties [22].

Dans les deux blocs de contrôle de logique floue (fuzzy logic controller), deux entrées cruciales sont utilisées pour réguler les paramètres du système ( $\theta$ , H, U) : l'erreur (error) et la dérivée de l'erreur (error derivative). Ces entrées sont ensuite traitées par le contrôleur de logique floue pour générer les trois sorties importantes, à savoir les paramètres de contrôle proportionnel (KP), intégral (KI) et dérivé (KD) [21].

Et voici tous les réglages des paramètres [21]:

- L'angle d'inclinaison ( $\theta$ ):

Le block est comme suit :

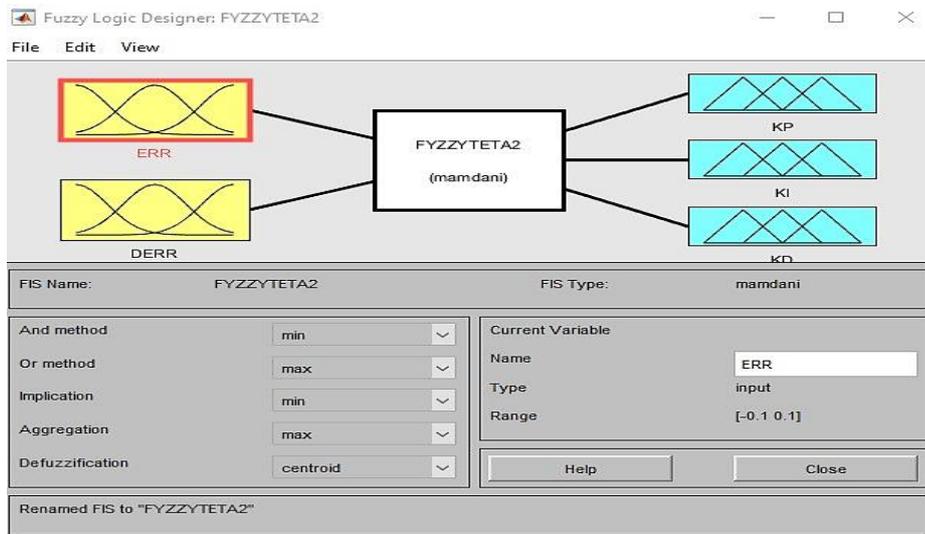


Figure 23:Block fuzzy pour l'angle d'inclinaison ( $\theta$ )

Et voici la base de règles pour définir (Kp,Ki,Kd)qu'on a utilisé pour ce block [21]:

BASE DE REGLES		ERR		
		NEGATIVE	ZERO	POSITIVE
DERR	NEGATIVE	LBB	MMM	BLL
	ZERO	BBM	BML	BLL
	POSITIVE	LBB	MMM	BLL

Tableau 3:Base de règles

Les règles :

Si ERR est NEGATIVE et DERR est NEGATIVE alors :	Kp est LOW Ki est BIG Kd est BIG
Si ERR est NEGATIVE et DERR est ZERO alors :	Kp est BIG Ki est BIG Kd est MEDIUM
Si ERR est NEGATIVE et DERR est POSITIVE alors :	Kp est LOW Ki est BIG Kd est BIG
Si ERR est ZERO et DERR est NEGATIVE alors :	Kp est MEDIUM Ki est MEDIUM Kd est MEDIUM
Si ERR est ZERO et DERR est ZERO alors :	Kp est BIG Ki est MEDIUM Kd est LOW
Si ERR est ZERO et DERR est POSITIVE alors :	Kp est MEDIUM Ki est MEDIUM Kd est MEDIUM
Si ERR est POSITIVE et DERR est NEGATIVE alors :	Kp est BIG Ki est LOW Kd est LOW

Si ERR est POSITIVE et DERR est ZERO alors :

Kp est BIG

Ki est LOW

Kd est LOW

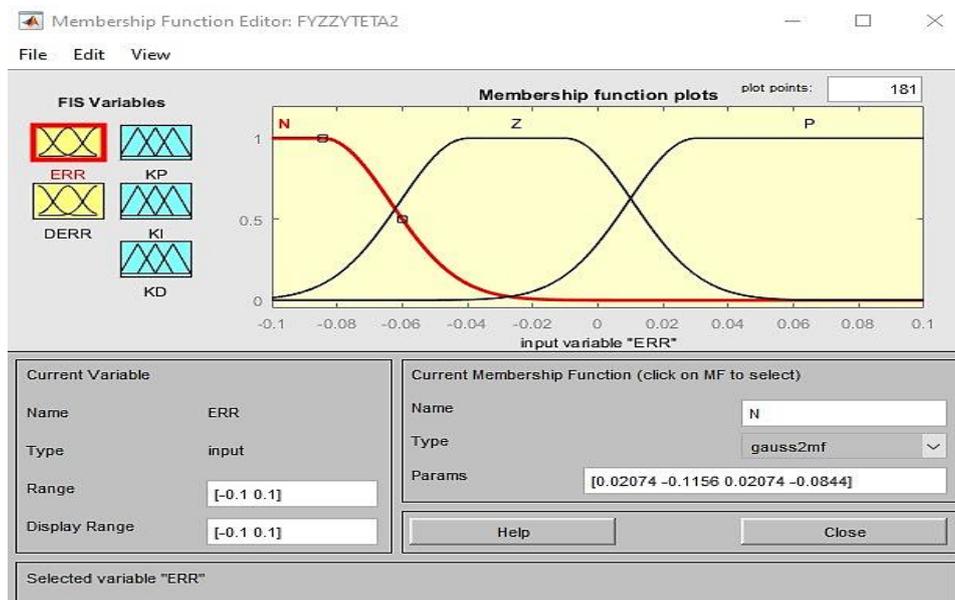
Si ERR est POSITIVE et DERR est POSITIVE alors :

Kp est BIG

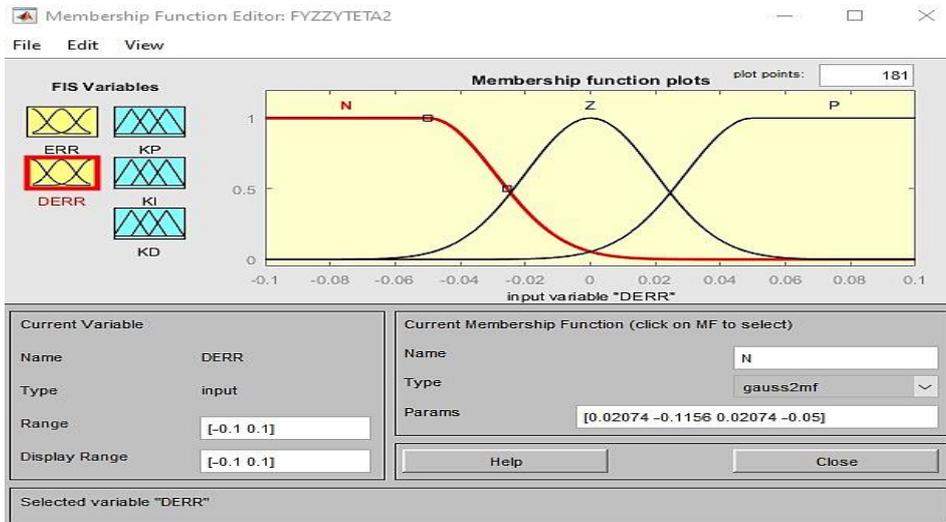
Ki est LOW

Kd est LOW

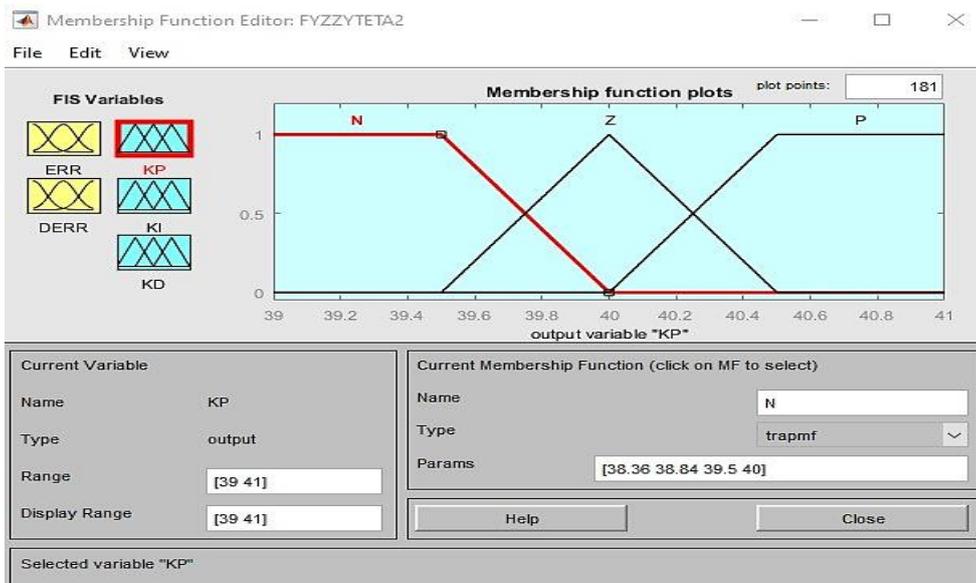
### L'erreur :



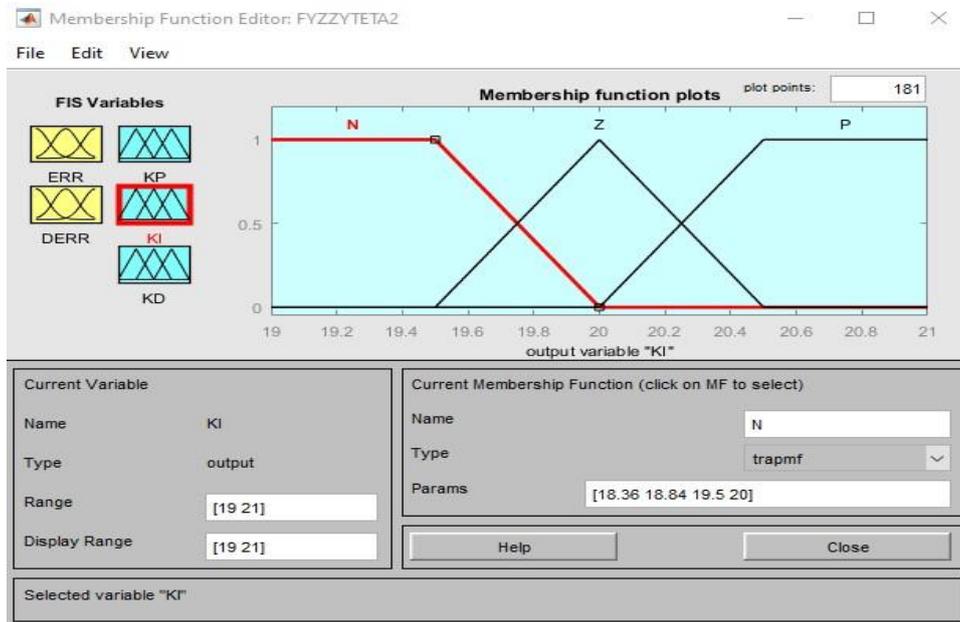
La dérivée d'erreur :



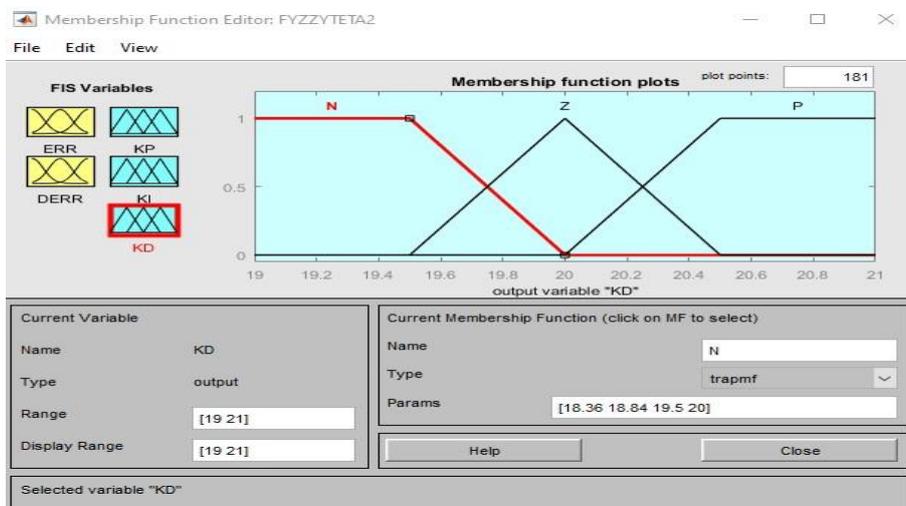
Kp :



**Ki :**



**Kd :**



- **La vitesse (U) :**  
**Le block est comme suit :**

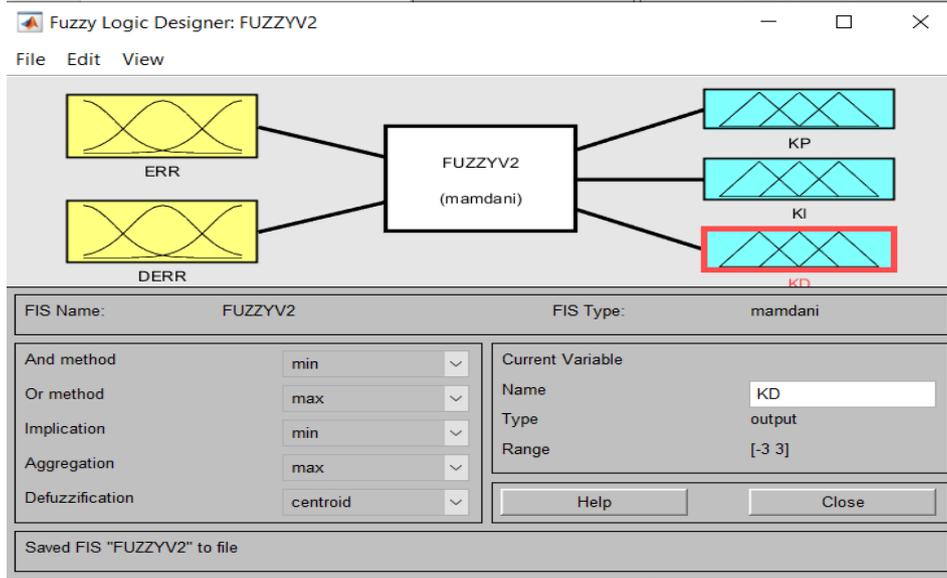
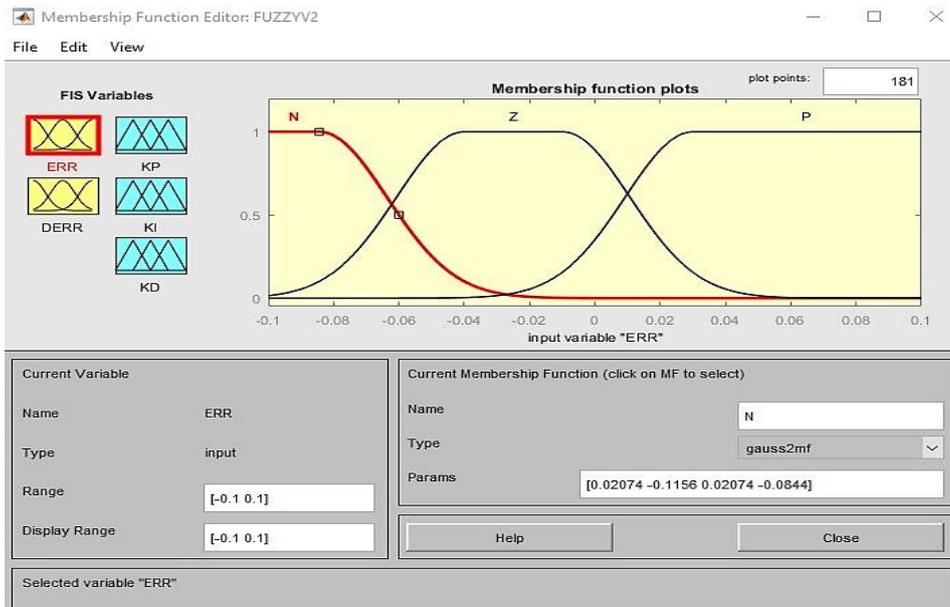
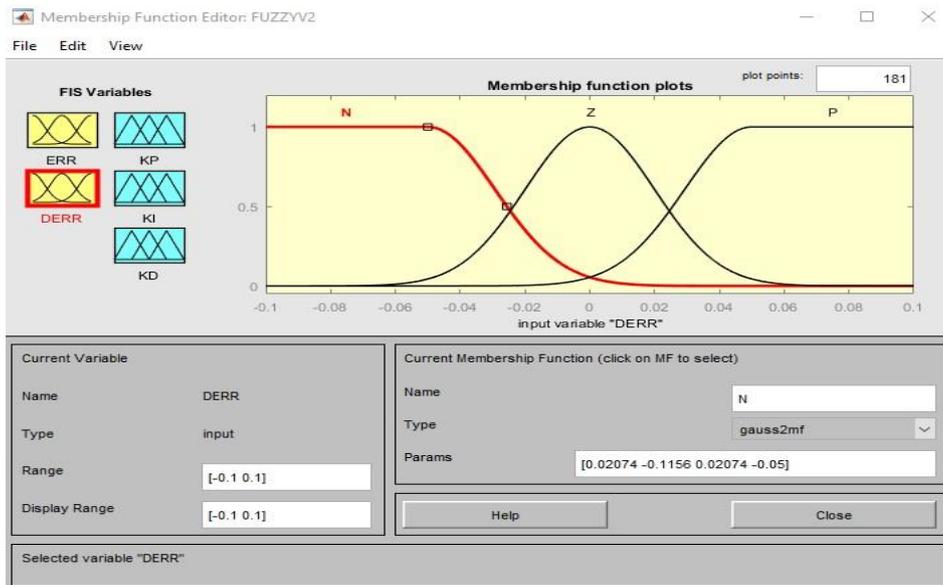


Figure 24:Block fuzzy pour le paramètre vitesse U

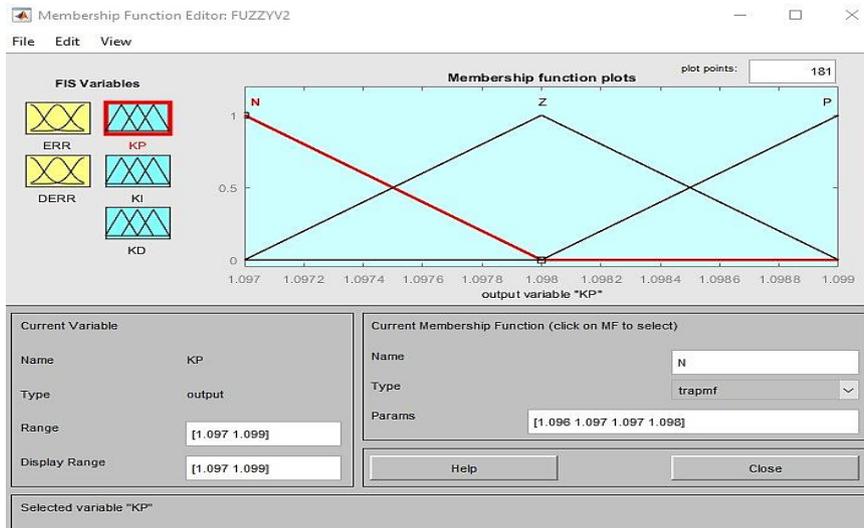
**L'erreur :**



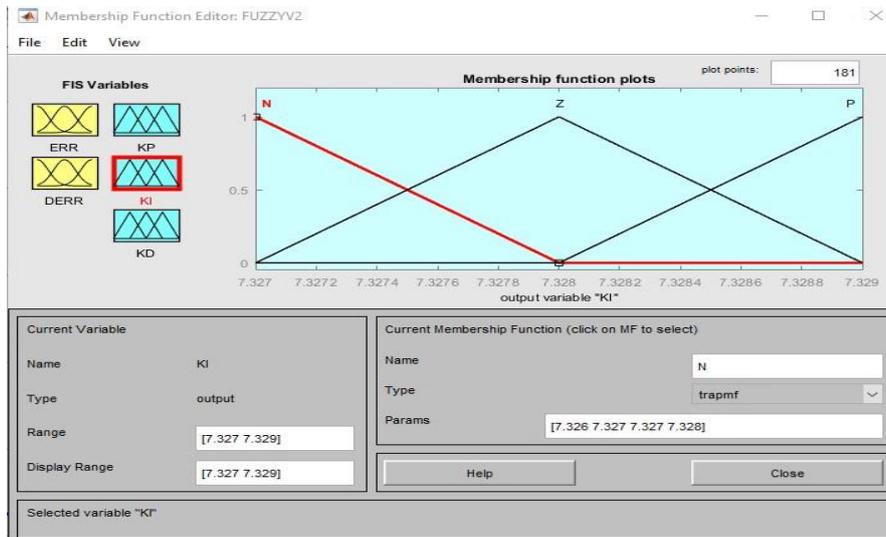
La dérivée d'erreur :



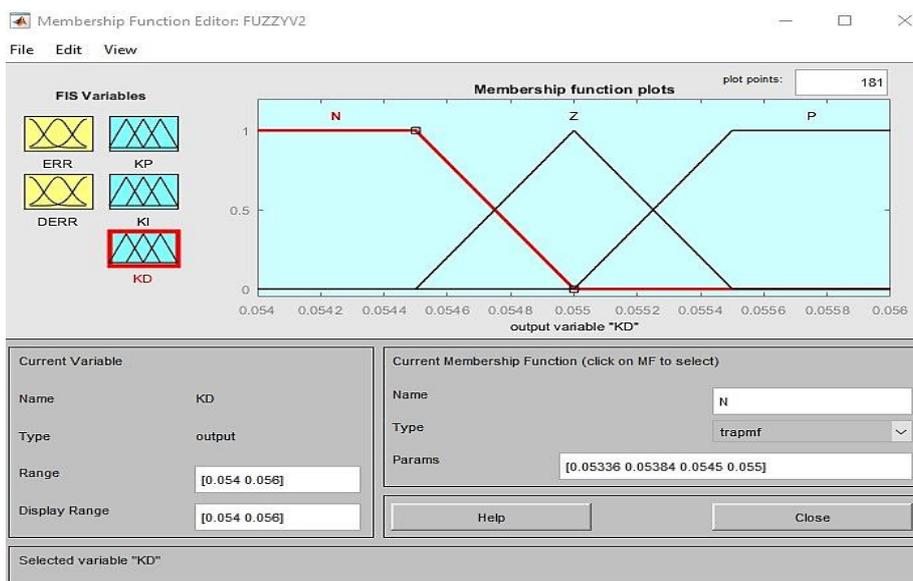
Kp :



**Ki :**



**Kd :**



**Calcul du paramètre H (altitude) :**

En dynamique de vol, il est essentiel de comprendre comment la variation de hauteur ( $\Delta H$ ) d'un aéronef est liée à la variation de l'angle d'incidence ( $\Delta\theta$ ). Cette relation est fondamentale pour la gestion de l'altitude et la stabilité de l'aéronef.

Équations de Base :

$$v_a = \sqrt{u^2 + w^2} \quad (3.1)$$

$$\text{tg } \theta = \frac{w}{u} \quad (3.2)$$

Par approximation des petits angles on obtient :

$$\text{tg}\theta = \theta \quad (3.3)$$

$$\theta = \frac{w}{u} \quad (3.4)$$

$$w = u \times \theta \quad (3.5)$$

On a :  $u = v_a \quad (3.6)$

Alors :  $w = v_a \times \theta \quad (3.7)$

On a :  $\int w = h \quad (3.8)$

Alors :  $h = \int v_a \times \theta \quad (3.9)$

Don nous obtenons :  $h = \frac{v_a}{s} \times \theta \quad (3.10)$

### 3.3.3 Schémas pour le contrôle PID adaptative à travers la logique floue (fuzzy adaptative PID control) :

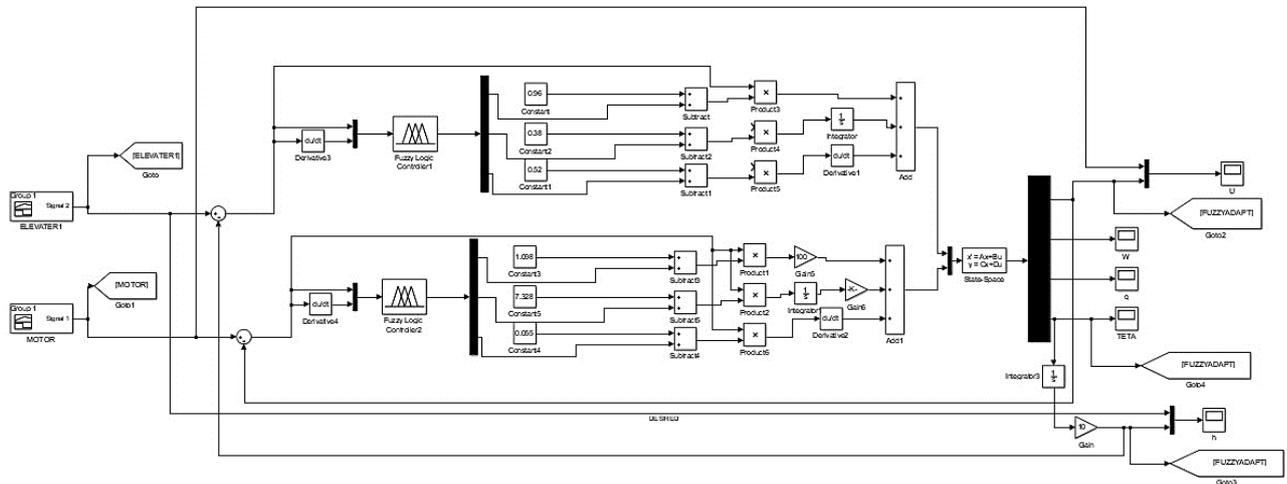


Figure 25: Contrôleur fuzzy adaptative

Ce schéma représente une intégration ingénieuse de deux approches de contrôle distinctes : le régulateur PID classique et le contrôleur flou. Cette configuration est couramment désignée sous le nom de "régulateur PID adaptatif basé sur la logique floue". Elle se compose de manière inhérente de deux contrôleurs flous et de deux régulateurs PID. Les contrôleurs flous jouent un rôle prépondérant en automatisant l'ajustement des paramètres du régulateur PID[23].

L'idée fondamentale sous-jacente à ce système est d'exploiter les capacités du contrôleur flou pour effectuer une surveillance en temps réel des conditions du processus ou du système sous contrôle[23].

En fonction de ces conditions variables, les contrôleurs flous réalisent une adaptation dynamique des gains et des paramètres du régulateur PID. Cette approche hybride offre ainsi une réponse de contrôle plus robuste et flexible, capable de s'adapter de manière proactive aux variations et aux incertitudes du système, ce qui peut se révéler particulièrement avantageux dans des environnements de contrôle complexes et changeants [23].

### 3.4 Visualisation des résultats des trois méthodes de contrôle :

Pour visualiser les résultats obtenus dans le contexte de Simulink, un outil couramment employé est le "scoop" de Simulink. Ce terme peut être synonyme d'un bloc ou d'un ensemble de blocs

spécialement conçus pour la visualisation des données générées lors de la simulation. Ces blocs de visualisation permettent de représenter graphiquement les variables d'intérêt du modèle et d'observer leur comportement au fil du temps.

Le processus de visualisation à l'aide de ces blocs est essentiel pour l'analyse et la validation du modèle Simulink, car il permet aux ingénieurs et aux concepteurs de systèmes de s'assurer que le comportement simulé correspond aux attentes. Les données visualisées peuvent inclure des signaux tels que des courbes temporelles, des spectres de fréquence, des diagrammes de phase, et bien d'autres, en fonction des besoins spécifiques de la simulation.

**Et voici les scoop et leurs résultats :**

### **3.4.1 Résultats des 3 méthodes de contrôle :**

Les trois graphiques en question synthétisent de manière concise et complète les résultats obtenus pour les trois méthodes de contrôle : le régulateur PID, le contrôleur flou, et le contrôleur flou adaptatif. Ces méthodes ont été évaluées en termes de leur efficacité dans la régulation de trois paramètres cruciaux, à savoir l'angle d'inclinaison ( $\theta$ ), l'altitude (H), et la vitesse (U).

Ces graphiques constituent des outils visuels essentiels pour comparer et analyser les performances des différentes méthodes de contrôle en fonction de ces paramètres. Ils permettent de mettre en évidence les avantages et les limites de chaque approche en illustrant clairement comment elles influencent la stabilité, la précision et la réactivité du système sous contrôle.

En utilisant ces graphiques, on peut prendre des décisions éclairées quant au choix de la méthode de contrôle la plus adaptée à leurs besoins spécifiques, en fonction des exigences de leur application et des résultats obtenus lors de ces évaluations détaillées.

3.4.1.1 Résultat de l'angle d'inclinaison ( $\theta$ ) :

Scoop :

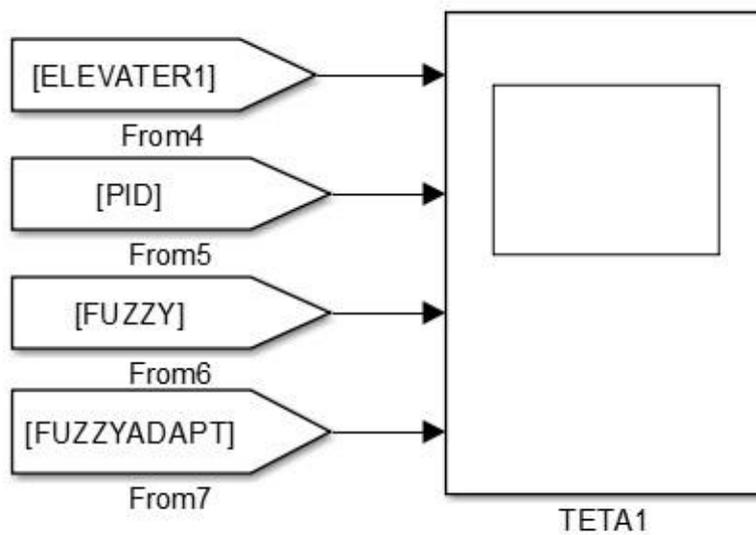


Figure 26:Scoop pour la visualisation de l'angle  $\theta$

Graphe :

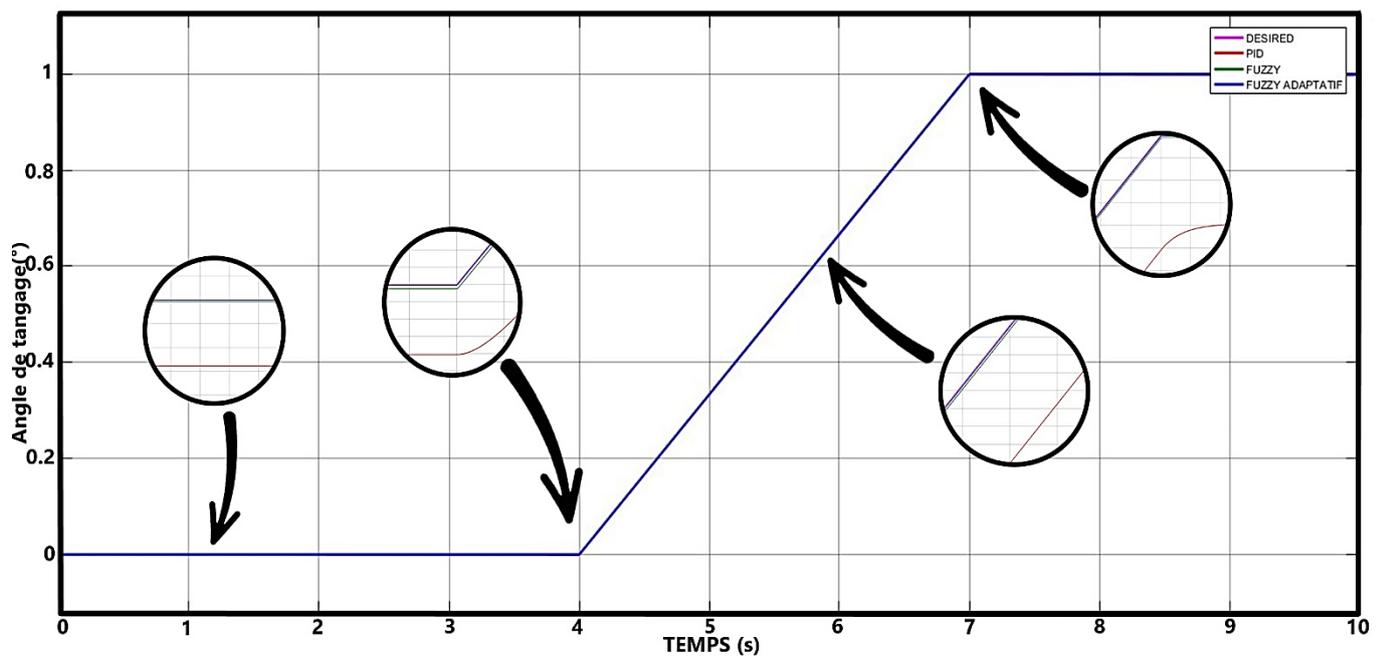


Figure 27:Resultat de l'angle thêta des 3 méthodes de contrôle

3.4.1.2 Résultat de la vitesse (U) :

Scoop :

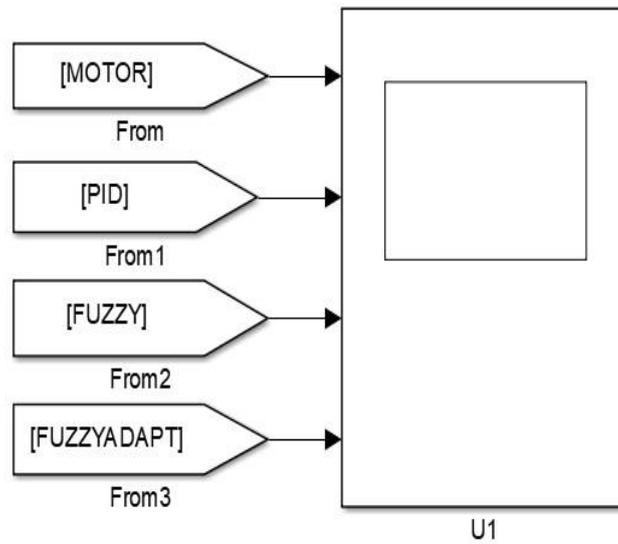


Figure 28:Scoop pour la visualisation de la vitesse U

Graphe :

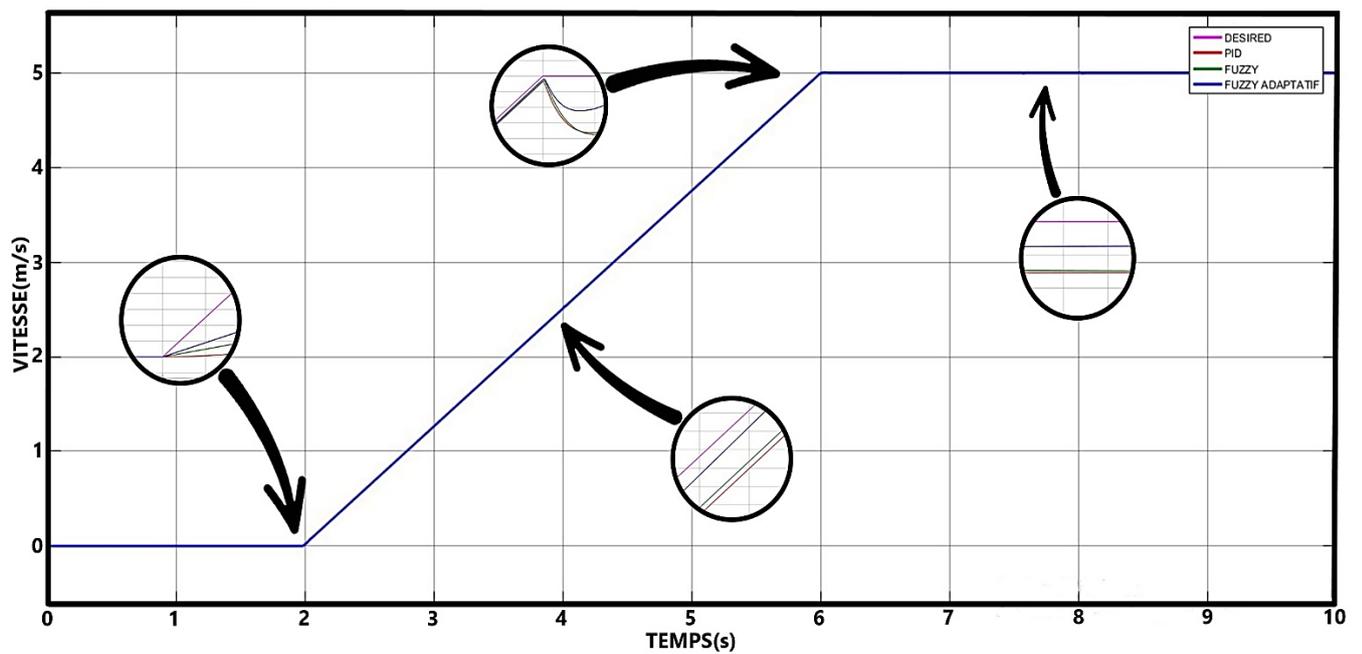


Figure 29:Resultat de la vitesse U des 3 méthodes de contrôle

3.4.1.3 Résultat de l'altitude (H) :

Scoop :

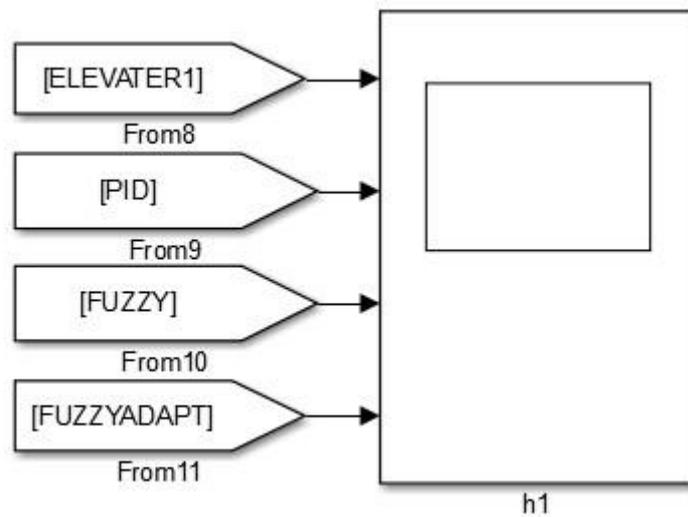


Figure 30: Scoop pour la visualisation de l'altitude H

Grphe :

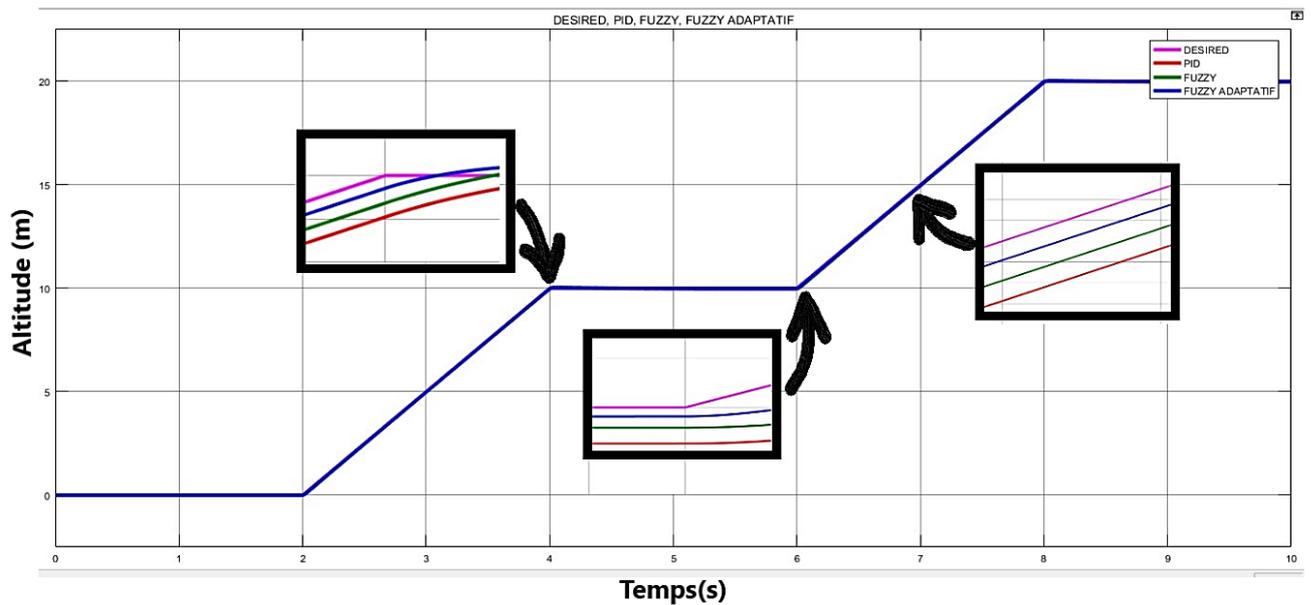


Figure 31: Resultat de l'altitude H des 3 méthodes de contrôle

### 3.4.1.4 Commentaires sur les 3 graphes :

Voici un comparatif des trois méthodes de contrôle (PID classique, contrôleur flou et PID adaptatif basé sur la logique floue) en termes de temps de réponse, vitesse d'exécution, temps de montée et erreur statique :

#### Temps de Réponse :

- PID Classique : Le PID classique montre généralement un temps de réponse rapide en raison de sa rétroaction proportionnelle. Il réagit rapidement aux erreurs, ce qui peut être souhaitable dans certaines applications.
- Contrôleur Flou : La logique floue peut avoir un temps de réponse légèrement plus lent car elle prend en compte des valeurs linguistiques et des règles floues pour ajuster les paramètres. Cependant, sa capacité à traiter des systèmes non linéaires peut compenser cela.
- PID Adaptatif Basé sur la Logique Floue : Cette méthode combine la réactivité du PID classique avec l'adaptabilité de la logique floue, ce qui peut offrir un temps de réponse rapide et flexible en fonction des conditions changeantes du système.

#### Vitesse d'Exécution :

- PID Classique : Le PID classique est généralement plus rapide en termes de vitesse d'exécution car il implique des calculs simples pour ajuster les gains PID. Cela le rend approprié pour des systèmes en temps réel.
- Contrôleur Flou : La logique floue peut être plus gourmande en termes de calcul en raison de la nécessité de gérer des ensembles flous et des règles floues. Cependant, les performances de calcul dépendent également de la complexité des règles.
- PID Adaptatif Basé sur la Logique Floue : Cette méthode peut être légèrement plus exigeante en termes de calcul que le PID classique en raison de l'ajustement dynamique

des paramètres. Cependant, la logique floue peut aider à gérer efficacement cette complexité.

### **Temps de Montée :**

- **PID Classique :** Le PID classique peut offrir un temps de montée rapide, ce qui signifie qu'il ramène rapidement la sortie du système à sa valeur de consigne. Cela peut être avantageux dans des situations où une réponse rapide est nécessaire.
- **Contrôleur Floue :** La logique floue peut avoir un temps de montée légèrement plus lent en raison de sa nature adaptative. Cependant, cela peut être compensé par une meilleure gestion des non-linéarités du système.
- **PID Adaptatif Basé sur la Logique Floue :** Cette méthode combine la réactivité du PID classique avec l'adaptabilité de la logique floue, ce qui peut permettre un temps de montée rapide tout en ajustant les paramètres en temps réel.

### **Erreur Statique :**

- **PID Classique :** Le PID classique peut présenter une erreur statique non nulle dans certaines situations, en particulier en présence de perturbations. Cependant, cette erreur peut souvent être réduite en ajustant les paramètres PID.
- **Contrôleur Floue :** La logique floue peut mieux gérer les erreurs statiques grâce à son adaptabilité. Elle peut ajuster les paramètres pour minimiser l'erreur statique, même dans des environnements perturbés.
- **PID Adaptatif Basé sur la Logique Floue :** Cette méthode combine les avantages des deux approches en termes de réduction de l'erreur statique en temps réel grâce à la logique floue.

En conclusion, le choix entre ces trois méthodes dépend des exigences spécifiques de votre application. Le PID classique est rapide et réactif, mais peut présenter des erreurs statiques. La logique floue offre une meilleure adaptation aux non-linéarités et une réduction de l'erreur statique. Le PID adaptatif basé sur la logique floue combine la réactivité du PID avec l'adaptabilité de la logique floue, ce qui en fait une option polyvalente pour des performances efficaces dans divers scénarios.

### 3.4.1.5 Comparaison des 3 méthodes de contrôle selon l'erreur quadratique (RMSE) :

L'erreur quadratique moyenne (RMSE), également connue sous le nom de "Root Mean Square Error," est une métrique couramment utilisée pour évaluer la précision d'un modèle ou d'une méthode de contrôle en comparant les valeurs prédites ou simulées à des valeurs de référence. Elle est particulièrement utile lorsque vous effectuez des simulations ou des prédictions numériques, comme c'est le cas pour l'évaluation des performances des trois méthodes de contrôle (PID classique, logique floue et PID adaptatif basé sur la logique floue) que vous avez décrites.

La formule de l'erreur quadratique moyenne (RMSE) est la suivante :

$$\text{RMSE} = \sqrt{[\Sigma(y_i - \hat{y}_i)^2 / n]} \quad (3.11)$$

Où :

- RMSE est l'erreur quadratique moyenne,
- $y_i$  représente les valeurs de référence ou les données réelles,
- $\hat{y}_i$  représente les valeurs prédites ou simulées par le modèle ou la méthode de contrôle,
- $n$  est le nombre total d'échantillons ou d'observations.

L'erreur quadratique moyenne calcule la racine carrée de la moyenne des carrés des écarts entre les valeurs réelles et les valeurs prédites. En d'autres termes, elle mesure la différence entre les prédictions d'un modèle ou d'une méthode de contrôle et les observations réelles, tout en tenant compte de la magnitude de ces écarts.

### 3.4.1.6 Tableau de comparaison des 3 méthodes de contrôle selon l'RMSE :

Le tableau ci-dessous présente une synthèse comparative des trois méthodes de contrôle en se basant sur l'indicateur d'erreur quadratique moyenne (RMSE) :

Méthode de Contrôle	RMSE de l'Angle d'Inclinaison ( $\theta$ )	RMSE de la Vitesse (U)	RMSE de l'Altitude (H)
Contrôleur PID	0.2541	0.2661	0.2472
Contrôleur floue	0.1523	0.1670	0.1369
PID Adaptatif Basé sur la Logique Floue	0.0896	0.0913	0.0808

**Tableau 4:Resultat des mesures RMSE des 3 méthodes de contrôle**

Commentaire sur le tableau :

Ce tableau présente une comparaison des performances de trois méthodes de contrôle en utilisant l'indicateur d'erreur quadratique moyenne (RMSE) pour évaluer leur précision dans le contrôle de trois variables différentes : l'angle d'inclinaison ( $\theta$ ), la vitesse (U) et l'altitude (H). Les méthodes de contrôle examinées sont le Contrôleur PID, le Contrôleur Flou, et le PID Adaptatif Basé sur la Logique Floue.

Analyse :

- En général, on peut observer que le PID Adaptatif Basé sur la Logique Floue présente les RMSE les plus faibles pour toutes les variables de contrôle ( $\theta$ , U, H). Cela indique que cette méthode a une précision globalement supérieure par rapport aux autres méthodes dans ce contexte particulier.
- Le Contrôleur Flou obtient des RMSE intermédiaires, montrant une performance décente mais inférieure à celle du PID Adaptatif Basé sur la Logique Floue.
- Le Contrôleur PID présente les RMSE les plus élevés pour toutes les variables, indiquant une moindre précision par rapport aux deux autres méthodes.

En se basant sur les RMSE, on peut conclure que le PID Adaptatif Basé sur la Logique Floue est la meilleure méthode de contrôle parmi les trois dans ce scénario spécifique. Cependant, il est essentiel de noter que le choix de la méthode de contrôle dépend également des exigences spécifiques de l'application, de la complexité du système, des coûts associés à la mise en œuvre, et d'autres facteurs contextuels. Par conséquent, une évaluation complète doit tenir compte de tous ces éléments pour prendre une décision éclairée sur la méthode de contrôle à utiliser.

### 3.5 Conclusion :

Dans ce chapitre, nous avons travaillé sur la modélisation et l'implémentation de trois méthodes de contrôle pour un drone à voilure fixe : le PID, la logique floue et le PID adaptatif basé sur la logique floue. Nous avons utilisé Matlab/Simulink pour créer des modèles de contrôle, que nous avons ensuite intégrés dans le modèle dynamique du drone. Notre objectif était d'évaluer ces méthodes en contrôlant l'altitude, l'angle d'inclinaison et la vitesse du drone.

Après des simulations approfondies, nous avons utilisé l'erreur quadratique moyenne (RMSE) pour comparer les performances des trois méthodes. Les schémas Simulink ont montré comment chaque méthode régule les variables d'état du drone. Le contrôleur PID utilise deux contrôleurs distincts pour ajuster l'élévateur et le moteur en fonction des erreurs. Le contrôleur de logique floue s'appuie sur des règles floues pour ajuster les paramètres de contrôle en fonction de l'erreur et de la dérivée de l'erreur. Enfin, le PID adaptatif basé sur la logique floue combine les avantages des contrôleurs PID et de la logique floue.

Les résultats ont été présentés sous forme de graphiques pour chaque paramètre, montrant la performance de chaque méthode. Ces graphiques nous ont permis de prendre des décisions éclairées sur la méthode de contrôle la plus appropriée pour notre drone.

En résumé, ce chapitre nous a aidés à développer et à évaluer différentes méthodes de contrôle pour notre drone à voilure fixe, en utilisant des outils de modélisation et de simulation avancés. Ces résultats nous guideront dans le choix final de la méthode de contrôle optimale pour notre application spécifique.

### Conclusion générale :

Ce mémoire représente une exploration exhaustive de la modélisation et du contrôle d'un drone à voilure fixe, constituée de trois chapitres distincts, chacun contribuant à l'acquisition de connaissances approfondies et pratiques dans ce domaine captivant.

Le premier chapitre a posé les fondations en entreprenant la tâche complexe de dériver un modèle mathématique pour décrire la dynamique de vol du drone. Cependant, il est rapidement devenu évident que certaines approximations et hypothèses devaient être formulées pour rendre ce modèle réalisable. L'une de ces simplifications majeures a été de négliger l'influence de l'atmosphère sur le comportement du drone, se concentrant ainsi sur le développement du modèle dans des conditions d'atmosphère calme. Cette décision découle directement de notre objectif central, qui est de synthétiser une loi de commande sous des conditions spécifiques et contrôlables.

Le deuxième chapitre a plongé dans l'univers du contrôle en présentant deux approches principales : le contrôle PID classique et le contrôle Fuzzy PID. Chacune de ces méthodes a été minutieusement disséquée, en mettant en lumière leurs avantages et leurs inconvénients respectifs. Le contrôle PID classique, avec ses composantes proportionnelle, intégrale et dérivée, a été présenté comme une méthode robuste et largement utilisée dans l'industrie, reconnue pour sa simplicité et son efficacité. D'un autre côté, le contrôle Fuzzy PID, en fusionnant les principes des régulateurs PID avec la logique floue, offre une flexibilité accrue pour traiter des systèmes complexes et non linéaires.

Le troisième chapitre a constitué le cœur de notre étude, en mettant en pratique ces méthodes de contrôle sur un drone à voilure fixe. Des schémas Simulink ont été élaborés pour chaque méthode de contrôle, permettant ainsi la simulation des performances du drone en ce qui concerne l'altitude, l'angle d'inclinaison et la vitesse. L'utilisation judicieuse de l'erreur quadratique moyenne (RMSE) comme mesure de performance a facilité la comparaison objective des différentes approches de contrôle.

Les résultats ont mis en évidence les forces et les faiblesses de chaque méthode de contrôle, en fonction de critères tels que la précision, la réactivité et la robustesse. Le contrôleur PID classique s'est avéré efficace dans certaines situations spécifiques, tandis que le contrôleur Fuzzy PID a brillé dans la gestion de scénarios complexes et non linéaires. Le PID adaptatif basé sur la logique floue s'est démarqué en tant qu'approche hybride prometteuse, combinant les avantages des deux méthodes précédentes.

En conclusion, ce mémoire a offert une exploration exhaustive des aspects théoriques et pratiques liés à la modélisation et au contrôle d'un drone à voilure fixe. Les résultats obtenus serviront de base solide pour des recherches futures et des applications pratiques dans des domaines variés, allant de l'aviation à la surveillance environnementale. Les connaissances acquises dans ce mémoire contribueront à l'évolution continue des technologies de drones, ouvrant la voie à des innovations significatives dans le domaine des véhicules aériens sans pilote.

## ANNEXE :

### L'équipe de supervision et l'équipe de travail :

- L'équipe d'encadrement

L'équipe d'encadrement	
Superviseur principal <b>Boudiba Ouissam</b>	Domaine de spécialisation <b>Électronique</b>
Superviseur associé <b>Azmedroub Bousaad</b>	Domaine de spécialisation <b>Électronique</b>

- L'équipe de travail

L'équipe de travail :	Domaine de spécialisation	la faculté
Étudiant :Meziane Yacine	Avionique	Institut d'études aéronautiques et spatiales
Étudiant: Klikha Youcef	Avionique	Institut d'études aéronautiques et spatiales

### Solution proposée :

Le projet propose une solution novatrice axée sur la conception et le déploiement de drones autonomes guidés par l'intelligence artificielle. Cette solution vise à répondre à un large éventail de besoins dans divers secteurs tels que la logistique, la construction, l'agriculture et la surveillance gouvernementale. En offrant des drones autonomes capables d'automatiser des tâches précises et répétitives, ce projet permet aux clients de réduire les coûts de main-d'œuvre, d'améliorer la précision des opérations, d'accroître la sécurité et d'optimiser l'efficacité. Les drones autonomes, équipés de technologies avancées d'intelligence artificielle, offrent une proposition de valeur inégalée en offrant des solutions sur mesure pour résoudre des problèmes spécifiques. Cette solution promet de transformer la manière dont de nombreuses industries effectuent leurs opérations, en tirant parti de l'automatisation et de l'IA pour des résultats plus rapides, plus précis et plus rentables.

## **Propositions de valeur:**

La proposition de valeur fondamentale de ce projet réside dans la convergence de technologies de pointe pour offrir des solutions d'automatisation, de collecte de données en temps réel, de réduction significative des coûts opérationnels, et d'amélioration continue de la précision dans divers secteurs industriels. Les drones autonomes, pilotés par des systèmes d'intelligence artificielle sophistiqués, incarnent l'avenir de l'automatisation industrielle. Ils minimisent considérablement la dépendance à l'égard de l'intervention humaine continue en exécutant des tâches spécifiques avec une grande autonomie, tout en assurant une exécution précise et constante.

L'élément clé de cette proposition de valeur réside dans l'automatisation des opérations. Les drones autonomes sont capables d'accomplir une gamme variée de tâches de manière autonome, éliminant ainsi les besoins en ressources humaines pour des activités répétitives et chronophages. Cette automatisation peut englober diverses opérations, de la livraison de colis à la surveillance des sites de construction, et de l'inspection agricole à la surveillance environnementale.

De plus, la collecte de données en temps réel est un autre pilier de cette proposition de valeur. Les drones autonomes sont équipés de capteurs avancés, de caméras haute résolution et de systèmes de télémétrie qui leur permettent de collecter en temps réel une variété de données pertinentes. Cette collecte de données est essentielle pour prendre des décisions éclairées. Par exemple, dans le secteur agricole, ces données peuvent être utilisées pour surveiller l'état des cultures, détecter les maladies des plantes, optimiser l'irrigation et pulvériser des pesticides de manière ciblée. Les données collectées contribuent à améliorer la gestion opérationnelle, à réduire les gaspillages et à accroître la productivité.

La réduction significative des coûts opérationnels est une autre valeur clé apportée par ce projet. L'automatisation des tâches permet de réduire les coûts liés à la main-d'œuvre, aux erreurs humaines et aux interruptions opérationnelles. Les drones autonomes peuvent fonctionner de manière continue, ce qui réduit les besoins en personnel et en heures de travail. De plus, l'utilisation de l'IA pour optimiser les opérations contribue à minimiser les coûts de carburant, de maintenance et d'autres ressources.

Enfin, cette proposition de valeur souligne l'amélioration continue de la précision grâce à l'IA embarquée. Les drones autonomes ne sont pas simplement des outils statiques, mais des systèmes dynamiques capables d'apprendre et de s'adapter au fil du temps. Ils peuvent analyser les données collectées, identifier des tendances, ajuster leurs opérations en conséquence et évoluer pour devenir de plus en plus efficaces. Cette amélioration constante de la précision garantit que les clients bénéficient toujours des performances optimales de leurs drones autonomes, ce qui est essentiel dans des domaines où la précision est cruciale, tels que la cartographie, l'inspection industrielle et la surveillance.

## **Objectif du projet :**

### **1. Objectif Principal :**

Développer une entreprise leader dans le secteur des drones autonomes, offrant des solutions d'automatisation de pointe aux entreprises, aux agences gouvernementales et aux particuliers.

### **2. Objectifs Stratégiques :**

Atteindre une part de marché de 15 % dans les secteurs de la logistique, de la construction, de l'agriculture et des services gouvernementaux au cours des trois premières années.

Établir des partenariats stratégiques avec au moins trois entreprises de logistique majeures pour l'intégration de nos drones dans leurs opérations.

Développer et commercialiser trois générations de drones autonomes avec des améliorations significatives de l'IA et de la performance au cours des cinq prochaines années.

Établir une base de clients fidèles avec un taux de rétention de 80 % grâce à des services de maintenance et de formation de haute qualité.

### **3. Objectifs Financiers :**

Atteindre un chiffre d'affaires annuel de 30 millions de dinar d'ici la fin de la troisième année.

Maintenir une marge bénéficiaire brute de 40 % grâce à des économies d'échelle et à une gestion efficace des coûts.

Lever 15 millions d'euros de financement au cours des deux prochaines années pour financer la R&D, l'expansion et la croissance de l'entreprise.

### **4. Objectifs d'Innovation et de Technologie :**

Poursuivre la recherche en IA et en robotique pour améliorer constamment nos algorithmes de guidage et nos capacités de traitement des données.

Intégrer des fonctionnalités de sécurité avancées, telles que la détection d'obstacles en temps réel, dans tous nos modèles de drones.

Explorer de nouvelles applications potentielles de la technologie des drones autonomes, telles que la livraison urbaine.

### **5. Objectifs de Responsabilité Sociale et Environnementale :**

Réduire notre empreinte carbone en optimisant la consommation d'énergie de nos drones et en utilisant des matériaux durables dans leur fabrication.

Promouvoir l'utilisation responsable des drones, en conformité avec les réglementations locales et internationales, pour garantir la sécurité et la confidentialité des données.

## 6. Objectifs de Ressources Humaines :

Recruter et retenir des talents hautement qualifiés dans les domaines de l'IA, de la robotique et de l'ingénierie.

Former et développer continuellement notre équipe pour rester à la pointe de la technologie.

Ces objectifs du projet illustrent un engagement envers la croissance, l'innovation, la responsabilité sociale et la rentabilité, tout en mettant l'accent sur la qualité des produits et des services. Ils serviront de guide pour orienter les décisions stratégiques et opérationnelles de votre startup de drones autonomes guidés par l'IA.

### Calendrier pour la réalisation du projet :

Étape / Phase du Projet	Durée Estimée	Date de Début Prévue	Date de Fin Prévue
<b>Phase de Conception</b>	6 mois	Janvier 2024	Juin 2024
- Étude de Faisabilité	2 mois	Janvier 2024	Février 2024
- Conception Initiale	2 mois	Mars 2024	Avril 2024
- Prototypage	2 mois	Mai 2024	Juin 2024
<b>Phase de Développement</b>	12 mois	Juillet 2024	Juin 2025
- Développement Logiciel	6 mois	Juillet 2024	Décembre 2024
- Intégration Matérielle	4 mois	Janvier 2025	Avril 2025
- Tests et Validation	2 mois	Mai 2025	Juin 2025
<b>Phase de Test et d'Optimisation</b>	6 mois	Juillet 2025	Décembre 2025
- Tests en Conditions Réelles	3 mois	Juillet 2025	Septembre 2025
- Optimisation des Performances	2 mois	Octobre 2025	Novembre 2025
- Documentation	1 mois	Décembre 2025	Décembre 2025
<b>Phase de Lancement Commercial</b>	3 mois	Janvier 2026	Mars 2026
- Planification du Lancement	1 mois	Janvier 2026	Janvier 2026
- Marketing et Promotion	1 mois	Février 2026	Février 2026
- Déploiement Commercial	1 mois	Mars 2026	Mars 2026

## **Secteurs de marché :**

Un projet de drones autonomes guidés par l'intelligence artificielle peut avoir une large gamme de secteurs de marché, en fonction de ses capacités, de ses fonctionnalités et de ses applications spécifiques. Voici quelques-uns des principaux secteurs de marché où de tels drones pourraient être déployés avec succès :

1. **Agriculture** : Les drones autonomes peuvent être utilisés pour surveiller les cultures, détecter les maladies des plantes, optimiser l'irrigation et la fertilisation, ainsi que pour la pulvérisation précise de pesticides. Cela améliore l'efficacité agricole et la gestion des ressources.
2. **Logistique et Livraison** : Les drones peuvent être déployés pour la livraison de colis, de médicaments et de fournitures dans des zones urbaines et rurales. Cela peut accélérer les délais de livraison et réduire les coûts logistiques.
3. **Surveillance et Sécurité** : Les drones autonomes peuvent surveiller les infrastructures critiques, les frontières, les sites de construction, les événements de grande envergure et les zones à risque. Ils peuvent également être utilisés pour la surveillance environnementale.
4. **Industrie et Construction** : Les drones peuvent inspecter les structures telles que les ponts, les tours, les éoliennes et les pipelines. Cela améliore la sécurité des inspections et permet de détecter rapidement les problèmes.
5. **Cartographie et Topographie** : Les drones peuvent cartographier des terrains, créer des modèles topographiques et surveiller les changements dans l'environnement. Cela est précieux pour l'urbanisme, la planification des terres et la gestion des ressources naturelles.
6. **Santé** : Les drones peuvent être utilisés pour la livraison de fournitures médicales d'urgence, le transport d'échantillons biologiques et la surveillance de la santé publique, en particulier dans des régions reculées.
7. **Recherche et Développement** : Les drones autonomes peuvent être utilisés pour la recherche scientifique, la collecte de données environnementales, l'exploration de zones inaccessibles et la recherche en écologie.
8. **Divertissement et Médias** : Les drones peuvent être utilisés pour la production de contenu multimédia, tels que des vidéos aériennes, des photographies panoramiques et des retransmissions en direct d'événements sportifs.
9. **Aide Humanitaire** : Les drones peuvent être déployés dans des situations d'urgence pour la surveillance des catastrophes, la livraison de fournitures essentielles et la localisation de personnes disparues.

Ces secteurs ne représentent qu'un échantillon des applications potentielles des drones autonomes guidés par l'intelligence artificielle. Le choix du secteur de marché dépendra des capacités spécifiques du projet, de la demande du marché, de la concurrence et des opportunités commerciales identifiées.

## Mesure de compétitivité :

### Indice de Performance Concurrentielle(IPC)

Définition : L'Indice de Performance Concurrentielle (IPC) est une mesure composite qui évalue la compétitivité de notre startup de drones autonomes par rapport à ses concurrents directs dans le marché. Il prend en compte divers facteurs clés de succès et permet de déterminer notre position relative sur le marché.

### Composants de l'IPC :

- Part de Marché (25%) : La part de marché de notre startup par rapport au marché global des drones autonomes guidés par l'IA, mesurée en termes de revenus et de nombre d'unités vendues.
- Innovation et Technologie (20%) : L'IPC intègre les niveaux d'innovation de notre technologie, y compris la sophistication de nos algorithmes d'IA, la sécurité, les fonctionnalités avancées, et notre capacité à rester à la pointe des développements technologiques.
- Satisfaction Client (15%) : Les retours positifs des clients, les taux de rétention et la fidélité à notre marque sont des éléments clés pour évaluer notre compétitivité.
- Coûts et Efficacité (15%) : L'efficacité opérationnelle, la gestion des coûts et notre capacité à proposer des prix compétitifs entrent en jeu ici.
- Réputation et Image de Marque (10%) : Notre réputation sur le marché, notre crédibilité et notre notoriété contribuent à notre compétitivité.
- Partenariats Stratégiques (10%) : Les alliances avec des partenaires clés, tels que des fabricants de composants ou des entreprises de logistique, sont évaluées pour leur impact sur notre position concurrentielle.
- Responsabilité Sociale et Environnementale (5%) : Notre engagement envers des pratiques commerciales responsables et durables est également pris en compte.

Calcul de l'IPC : L'IPC est calculé en agrégeant les scores pondérés de chaque composant. Il varie de 0 à 100, où un score plus élevé indique une meilleure compétitivité par rapport à la concurrence.

Utilisation : L'IPC est mesuré périodiquement (par exemple, trimestriellement ou annuellement) pour évaluer notre position concurrentielle. En identifiant les domaines où nous devons nous améliorer, nous pouvons orienter nos efforts stratégiques pour renforcer notre compétitivité et maintenir notre avantage sur le marché.

## **Coûts et dépenses :**

La gestion rigoureuse des coûts et des dépenses est essentielle pour assurer la viabilité financière et la rentabilité à long terme de notre startup dans le secteur des drones autonomes guidés par l'IA. Nous avons identifié plusieurs catégories de coûts et de dépenses qui sont inhérents à notre modèle d'entreprise :

1. **Coûts de Développement :** Cette catégorie englobe les dépenses liées à la recherche et au développement de nos drones autonomes et des logiciels d'IA associés. Cela comprend le salaire de nos équipes de recherche, les coûts liés aux équipements de laboratoire, ainsi que les licences et les droits de propriété intellectuelle. La gestion de ces coûts est essentielle pour maintenir notre avantage technologique.
2. **Coûts de Production :** Les coûts de production incluent la fabrication des drones autonomes, l'achat de composants, les coûts de main-d'œuvre liés à l'assemblage, les matériaux et les frais généraux de production. Optimiser l'efficacité de la chaîne d'approvisionnement et minimiser les déchets sont des priorités pour maintenir des coûts de production compétitifs.
3. **Coûts de Maintenance :** Pour assurer le bon fonctionnement de nos drones autonomes chez nos clients, nous devons investir dans une équipe de maintenance compétente. Cela englobe les salaires du personnel de maintenance, les pièces de rechange, les outils spécialisés et les frais de déplacement sur site. La qualité de notre service après-vente contribue à la satisfaction client et à la fidélisation.
4. **Coûts de Marketing et de Vente :** Pour atteindre nos segments de clientèle, nous devons investir dans des activités de marketing ciblées, y compris la publicité en ligne, la participation à des salons professionnels, les campagnes de marketing numérique, ainsi que les salaires des équipes de vente et de marketing. Une gestion efficace de ces coûts est essentielle pour maximiser notre visibilité et notre acquisition de clients.
5. **Coûts Administratifs :** Ces coûts couvrent les dépenses générales et administratives de l'entreprise, y compris les salaires des employés administratifs, les frais de bureau, les services publics, les frais juridiques et comptables, ainsi que les licences et les assurances. La gestion prudente de ces coûts garantit une exploitation efficace de l'entreprise.
6. **Coûts Financiers :** Les coûts financiers incluent les intérêts sur les prêts ou les lignes de crédit, ainsi que les frais liés aux transactions financières. Minimiser ces coûts contribue à améliorer la rentabilité de l'entreprise.

La surveillance et la maîtrise de ces coûts et dépenses sont essentielles pour maintenir notre santé financière et notre compétitivité sur le marché des drones autonomes guidés par l'IA. Nous continuons à mettre en place des mécanismes de suivi et d'optimisation des coûts, tout en veillant à ce que chaque dépense soit alignée sur nos objectifs stratégiques. Cette approche prudente nous permettra de garantir une croissance durable et rentable à long terme.

Porteurs de projet:

Promoteurs :

Code de projet:

1-Meziane Yacine

P-Boudiba Ouissam

2- Klikha Youcef

CO-P-Azmedroub bousaad

05-15-3523

# Business Model Canvas - BMC

Projet Startup :

**Drone autonome guidée grâce a intelligence artificiel**

<b>Partenaires clés :</b> -Fabricants de pièces de drones et de logiciels d'IA.  -Entreprises de logistique pour l'utilisation de drones autonomes dans leur activité.  -CRTI(centre de recherche en technologie industrielles)	<b>Activités Clés :</b>  -Conception et fabrication des drones et des logiciels d'IA. -Maintenance des drones autonomes et des logiciels d'IA.  <b>Ressources clés :</b> -Drones autonomes avec des fonctionnalités spécifiques pour répondre aux besoins des clients.  -Équipe de développement pour la conception et la fabrication des drones	<b>Propositions de valeur :</b> -Automatisation de tâches précises et répétitives  -Amélioration de la sécurité et de l'efficacité des tâches grâce à la réduction du besoin d'intervention humaine.  -Collecte de données plus rapides et plus précises.	<b>Relation Client :</b> -Fournir une assistance technique pour l'installation, la maintenance  -Suivi régulier des clients pour s'assurer de leur satisfaction  <b>Canaux :</b> -Vente en ligne ou en personne -Ventes directes ou via des partenaires pour les entreprises et les agences gouvernementales.	<b>Clients :</b>  -Entreprises dans les secteurs de la logistique, de la construction, de l'agriculture, etc.  -Agences gouvernementales pour la surveillance, la cartographie, la gestion de catastrophes, etc.  -Particuliers pour des utilisations récréatives ou pour des services de livraison.
<b>Coûts :</b> -Coûts de développement des drones et des logiciels d'IA.  -Coûts de production des drones autonomes.  -Coûts de maintenance des drones autonomes et des logiciels d'IA.  -Coûts de marketing et de vente pour attirer de nouveaux clients.		<b>Revenus :</b> -Vente de drones autonomes à des clients particuliers ou professionnels.  -Abonnement pour les services de gestion de données, de maintenance ou de formation.  -Contrats de prestation de service pour les clients professionnels.		

## Bibliographie :

- [1] Conférence « Mieux connaître les drones » pdf
- [2] 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.
- [3] C.A. Brioescu, "Small lightweight aircraft navigation in the presence of wind", Thèse présentée pour l'obtention du grade de Docteur de l'UTC (Université de Technologie de Compiègne), Spécialité : Laboratoire HEUDIASYC, Soutenue le 28 octobre 2013.
- [4] A. Noth, S. Bouabdallah and R. Siegwart, " Dynamic Modeling of Fixed-Wing UAVs", Autonomous Systems Laboratory, *Version 2.0* 12/2006.
- [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] Robert F. Stengel, "Flight dynamics", Princeton University Press, 2004.
- [8] C. A. Jones, "Unmanned Aerial Vehicles (UAVs): an Assessment of Historical Operations and Future possibilities", Maxwell AFB, AL, Air Command and Staff College, March 1997
- [9] Laurant F. Sylvie G. Andre T. "Commande floue 2, de l'approximation à l'apprentissage " Paris, Hermès Sciences Publication, 2003.
- [10] Ferhat Lahouazi : 'mise en œuvre d'une stratégie de commande neuro floue', application à un Pendule inversé, mémoire de magister en Automatique, Université Mouloud Mammeri, Tizi-Ouzou, 16.03.2011.
- [11] N.N. Karnik et J.M. Mendel: 'An introduction to type-2 Fuzzy Logic Systems', Technical Report, University of Southern California, 1998.
- [12] Oumaya Mohamed et Limam Mohammed Lakhdar : 'Commande par réseaux d'ondelette-floue', mémoire de Master en Automatique, Université Kasdi Merbah, Ouargla, 2011/2012.

- [13] Pierre GABRIEL : ‘Introduction à la Logique Floue et à la Commande Floue’ exposé, 2000-2001.
- [14] Faucher J, ‘les plans d’expériences pour le réglage et commande à base logique floue’ Thèse de Doctorat Spécialité Génie Électrique et Automatique, Institut national polytechnique de Toulouse.
- [15] M Madaoui : ‘commande floue et neuro-floue d’un convertisseur direct AC/AC monophasé à structure minimale, Application à l’alimentation d’une machine asynchrone monophasé’, Thèse de Magister, ENP Alger, février 2007.
- [16] K. wang et H. Lee: ‘First Course on Fuzzy Theory and Applications’, Springer, Berlin, 2005.
- [17] Antoine Cornuéjols : ‘Introduction à la logique floue’, présentation, janvier 2008.
- [18] Gacogne. Louis, ‘Eléments de logique floue’, Paris, Hermès, 1997
- [19] Nakoula Y : ‘Apprentissage des Modèles linguistiques flous, par jeu de règles Pondérées’, Thèse de Doctorat, Université de Savoie, France, juillet 1997
- [20] R Mellah : ‘contribution la commande adaptative neuro-floue, application à la robotique’ Thèse de Doctorat, Université des Sciences et de la Technologie Houari Boumediene, Alger, Mai 2006.
- [21] Andrade, F., Guedes, I. P., Carvalho, G., Zachi, A., Haddad, D. B., Almeida, L. F., Melo, A. G., & Pinto, M. F. (2021). Unmanned aerial vehicles motion control with fuzzy tuning of Cascaded-PID gains. *Machines*, 10(1), 12. <https://doi.org/10.3390/machines10010012>
- [22] Zhang, Q., Meng-Qing, S., & Shen, J. (2016). Design and implementation of the UAV flight stability control law by fuzzy(-PID. time. <https://doi.org/10.1109/ccdc.2016.7531936>
- [23] Yu, W., Li, J., & Yang, K. (2018). Research on Fuzzy Adaptive Stabilization PID Control System. *time*. <https://doi.org/10.1109/iaeac.2018.8577621>
- [24] Baghli, L. (1999). *Contribution à la commande de la machine asynchrone, utilisation de la logique floue, des réseaux de neurones et des algorithmes génétiques*. [https://hal.archives-ouvertes.fr/docs/00/35/68/91/PDF/these\\_baghli\\_np.pdf](https://hal.archives-ouvertes.fr/docs/00/35/68/91/PDF/these_baghli_np.pdf)
- [25] O. Boudiba, S. Firsov, “Designing Adaptive PID Controller Non-Sensitive,” *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*, Vol.1/9 ( 97 ), 2019.

[26] Z. Qiang, S. Meng-Qing, S. Jian-jing, “Design and Implementation of the UAV Flight Stability Control Law by Fuzzy-PID”, IEEE, 28th Chinese Control and Decision Conference, 2016.

[27] B. Tan, J. Ma, “Analysis of Aerodynamic Characteristics for a Flying-wing UAV with Asymmetric Wing Damage,” IEEE 33rd youth academic annual conference of chinese, 2018.