

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de L'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

Université Mouloud Mammeri De Tizi-Ouzou



Faculté De Génie Electrique Et D'informatique
DEPARTEMENT D'AUTOMATIQUE

**Mémoire de Fin d'Etude
de MASTER ACADEMIQUE**
Spécialité : **Commande des systèmes**

Présenté par
Lamia MADDI
Lynda KERROUCHE

Mémoire dirigé par **M. TOUAT**

Thème

**Conception d'une loi de commande par
apprentissage flou « Application à la
commande du canal longitudinal d'un
drone »**

Mémoire soutenu publiquement le 25-09-2014 devant le jury composé de :

M. Fadhila Boudjmaa

Grade, Lieu d'exercice, Président

M. Mohend Acheur Touat

Grade, Lieu d'exercice, Rapporteur

M. Kheirddine Saidi

Grade, Lieu d'exercice, Examineur

M. Ourida Hadjem

Grade, Lieu d'exercice, Examineur

Remerciements

Nous exprimons notre gratitude à Monsieur Le chef de département d'Automatique Mr Bensidhoum, pour son soutien.

Notre promoteur Mr TOUAT, Enseignant à l'université de Mouloud Mammeri Tizi-Ouzou.

Nous vifs remerciements également tous les enseignants de département automatique pour leurs encouragement durant notre cursus universitaire et tous les enseignant du primaire jusqu'à l'université.

Enfin, nous remerciements vont a tous ceux qui nous ont soutenu ou qui, d'une manière ou d'une autre, ont contribue a l'élaboration de ce travail.

Dédicaces

A qui puis-je dédier ce travail si ce n'est à mes très chers parents, et mon cher mari, dont le sacrifice, la tendresse, l'amour, la patience, le soutien, l'aide et les encouragements sont le secret de ma réussite. Sans eux, je ne serais pas ce que je suis aujourd'hui.

Je dédie ce travail également

A ma cher sœur rosa et son mari, mes frères Mourad et Lyes, source d'amour, de joie et de bonne humeur .

Je ne peux pas oublier la petite Lena pour toute la joie qu'ils ont apportée à ma famille.

A ma belle mère et mon beau père et toute la famille Miloudi.

A tout mes amis qui étaient avec moi dès le début de mon parcours (Naima , dihia ,chahra ,lilia ,assia,)

A toute les familles maddi,miloudi ,neghli ,radji, meziane .

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

Lamia

Dédicaces

A qui puis-je dédier cet humble travail si ce n'est à mes très chers parents, dont le sacrifice, la tendresse, l'amour, la patience, le soutien, l'aide, l'encouragement et les prières sont l'essence de ma réussite. Sans eux je ne serais pas ce que je suis aujourd'hui.

Je dédier ce travail également,

A mon cher mari Hocine.

A mes frères ALI et Rabah, mes sœurs.

A mes grandes mères et mon grand père.

A tous mes oncles, tantes, cousins et cousines.

A la mémoire de ma regrettée belle mère.

Lynda

Sommaire

Introduction générale

I.Introduction.....	1
---------------------	---

Chapitre I : Bases de l'aérodynamique et modèle d'un Drone

Introduction	2
--------------------	---

I.1.Etude d'un drone	2
----------------------------	---

I.1 .1. Définition d'un drone	2
-------------------------------------	---

I.1.2. Classification	3
-----------------------------	---

I.1.3. Caractéristiques d'Aerosonde UAV	3
---	---

I.2. Les principes de la base de l'aérodynamique	4
--	---

I.2.1. Principe de vol	5
------------------------------	---

I.2.2. Aile d'un avion	5
------------------------------	---

I.3. Fondamentaux de la mécanique de vol.....	6
---	---

I.3.1. Dynamique de vol.....	6
------------------------------	---

I.3.2. Description de la dynamique de vol	6
---	---

I.4. Surfaces de commande.....	7
--------------------------------	---

I.5. Modèle mathématique d'UAV et de perturbation	8
---	---

I.6. Equation de mouvement linéarisé dans l'atmosphère stable.....	11
--	----

I.7. La linéarisation de la dynamique du vol à l'équilibre.....	16
---	----

I.8. Equation de mouvement linéarisé en atmosphère non-stable	18
---	----

I.9. Perturbations atmosphériques	20
---	----

Conclusion	23
------------------	----

Chapitre II : La logique floue et FMRLC

I.1. Introduction	24
-------------------------	----

I.2. Principe de la logique floue.....	24
--	----

I.2.1. Les variables floues.....	24
----------------------------------	----

I.2.2. Univers de discours	24
----------------------------------	----

I.2.3. Variable et valeur de variable linguistique.....	25
---	----

I.2.4. Les règles floues	25
--------------------------------	----

I.2.5. Les fonctions d'appartenances.....	25
---	----

I.2.6. Operateurs sur les ensembles flous	27
---	----

I.2.7. Relations flous.....	28
I.3. Classification des ensembles flous	29
I.4. Synthèse d'un FLC	30
I.5. Contrôleur flou	30
I.5.1. La fuzzification	31
I.5.2. Inférence	31
I.5.3. Defuzzification	32
I.6. Type de contrôleurs flous	33
I.6.1. Contrôleur flou de type Mamdani	33
I.6.2. Contrôleur flou de Takagi-Sugeno-Kang (TSK)	33
I.7. Correcteur flou proportionnel dérivée (FPD)	34
I.8. Réglage d'un contrôleur flou.....	34
I.9. Avantage et désavantage du réglage par la logique floue	34
II. Commande par FMRLC	35
II.1. Fuzzy model reference learning controller (FMRLC)	35
II.1.1. Le FLC directe.....	37
II.1.2. Le modèle de référence	39
II.1.3. Le mécanisme d'apprentissage.....	39
Conclusion	41
Chapitre III : Résultats de simulation	
III.1. Introduction.....	42
III.2. Commande de FMRLC pour le pilotage longitudinale.....	42
III.3. Commande de FMRLC pour le modèle déterministique et stochastique.....	42
III.3.1. Le modèle de référence.....	42
III.3.2. Le FLC directe	42
III.3.3. Le modèle flou inverse.....	43
III.4. Résultats de simulations pour le canal longitudinal	43
Conclusion	53
Conclusion générale	54

NOTATIONS

Symbole :	Description
	Portance
	Traînée
ρ	densité de l'air
$S = \bar{\quad}$	la surface grossière des ailes
$\bar{\quad}$	La moyenne des cordes
b	Envergure des ailes
V	Vitesse relative à l'air
	Coefficient aérodynamique de portance
	Coefficient aérodynamique de traînée
u	Vitesse horizontal,
V	Vitesse latéral
w	Vitesse vertical
α	Angle d'attaque
β	Angle de dérapage
q	Vitesse de tangage
p	Vitesse de roulis
r	Vitesse de lacet
ψ	Angle d'azimut
θ	Angle de gîte
φ	Assiette longitudinale
h	L'altitude
δ_e	Braquage des élévateurs
δ_{th}	Variation de la commande des gaz
δ_a	Braquage des ailerons
δ_r	Braquage de la gouverne de direction
L	Moment de roulis
M	Moment de tangage

<p>N</p> <p>, et</p> <p>, ,</p> <p>V</p> <p>UAV</p> <p>FLC</p> <p>FMRLC</p>	<p>Moment de lacet</p> <p>Représentent les longueurs d'ondes des turbulences</p> <p>Intensités des longueurs d'ondes</p> <p>La masse totale d'un drone</p> <p>L'accélération gravitationnelle</p> <p>La vitesse totale d'UAV</p> <p>La vitesse totale d'UAV à l'équilibre</p> <p>Unmanned aerien vehicle (Drone)</p> <p>Fuzzy logic controller</p> <p>Fuzzy model reference learning controller</p>
---	---

LISTE DES FIGURES

Figure 1.1 : Les forces aérodynamiques agissant sur une aile.....	5
Figure 1.2 : Aile d'un drone	5
Figure 1.3 : Changement de repère avec les angles d'Euler	7
Figure 1.4 : Surfaces de commande	8
Figure 1.5 : X et Z- Composants de forces en termes L D etT.....	13
Figure 1.6 : Perturbations pour le mouvement longitudinale selon Von Karman	21
Figure 1.7 : Perturbations pour le mouvement longitudinale selon le modèle de Dryden.....	22
Figure 2.1 : Univers de discours normalisé uniforme de 3 ensembles	25
Figure 2.2 : fonction d'appartenance triangulaire	26
Figure 2.3 : fonction d'appartenance triangulaire	26
Figure 2.4 : fonction d'appartenance triangulaire	26
Figure 2.5 : Fonction d'appartenance A	27
Figure 2.6 : Fonction d'appartenance B	27
Figure 2.7 : Fonction d'appartenance de l'union	27
Figure 2.8 : Fonction d'appartenance d'intersection	28
Figure 2.9 : Opérateur de complémentation de la fonction d'appartenance A.....	28
Figure 2.10 : Schéma fonctionnel de la structure de contrôleur flou.....	31
Figure 2.11 : Déffuzification par calcul de centre de gravité	32
Figure 2.12 : Structure d'un régulateur flou type PD	34
Figure 2.13 : schéma de commande	36
Figure 2.14 : Architecture du FMRLC	37
Figure 2.15 : Les fonctions d'appartenances	38
Figure 3.1 : Les courbes de vitesse nominale et perturbé.	44
Figure 3.2 : Les courbes de l'angle d'attaque pour les deux modèles.....	45
Figure 3.3 : les courbes de variation de tangage	46
Figure 3.4 : Les courbes de l'angle de tangage	47
Figure 3.5 : Les courbes des altitudes	48
Figure 3.6 : la courbe des vitesses.....	49
Figure 3.7 : le graphe d'angle d'attaque.....	50
Figure 3.8 : la courbe de variation de tangage.....	51
Figure 3.9 : La courbe d'angle de tangage.....	52
Figure 3.10 : le graphe d'altitude	53

Introduction générale :

L'objectif de ce mémoire est de présenter plusieurs méthodes pour la conception des contrôleurs de vol pour un drone (UAV). Où les drones sont des appareils volants sans pilote, ont été développés dans le domaine militaire. Ces engins ont notamment été utilisés pour des missions de reconnaissance et de surveillance.

Le drone considéré dans ce mémoire est Aerosonde Mark 3. L'avion robotique d'Aerosonde a été construit la première fois en 1997 avec le patronage du bureau des USA de la recherche navale.

Le but particulier est d'étudier la dynamique du vol en canal longitudinal.

On va s'intéresser dans le premier chapitre au rappel des principes de base de l'aérodynamique et de la mécanique de vol. Leur mise en équation avec certaines hypothèses simplificatrices nous permettra d'obtenir le modèle non linéaire de l'avion pour le canal longitudinal. Devant la complexité de ce dernier, on passera vers sa linéarisation grâce aux coefficients aérodynamiques et les séries de Taylor.

Le pilote automatique d'UAV emploie les avantages de la logique floue aussi bien que la commande adaptative pour orienter l'UAV le long d'une telle trajectoire tout en maintenant la commande complète.

Le deuxième chapitre sera axé sur la logique floue. On rappellera d'abord la théorie des ensembles flous pour mieux appréhender les différents systèmes flous.

Ceci est en effet nécessaire pour comprendre le principe de commande par FMRLC « fuzzy model reference learning controler », qui est en réalité un double système flou ; un contrôleur flou principal direct (FLC) et un autre de dynamique inverse qu'on désignera par « modèle flou inverse ». Ce dernier grâce à un mécanisme d'apprentissage, ajustera les règles de base du FLC direct pour suivre la dynamique d'un modèle de référence, posé de sorte à atteindre certaines performances. Le rôle de chaque partie d'apprentissage flou par modèle de référence (fuzzy model reference learning controler FMRLC) sera expliqué en détail.

Cette commande FMRLC est appliquée au pilotage longitudinal.

C'est à partir du troisième chapitre que la commande d'un drone sera faite. On applique la commande FMRLC à la dynamique longitudinale. A la fin on aura les résultats de simulation qui sera interpréter par la suite.

I Introduction :

Le premier chapitre présent la dynamique du drone en vol avec ses surfaces de commande et comme système de commande. Également, la modélisation et la mise sous forme d'un modèle d'état non-linéaire de la dynamique du vol ont été obtenues, dans le but de le linéariser, afin d'étudier la dynamique longitudinale.

I.1. Etude d'un drone :

I.1 .1. Définition d'un drone :

Drone ou (en anglais U.A.V Unmanned Aerial Vehicles) est un véhicule aérien sans pilote, télécommandé ou programmé. Il peut donc faire appel au concept de l'avion, de l'hélicoptère ou même de la fusée. Il sert, d'une façon générale, pour des missions de surveillance du champ de bataille, d'acquisition du renseignement ou de combat. Si le drone est d'abord apparu pour répondre à des besoins militaires, il est aussi désormais envisagé pour des applications civiles comme dans le domaine de la surveillance de zones et d'installations, dans l'agriculture, etc...

Un drone est un aéronef disposant d'une ou plusieurs charges utiles nécessaires à l'observation ou destinées au combat (missiles, bombes). Généralement, il est contrôlé et piloté à partir de stations au sol, avec ou sans le relais des satellites, mais il peut aussi effectuer des missions de manière autonome. Dans l'avenir, il est prévu d'assister les drones par des systèmes de contrôle disposés sur des aéronefs (poste de commandement volant ou avion de combat). Chargés dans leur majorité de l'acquisition de renseignements, les drones disposent de différents capteurs opérant dans différentes longueurs d'ondes (domaines du visible, de l'infrarouge ou des ondes radars). Ils peuvent aussi être équipés de moyens d'écoute électronique et de brouillage.

Aujourd'hui lorsqu'on parle de drone et de leur mise en œuvre il est plus juste de parler de système de drone. En effet, le drone fait partie d'un système qui est composé d'un ou plusieurs vecteurs aériens, d'une ou plusieurs stations sol de commande ainsi que de liaisons de données entre le vecteur et la partie sol. Il peut y avoir des drones terrestres, marins, sous-marins et aériens. On voit donc que la définition s'étend progressivement et englobe les nombreux systèmes autonomes. Si on se restreint aux drones aériens on peut les classer en différentes catégories en fonction de leurs tailles aujourd'hui très variées : de quelques centimètres à plusieurs mètres. Leurs formes également, tout comme leurs types de propulsion certains sont équipés de réacteurs, d'autres d'hélices, d'autres encore utilisent des rotors, à l'instar des drones hélicoptères par exemple [1].

I.1.2. Classification :

La classification des drones est un exercice très difficile, dans la mesure où elle est différente selon les pays. Cependant les drones aériens peuvent être classés selon trois critères que sont l'altitude de croisière, l'endurance en termes de temps de vol et leur dimension principale. Dans ce cadre, le domaine opérationnel des drones peut se décomposer en trois segments [1]:

- ✓ les drones tactiques ;
- ✓ les drones de moyenne altitude et longue endurance (MALE) permettant d'utiliser une charge utile de l'ordre de 100 kg;
- ✓ les drones de haute altitude et longue endurance (HALE).

Le segment tactique se décompose lui-même en six segments :

- les micro-drones (Micro Air Vehicule ou MAV), pouvant être contenu dans une sphère de 30 cm;
- les mini-drones (Mini Air Vehicule ou MAV également), pouvant être contenu dans une sphère de 70 cm;
- les drones de très courte portée (TCP);
- les drones moyenne portée lents (multicharges multimiissions ou MCMM lents);
- les drones rapides basse altitude (MCMM rapides);
- les drones maritimes tactiques (DMT).

Cela peut surprendre de distinguer en deux segments les micro-drones et les mini-drones, mais la différence d'échelle entre les deux impose aujourd'hui encore des contraintes fortes pour le choix des matériaux des capteurs et des systèmes embarqués. Par conséquent ces deux familles sont fortement différenciées par l'autonomie en vol et la qualité des contrôles, cependant la miniaturisation des cartes électroniques jointe à l'augmentation des capacités de calculs des mini-systèmes embarqués tendent à réduire ces écarts.

I.1.3. Caractéristiques d'Aerosonde UAV :

La table suivante récapitule les caractéristiques du Mark 3 Aerosonde . Le véhicule est autonome et est facilement programmé pour exécuter des missions désirées pour l'utilisateur. L'Aerosonde fonctionne en mode complètement robotique avec la commande étant exercée par les opérateurs locaux ou d'un centre qui peut être beaucoup de milliers de kilomètres de distance.

Spécification	
Poids, envergure d'aile	13-15 kg, 2.9 m,
Moteur	24 cc, Injection en essence de type H.
Poids du carburant Max	5 Kg
Navigation	GPS
Distance max de communication Bonde UHF	180 kilomètres
Energie générée à bord	Générateur Maxon délivrant 18 v DC et 1 Amp, 40 W.
Temps de vol maximal	250 heures
Operation	
Personnel pour le lancement et le rétablissement	2ou3:Contrôleur, Ingénieur, Pilot/Maintenance
La terre et communication d'air	Fréquence ultra-haute ou SatComms to/from Aerosonde, VHF au personnel de champ et à tout autre avion, Internet pour commander le centre et les clients
Performances	
Vitesse de: translation, élévation	18-32 ms ⁻¹ , élever > 2.5ms ⁻¹
Endurance	Survivre au mode 20 à 30 h, 2000 à 3000 kilomètres. (Aucune Gamme)
Altitude	100 m - > 7000 m (poids intermédiaire)
Charge utile	Maximum 5 Kg~ résistance de 10 heures. Maximum 2 kilogrammes de ~ résistance de 30 heures

Tableau 1.1. Caractéristiques d'Aerosonde .

I.2. Les principes de la base de l'aérodynamique :

Afin de voir plus clair le comportement d'un drone en vol, on va d'abord rappeler quelques principes de base de l'aérodynamique et de la mécanique. Une fois le modèle non linéaire obtenu, on va calculer les coefficients aérodynamiques et les dérivées de stabilité qu'on utilisera pour avoir la représentation d'état d'un modèle linéaire autour du point

d'équilibre. Le but étant la synthèse d'une commande, on va présenter la dynamique longitudinale puis l'effet des commandes sur les variables d'état du modèle.

I.2.1. Principe de vol :

Lorsqu'un corps est plongé dans un fluide en mouvement (relatif), des lignes de courant se créent sur sa périphérie (Fig.1.1). Si la distribution de ces lignes est asymétrique, il y a alors d'après le théorème de Bernoulli une différence de pression sur les deux coté du corps. D'ou une force orientée de la haute pression vers la basse pression qu'on appelle « portance ». La force de résistance au déplacement : traînée qui est toujours présente quant à elle, est désignée par la « traînée ».

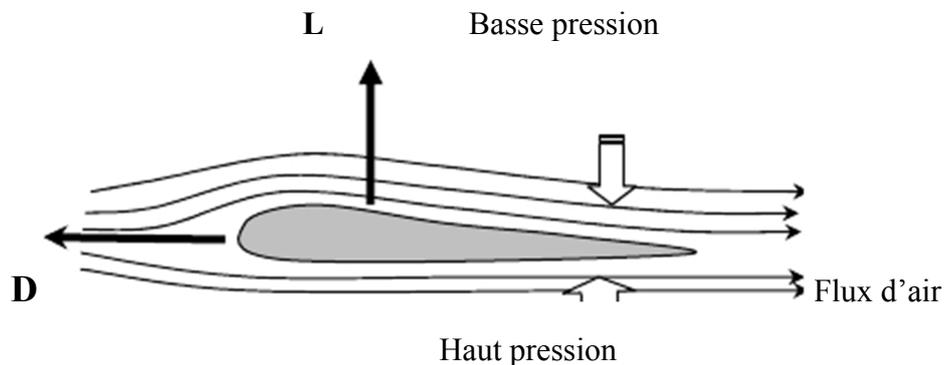


Fig. 1.1 : les forces aérodynamiques agissant sur une aile.

I.2.2. Aile d'un drone :

La forme des ailes d'un avion est conçue de sorte à minimiser la traînée et maximiser la portance. La consommation en carburant est en effet directement liée à la traînée. Les forces aérodynamiques sont étroitement liées aux caractéristiques de l'aile et aux propriétés physico-chimiques du fluide. La **portance** a pour expression:

$$L = - \quad (1.1)$$

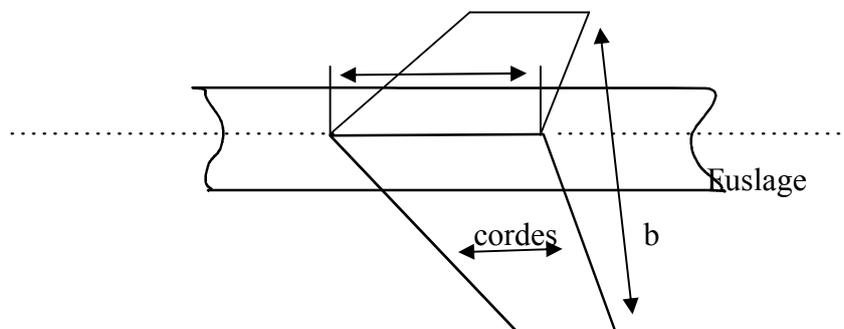


Fig. 1.2 : aile d'un avion

La **traînée** est donnée par :

$$D = - \quad (1.2)$$

I.3. Fondamentaux de la mécanique de vol :

I.3.1. Dynamique du vol :

Tout objet dans un environnement fluide est soumis à un certain nombre de forces qui déterminent son mouvement global dans le fluide. Les différentes forces pouvant être mises en jeu sont :

- ❖ la résultante des forces aérodynamiques ou RFA, variant avec le carré (²) de la vitesse ;
- ❖ le poids ;
- ❖ la traînée ;
- ❖ la portance ;
- ❖ la poussée des moteurs (hélice, turboréacteur), etc...

Ces forces sont étudiées dans leur discipline correspondante et représentent des entrées pour la mécanique du vol.

I.3.2. Description de la dynamique du vol :

Nous considérons en premier temps que le drone est un corps rigide ; la distance entre deux points de ce corps ne change pas durant le vol. Le mouvement de cet objet est donc exprimé par six degrés de liberté. Souvent, durant un vol dans l'atmosphère la mesure de mouvement de drone est liée à la terre, et par convention un repère orthogonal () sera pris sur terre, l'origine de ce repère qui peut être confondu avec le centre de la terre ou pris sur une certaine surface sur terre [9-8], et les axes sont orientés comme suit :

- vers le nord.
- vers l'est.
- vers le bas.

Son utilité principale est l'expression des relations et des effets gravitationnels, tels que l'altitude, le parcours ou la distance horizontale et l'orientation de drone. Un autre est lié à la structure de drone dont l'origine (B est l'initial de 'Body' dont la signification en Anglais est corps ou structure) est centre de gravité du drone et les divers axes orthogonaux leurs sens sont définis comme suit :

- en avant de drone.
- vers son tribord (coté droit de drone).
- vers le bas suivant le vecteur gravitationnel.

❖ Les angles d'Euler :

Pour ramener le trièdre terrestre au trièdre avion on effectue trois rotations successives grâce au système des angles d'Euler (Fig.1.3).

- une première rotation de ψ autour de Z pour aller vers le trièdre (Ox'y'z').
- une deuxième rotation de θ autour de y' pour aller vers le trièdre (Ox''y''z'').
- une dernière rotation de ϕ autour de x'' pour aller vers le trièdre (Oxyz) .

Les angles ψ , θ et ϕ , portent respectivement les noms : azimut, assiette longitudinale et angle de gîte [3].

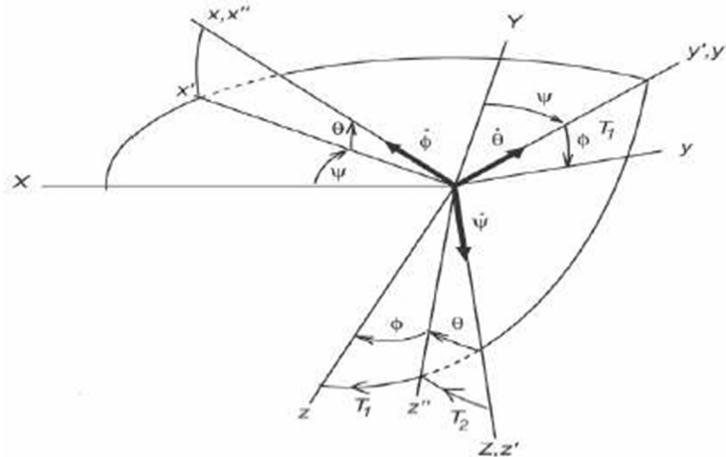


Fig.1.3: changement de repère avec les angles d'Euler.

I.4. Surfaces de commande:

Pour diriger un objet en mouvement il suffit de lui appliquer une force, un moment et/ou une accélération au niveau de son centre de gravité, le vecteur de l'accélération peut être obtenu en appliquant sur le système la deuxième loi de mouvement. Tout objet volant possède des surfaces de commande ou d'autres moyens de générer des forces et des moments nécessaires pour la commande sur ses trois axes.

Nous pouvons distinguer ; pour la plupart des drones ; quatre surfaces de commande qui prédominent le mouvement longitudinal, transversal et latéral:

- **Ailerons** : engendrent des moments autour de l'axe de roulis (Roll en Anglais) : Le mouvement de roulis d'un drone est contrôlé par des inclinaisons des ailerons. Ceux-ci se déplacent en sens opposés l'un de l'autre de telle sorte que lorsque l'un est relevé, l'autre est baissé et vice versa. La portance diminue du côté de l'aileron relevé et augmente du côté de l'aileron baissé : Ainsi, lorsque le drone s'incline vers la droite, l'aileron gauche se relève et celui de la droite s'abaisse simultanément entraînant un virage à droite de l'appareil (et inversement pour un virage à gauche).

- **Empennages de profondeur (Elevator en Anglais) :** engendrent des moments autour de l'axe de tangage (Pitch en Anglais) pour contrôler l'altitude et les autres grandeurs qui dépendent de l'angle d'attaque : Lorsque le drone est tiré vers l'arrière, la gouverne de profondeur se lève, provoquant la rotation de l'avion autour de l'axe de tangage (axe transversal passant par les extrémités des ailes et le centre de gravité) : l'arrière de l'appareil s'abaisse et le nez se lève (mouvement en cabré). Inversement, lorsque le manche est poussé vers l'avant, la gouverne de profondeur s'abaisse faisant pivoter le nez de l'appareil vers le bas (mouvement de piqué). La gouverne de profondeur permet donc de contrôler l'assiette de l'avion (position de l'appareil par rapport à l'horizon).

- **Gouverne de direction (Rudder) :** crée des moments autour de l'axe lacet (Yaw en Anglais) : Le mouvement de lacet d'un drone est contrôlé par la gouverne de direction. En voulant se diriger à gauche, la gouverne de direction pivote vers la gauche, ce qui entraîne une dépression de côté droit de la gouverne et la rotation de l'avion autour de l'axe de lacet vers la gauche (et inversement pour tourner à droite). Par ailleurs, lors d'une mise en virage, le drone peut être amené à actionner la gouverne de direction du côté où il tourne de manière à corriger un phénomène appelé lacet inverse, susceptible de provoquer une dissymétrie du vol.

- **Etrangleur de moteur (Throttle) :** utilisé pour contrôler le taux de l'oxygène lors de la combustion, afin de générer la poussée et la portance nécessaire lors de vol [décollage, atterrissage].

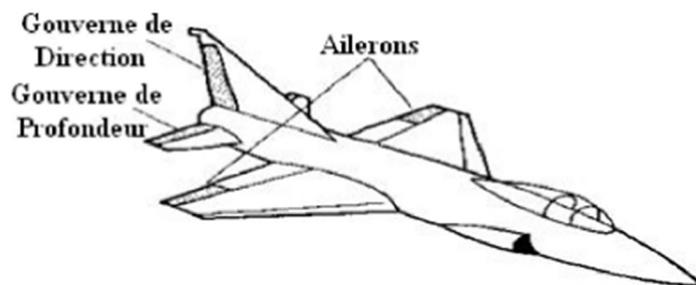


Fig. 1.4 : Surfaces de commande

I.5. Modèle mathématique d'UAV et de perturbation:

Les équations générales du mouvement sont décrites dans l'ensemble d'équation non-linéaire.

Les équations du force et du moment sont données dans l'expression (1.4 et 1.8, respectivement), ils sont réarrangés dans une configuration d'espace d'état non-linéaire tel que les vitesses linéaires et angulaires sont les variables d'état et les forces externes et moments

est l'entrée de l'espace d'état. Ces forces externes et moments sont une combinaison de forces aérodynamiques et moments, forces et moments du moteur, forces gravitationnelles, et les forces et moments due à l'atmosphère non-stable.

En plus des vitesses linéaires et angulaires, les angles d'Euler, et les positions coordonnent relativement à la terre sont ajoutés pour accomplir le vecteur d'état.

Les vitesses linéaires u , v et w peuvent être décrites par une combinaison de la vitesse vraie, l'angle d'attaque et de dérapage de l'avion.

Dans ce travail le plein modèle non-linéaire de la dynamique d'UAV est employé pour deux buts:

1. détermination de modèles de la linéarisation de mouvement longitudinal qui utilisent la linéarisation de Taylor de modèle non-linéaire en conditions soignées sélectionnées (altitude et vitesse vraie).
2. La simulation des systèmes de commande en boucle fermé d'UAV comprenant les lois synthétisées de commande et le modèle linéaire d'un drone.

Le modèle non-linéaire commun de l'espace d'état de la dynamique d'UAV peut être exprimé comme suit :

$$\begin{cases} \dot{\vec{\chi}} = F(\vec{\chi}, \vec{U}, \vec{d}, t) \\ \vec{Y} = C\vec{\chi} \end{cases} \quad (1.3)$$

Où F est une fonction du vecteur multivariable, $\vec{\chi}$ représente le vecteur d'état avec les composants suivants : $\vec{\chi} = [V \ \alpha \ \beta \ p \ q \ r \ \psi \ \theta \ \varphi \ x_e \ y_e \ h]^T$

Où $V = [u \ v \ w]^T$ contient les composants de la vitesse UAV, u - vitesse horizontal,

v - vitesse latéral et w - vitesse vertical. α - angle d'attaque, β - angle de dérapage, p - vitesse de roulis, q - vitesse de tangage, r - vitesse de lacet, ψ - angle d'azimut, θ - angle de gîte, φ - assiette longitudinale, les composants restants du vecteur $\vec{\chi}$ définissent la

place de l'UAV par rapport a la terre où h est l'altitude. $\vec{U} = [\delta_e \ \delta_{th} \ \delta_a \ \delta_r]^T$ est le vecteur du commande où δ_e braquage des élévateurs, δ_{th} variation de la commande des gaz, δ_a

braquage des ailerons et δ_r braquage de la gouverne de direction. $\vec{d} = [V_{gx} \ V_{gy} \ V_{gz}]^T$ -

vecteur des perturbations, ce qui représente les projections de la turbulence instantanée de vent des vitesses dans les haches rigides de corps . C - est la matrice de l'observation, ce qui

détermine les sorties mesurées à employer dans la conception de la loi de commande.

L'équation (1.3) est dérivé dans le suivre, en ce qui concerne la commande du mouvement

d'UAV. Pour cette raison nous considérons les équations de forces et moments qui affectent l'UAV pendant le vol :

❖ **Equations de forces:**

$$\begin{aligned} X(\vec{U}, \vec{\chi}, \vec{d}) &= mg \sin \theta + m(\dot{u} + qw - rv) \\ Y(\vec{U}, \vec{\chi}, \vec{d}) &= -mg \cos \theta \sin \phi + m(\dot{v} + ru - pw) \\ Z(\vec{U}, \vec{\chi}, \vec{d}) &= -mg \cos \theta \cos \phi + m(\dot{w} + pv - qu) \end{aligned} \quad (1.4)$$

Les composants de la force, $X(\vec{U}, \vec{\chi}, \vec{d})$, $Y(\vec{U}, \vec{\chi}, \vec{d})$ et $Z(\vec{U}, \vec{\chi}, \vec{d})$ dans les équations ci-dessus sont due aux forces aérodynamiques et forces propulsives. Avec la remise en ordre des équations (1.4), nous obtenons les équations de vitesses linéaires suivantes:

➤ **Le long de l'axe de la direction OX :**

$$\dot{u} = rv - qw - g \sin \theta + \frac{1}{m}(X_{aero} + X_{propulsion}) \quad (1.5)$$

➤ **Le long de l'axe de la direction Oy :**

$$\dot{v} = pw - ru + g \sin \phi \cos \theta + \frac{1}{m}(Y_{aero} + Y_{propulsion}) \quad (1.6)$$

➤ **Le long de l'axe de la direction Oz :**

$$\dot{w} = qu - pv + g \cos \theta \cos \phi + \frac{1}{m}(Z_{aero} + Z_{propulsion}) \quad (1.7)$$

❖ **Equations des moments:**

$$\begin{aligned} L(\vec{U}, \vec{\chi}, \vec{d}) &= I_{xx}\dot{p} - (I_{yy} - I_{zz})qr - I_{yz}(q^2 - r^2) - I_{zx}(\dot{r} + pq) - I_{xy}(\dot{q} - rp) \\ M(\vec{U}, \vec{\chi}, \vec{d}) &= I_{yy}\dot{q} - (I_{zz} - I_{xx})rp - I_{zx}(r^2 - p^2) - I_{xy}(\dot{p} + qr) - I_{yz}(\dot{r} - pq) \\ N(\vec{U}, \vec{\chi}, \vec{d}) &= I_{zz}\dot{r} - (I_{xx} - I_{yy})pq - I_{xy}(p^2 - q^2) - I_{yz}(\dot{q} + rp) - I_{zx}(\dot{p} - qr) \end{aligned} \quad (1.8)$$

Les composants du moment $(\vec{L}, \vec{M}, \vec{N})$, $M(\vec{L}, \vec{M}, \vec{N})$ et $(\vec{L}, \vec{M}, \vec{N})$ dans les équations (1.8) sont due aux moments aérodynamiques et les moments propulsives, note qu'il n'y a aucune contribution de la force gravitationnelle puisque ces moments sont prises au sujet du centre de la gravité.

❖ **Equations pour les taux d'attitude du véhicule (Angles d'Euler):**

$$\begin{cases} \dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} = q \sin \phi \sec \theta + r \cos \phi \sec \theta \\ \dot{\phi} = p + q \sin \phi \tan \theta + r \cos \phi \tan \theta \end{cases} \quad (1.9)$$

❖ **Équations pour les vitesses terre -Relatives:**➤ **x-distance:**

$$\dot{x}_e = u \cos \psi \cos \theta + v(-\sin \psi \cos \phi + \cos \psi \sin \theta \sin \phi) + w(\sin \psi \sin \phi + \cos \psi \sin \theta \cos \phi) \quad (1.10)$$

➤ **y-distance :**

$$\dot{y} = u \sin \psi \cos \theta + v(\cos \psi \cos \phi + \sin \psi \sin \theta \sin \phi) + w(-\cos \psi \sin \phi + \sin \psi \sin \theta \cos \phi) \quad (1.11)$$

- Vertical distance (altitude $h = -z$)

$$\dot{h} = u \sin \theta - (v \sin \phi + w \cos \phi) \cos \theta \quad (1.12)$$

I.6. Équation de mouvement Linéarisé dans l'atmosphère stable :

Dans un véhicule de vol, la contribution aux forces et les moments viennent particulièrement de l'aérodynamique des ailes, du corps et des surfaces de queue. Il serait difficile d'exprimer ces derniers en termes de variables de mouvement de véhicule u , v et w . Cependant, il est beaucoup plus facile de les formuler en termes de vitesse totale V , angle d'attaque α et angle de dérapage β . Pendant qu'on lui montre dans beaucoup de références, nous pouvons exprimer les vitesses linéaires (u, v, w) directement en termes de V, α, β par relations suivantes :

$$\begin{cases} u = V \cos \beta \cos \alpha \\ v = V \sin \beta \\ w = V \cos \beta \sin \alpha \end{cases} \quad (1.13)$$

Les équations linéaires des mouvements ont dérivé quant aux variables et en différenciant des équations (1.13) en ce qui concerne le temps:

$$\begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & \sin \beta & \sin \alpha \cos \beta \\ -\frac{\sin \alpha}{V \cos \beta} & 0 & \frac{\cos \alpha}{V \cos \beta} \\ -\frac{\cos \alpha \cos \beta}{V} & \frac{\cos \beta}{V} & -\frac{\sin \alpha \sin \beta}{V} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix}$$

Après la substitution des équations nous obtenons :

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{V} = -g(\sin \theta \cos \alpha \cos \beta - \cos \theta \sin \phi \sin \beta - \cos \theta \cos \phi \sin \alpha \cos \beta) \\ \quad + \frac{X}{m} \cos \alpha \cos \beta + \frac{Y}{m} \sin \beta + \frac{Z}{m} \sin \alpha \cos \beta \\ \dot{\alpha} = q - p \cos \alpha \tan \beta - r \sin \alpha \tan \beta + g \frac{\cos \theta \cos \phi \cos \alpha + \sin \theta \sin \alpha}{V \cos \beta} \\ \quad - \frac{X \sin \alpha}{m V \cos \beta} + \frac{Z \cos \alpha}{m V \cos \beta} \\ \dot{\beta} = p \sin \alpha - r \cos \alpha + \frac{g}{V} (\sin \theta \cos \alpha \sin \beta + \cos \theta \sin \phi \cos \beta - \cos \theta \cos \phi \sin \alpha \sin \beta) \\ \quad - \frac{X}{m V} \cos \alpha \sin \beta + \frac{Y}{m V} \cos \beta - \frac{Z}{m V} \sin \alpha \sin \beta \end{array} \right. \quad (1.14)$$

Où α, β, θ et ϕ sont angle d'attaque, angle de dérapage, angle de gîte, et angle de roulis respectivement X, Y et Z est les forces externes le long du x, y and z axe de corps.

m est la masse d'avion totale, g est l'accélération gravitationnelle et V est la vitesse totale.

Par la linéarisation des équations (1.14), nous pouvons obtenir un ensemble d'équations linéarisée en terme de variables de perturbation $\Delta V, \Delta \alpha, \Delta \beta, \Delta p, \Delta q, \Delta r, \Delta X, \Delta Y, \Delta Z, \Delta \theta$, et $\Delta \phi$.

➤ **Vitesses linéaire :**

$$V = V_0 + \Delta V, \quad \alpha = \alpha_0 + \Delta \alpha, \quad \beta = \beta_0 + \Delta \beta \quad (1.15)$$

➤ **Vitesses angulaires:**

$$p = p_0 + \Delta p, \quad q = q_0 + \Delta q, \quad r = r_0 + \Delta r \quad (1.16)$$

➤ **Composants de force:**

$$X = X_0 + \Delta X, \quad Y = Y_0 + \Delta Y, \quad Z = Z_0 + \Delta Z \quad (1.17)$$

➤ **Angles d'attitude d'un drone :**

$$\theta = \theta_0 + \Delta \theta, \quad \phi = \phi_0 + \Delta \phi, \quad \psi = \psi_0 + \Delta \psi \quad (1.18)$$

Où V_0 est la vitesse constante d'équilibre d'avion, α_0 est l'angle d'attaque d'équilibre, θ_0 est l'angle de gîte a l'équilibre, X_0, Y_0 et Z_0 est la direction de forces d'équilibre dans x -direction, y -direction et z -direction, respectivement.

Les variables $\Delta V, \Delta \alpha, \Delta \beta, \Delta p, \Delta q, \Delta r, \Delta X, \Delta Y, \Delta Z, \Delta \theta$ et $\Delta \phi$ sont les variables de perturbation au sujet de l'état d'équilibre. Elles sont toujours traitées en tant que petites quantités.

Les équations suivantes donnent le modèle linéarisé des équations non-linéaires (1.15-1.18), en négligeant les limites évoluées (par exemple $\Delta\beta\Delta\alpha \approx 0$, $\Delta V\Delta\alpha \approx 0$, etc.) en appelant en même temps de petites approximations d'angle (c.-à-d. $\cos\Delta\beta \approx 1$, $\sin\Delta\beta = \Delta\beta$, etc.).

Après quelques manipulations, les équations suivantes du mouvement pour les variables de perturbation $\Delta\theta$, $\Delta\alpha$ et $\Delta\beta$ sont dérivées,

$$\begin{cases} \Delta\dot{V} = -g \cos(\theta_0 - \alpha_0)\Delta\theta + \frac{\cos\alpha_0}{m}\Delta X + \frac{\sin\alpha_0}{m}\Delta Z \\ \Delta\dot{\alpha} = \Delta q - \frac{g}{V_0}\sin(\theta_0 - \alpha_0)\Delta\theta - \frac{\sin\alpha_0}{mV_0}\Delta X + \frac{\cos\alpha_0}{mV_0}\Delta Z \\ \Delta\dot{\beta} = \sin\alpha_0\Delta p - \cos\alpha_0\Delta r + \frac{g}{V_0}\cos\theta_0\Delta\phi + \frac{1}{mV_0}\Delta Y \end{cases} \quad (1.19)$$

• Composants de force :

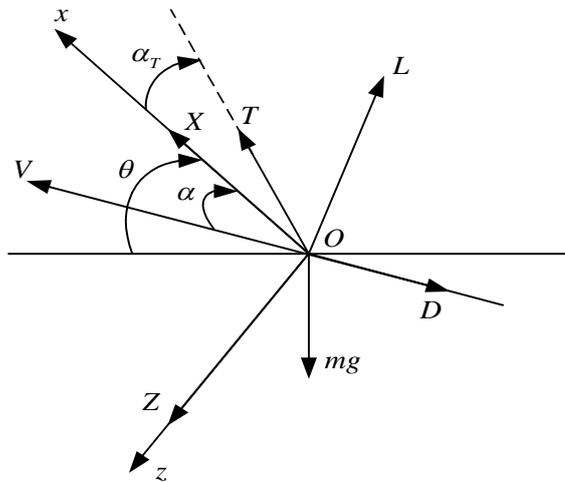


Fig 1.5 : X et Z –composants de forces en termes L,D et T

En utilisant fig. 1.5, les composants externes de forces X , Z peuvent être exprimés en termes de force L d'ascenseur, D de drague et de force de propulsion T comme suit :

$$\begin{cases} X = L \sin \alpha - D \cos \alpha + T \cos \alpha_T \\ Z = -L \cos \alpha - D \sin \alpha - T \sin \alpha_T \end{cases} \quad (1.20)$$

Encore nous pouvons définir $L = L_0 + \Delta L$, $D = D_0 + \Delta D$ et $T = T_0 + \Delta T$. Les conditions d'équilibre sont maintenant déterminées à partir de l'équilibre de force avec la force de gravité mg . À savoir,

$$\begin{cases} X_0 = L_0 \sin \alpha_0 - D_0 \cos \alpha_0 + T_0 \cos \alpha_T = mg \sin \theta_0 \\ Z_0 = -L_0 \cos \alpha_0 - D_0 \sin \alpha_0 - T_0 \sin \alpha_T = -mg \cos \theta_0 \end{cases} \quad (1.21)$$

Et

$$\begin{cases} \Delta X = (L_0 \cos \alpha_0 + D_0 \sin \alpha_0) \Delta \alpha + \sin \alpha_0 \Delta L - \cos \alpha_0 \Delta D + \cos \alpha_T \Delta T \\ \Delta Z = (L_0 \sin \alpha_0 - D_0 \cos \alpha_0) \Delta \alpha - \cos \alpha_0 \Delta L - \sin \alpha_0 \Delta D - \sin \alpha_T \Delta T \end{cases} \quad (1.22)$$

Nous exprimons les équations linéarisées dans en termes ΔL , ΔD , ΔT et ΔY .

$$\begin{cases} \Delta \dot{V} = -g \cos(\theta_0 - \alpha_0) \Delta \theta - \frac{T_0 \sin(\theta_0 + \alpha_T)}{m} \Delta \alpha - \frac{1}{m} \Delta D + \frac{\cos(\alpha_0 + \alpha_T)}{m} \Delta T \\ \Delta \dot{\alpha} = \Delta q - \frac{g}{V_0} \sin(\theta_0 - \alpha_0) (\Delta \theta - \Delta \alpha) - \frac{T_0 \cos(\theta_0 + \alpha_0)}{m V_0} \Delta \alpha \\ \quad - \frac{\sin(\alpha_0 + \alpha_T)}{m V_0} \Delta T - \frac{1}{m V_0} \Delta L \\ \Delta \dot{\beta} = \sin \alpha_0 \Delta p - \cos \alpha_0 \Delta r + \frac{g}{V_0} \cos \theta_0 \Delta \phi + \frac{1}{m V_0} \Delta Y \end{cases} \quad (1.23)$$

Notons que,

$$\begin{cases} D_0 + mg \sin(\theta_0 - \alpha_0) - T_0 \cos(\alpha_0 + \alpha_T) = 0 \\ L_0 - mg \cos(\theta_0 - \alpha_0) + T_0 \sin(\alpha_0 + \alpha_T) = 0 \end{cases} \quad (1.24)$$

Les équations (1.23) réduisent alors à :

$$\begin{cases} \Delta \dot{V} = -g \cos(\theta_0 - \alpha_0) \Delta \theta - \frac{L_0}{m} \Delta \alpha - \frac{1}{m} \Delta D + \frac{\cos(\alpha_0 + \alpha_T)}{m} \Delta T \\ \Delta \dot{\alpha} = \Delta q - \frac{g}{V_0} \sin(\theta_0 - \alpha_0) \Delta \theta - \frac{D_0}{m V_0} \Delta \alpha - \frac{1}{m V_0} \Delta L - \frac{\sin(\alpha_0 + \alpha_T)}{m V_0} \Delta T \\ \Delta \dot{\beta} = \sin \alpha_0 \Delta p - \cos \alpha_0 \Delta r + \frac{g}{V_0} \cos \theta_0 \Delta \phi + \frac{1}{m V_0} \Delta Y \end{cases} \quad (1.25)$$

Les équations ci-dessus sont les équations linéarisées des équations linéaires d'accélération. Pour accomplir ces équations, on doit exprimer en détails que les limites ont impliqués dans ΔL , ΔD , ΔT et ΔY en fonction des variables de mouvement de véhicule et de leurs

perturbations. La prochaine section est consacrée à formuler les équations linéarisées des mouvements correspondant aux composants de vitesse angulaire , et .

- **Linéarisation des Composants angulaires d'accélération :**

Dans cette section les équations des composants angulaires d'accélération sont dérivées. De petites perturbations des vitesses angulaires des conditions d'équilibre sont faites comme suit :

$$\begin{cases} p = p_0 + \Delta p \\ q = q_0 + \Delta q \\ r = r_0 + \Delta r \end{cases} \quad (1.26)$$

Et les moments sont:

$$\begin{cases} L = L_0 + \Delta L \\ M = M_0 + \Delta M \\ N = N_0 + \Delta N \end{cases} \quad (1.27)$$

Pour un état régulier d'élever, $p_0 = q_0 = r_0 = 0$ et $L_0 = M_0 = N_0 = 0$.

- **Dans la direction de Oy :**

$$\Delta M = I_{yy} \Delta \dot{q} - I_{xy} \Delta \dot{p} - I_{yz} \Delta \dot{r}$$

Supposant que l'avion a une symétrie dans Oxz donc nous avons $I_{xy} = I_{yz} = 0$, après simplification, les équations ci-dessus devenons,

$$\Delta M = I_{yy} q \quad (\text{Équation de tangage})$$

- **Dans la direction de Ox:**

$$\Delta L = I_{xx} \Delta \dot{p} - I_{xz} \Delta \dot{r} \quad (\text{Équation de roulli})$$

- **Dans la direction de Oz:**

$$\Delta N = I_{zz} \Delta \dot{r} - I_{zx} \Delta \dot{p} \quad (\text{Équation de lacet})$$

En résumé, les équations décrivant les accélérations angulaires du véhicule sont données :

$$\begin{bmatrix} I_{yy} & 0 & 0 \\ 0 & I_{xx} & -I_{xz} \\ 0 & -I_{zx} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{p} \\ \Delta \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta M \\ \Delta L \\ \Delta N \end{bmatrix} \quad (1.28)$$

- **Les équations linéarisées d'angles d'Euler :**

1. **Pour l'angle de tangage θ :**

$$\Delta \dot{\theta} \cos \Delta \phi + \Delta \dot{\psi} \cos(\theta_0 + \Delta \theta) \sin \Delta \phi = \Delta q \quad (1.29)$$

Depuis $\cos \Delta\phi \approx 1$ et $\Delta\dot{\psi} \sin \Delta\phi \approx 0$, alors

$$\Delta\dot{\theta} = \Delta q \quad (\text{Equation angle de tangage})$$

2. Pour l'angle de Lacet ψ :

$$\Delta\dot{\psi} \cos(\theta_0 + \Delta\theta) \cos \Delta\phi - \Delta\dot{\theta} \sin \Delta\phi = \Delta r \quad (1.30)$$

D'autres rendements de simplification:

$$\Delta\dot{\psi} = \frac{1}{\cos \theta_0} \Delta r \quad (\text{Equation d'angle de Lacet})$$

3. Angle de gîte ϕ :

$$\Delta\dot{\phi} = \Delta p + \tan \theta_0 \Delta r \quad (\text{equation d'angle de gîte}) \quad (1.31)$$

I.7. La linéarisation de la dynamique du vol à l'équilibre :

La plupart du temps la dynamique du véhicule de vol est amplement décrite par 9 équations ordinaires non-linéaires fortement couplées régissant les variables de mouvement $[V \ \alpha \ \beta \ p \ q \ r \ \theta \ \phi \ \psi]$. La linéarisation à l'équilibre les ramène à un ensemble de 9 équations linéaires ordinaires fortement couplées pour les variables perturbées $[\Delta V \ \Delta\alpha \ \Delta\beta \ \Delta p \ \Delta q \ \Delta r \ \Delta\theta \ \Delta\phi \ \Delta\psi]$. Ensemble correspond au mouvement longitudinal $[\Delta V \ \Delta\alpha \ \Delta q \ \Delta\theta]$.

➤ Équations de mouvement longitudinal linéarisé:

Dans cette section, nous supposons que les effets du mouvement latéral les forces et les moments aérodynamiques et de propulsion sont négligeables.

En outre, est supposé que le mouvement du véhicule subit de petits changements dans la variable ΔV , $\Delta\alpha$, Δq et $\Delta\theta$ avec de petites entrées dans les commandes $\Delta\delta_e$ et $\Delta\delta_{th}$. Après la linéarisation effectuée dans les équations précédentes, les équations du mouvement régissant la dynamique longitudinale sont les variables de mouvement $[\Delta V \ \Delta\alpha \ \Delta q \ \Delta\theta]$

Ainsi, il est décrit par un ensemble de 4 équations ordinaires linéaires suivantes :

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta V = -g \cos(\theta_0 - \alpha_0) \Delta \theta - \frac{L_0}{m} \Delta \alpha - \frac{1}{m} \Delta D + \frac{\cos(\alpha_T + \alpha_0)}{m} \Delta T \\ \Delta \dot{\alpha} = \Delta q - \frac{g}{V_0} \sin(\theta_0 - \alpha_0) \Delta \theta - \frac{D_0}{m V_0} \Delta \alpha - \frac{1}{m V_0} \Delta L - \frac{\sin(\alpha_T - \alpha_0)}{m V_0} \Delta T \\ \Delta \dot{q} = \frac{1}{I_{yy}} \Delta M \\ \Delta \dot{\theta} = \Delta q \end{array} \right. \quad (1.32)$$

Où θ_0 , α_0 , V_0 , L_0 et D_0 sont déterminés à partir de conditionne d'équilibre.

L_0 , ΔL , D_0 , ΔD et ΔT les dérivés de coefficient pour différentes forces aérodynamiques et le moment sont définis comme.

$$L_0 = L_{trim} = \frac{1}{2} \rho_0 V_0^2 S C_{L_{trim}} \quad (1.33)$$

$$\Delta L = \rho_0 V_0 S C_{L_{trim}} \Delta V + \frac{1}{2} \rho_0 V_0^2 S \Delta C_L \quad (1.34)$$

$$D_0 = D_{trim} = \frac{1}{2} \rho_0 V_0^2 S C_{D_{trim}} \quad (1.35)$$

$$\Delta D = \rho_0 V_0 S C_{D_{trim}} \Delta V + \frac{1}{2} \rho_0 V_0^2 S \Delta C_D \quad (1.36)$$

$$\Delta T = \rho_0 V_0 S C_{T_{trim}} \Delta V + \frac{1}{2} \rho_0 V_0^2 S \Delta C_T \quad (1.37)$$

On utilise les séries de Tylor dans ce qui suit :

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial X}{\partial u} u + \frac{\partial X}{\partial \dot{u}} \dot{u} + \frac{\partial X}{\partial w} w + \frac{\partial X}{\partial \dot{w}} \dot{w} + \frac{\partial X}{\partial q} q + \frac{\partial X}{\partial \dot{q}} \dot{q} + \frac{\partial X}{\partial \delta_E} \delta_E + \frac{\partial X}{\partial \dot{\delta}_E} \dot{\delta}_E + \frac{\partial X}{\partial \delta_{th}} \delta_{th} + \frac{\partial X}{\partial \dot{\delta}_{th}} \dot{\delta}_{th} = \\ = m(\dot{u} + w_0 q - g \cos \theta_0 \theta) \\ \frac{\partial Z}{\partial u} u + \frac{\partial Z}{\partial \dot{u}} \dot{u} + \frac{\partial Z}{\partial w} w + \frac{\partial Z}{\partial \dot{w}} \dot{w} + \frac{\partial Z}{\partial q} q + \frac{\partial Z}{\partial \dot{q}} \dot{q} + \frac{\partial Z}{\partial \delta_E} \delta_E + \frac{\partial Z}{\partial \dot{\delta}_E} \dot{\delta}_E + \frac{\partial Z}{\partial \delta_{th}} \delta_{th} + \frac{\partial Z}{\partial \dot{\delta}_{th}} \dot{\delta}_{th} = \\ = m(\dot{w} - u_0 q + g \sin \theta_0 \theta) \\ \frac{\partial M}{\partial u} u + \frac{\partial M}{\partial \dot{u}} \dot{u} + \frac{\partial M}{\partial w} w + \frac{\partial M}{\partial \dot{w}} \dot{w} + \frac{\partial M}{\partial q} q + \frac{\partial M}{\partial \dot{q}} \dot{q} + \frac{\partial M}{\partial \delta_E} \delta_E + \frac{\partial M}{\partial \dot{\delta}_E} \dot{\delta}_E + \frac{\partial M}{\partial \delta_{th}} \delta_{th} + \frac{\partial M}{\partial \dot{\delta}_{th}} \dot{\delta}_{th} = \\ = I_{yy} \dot{q} \\ \dot{\theta} = q \end{array} \right. \quad (1.38)$$

Pour simplifier la notation nous faisons la substitution suivante :

$$X_x = \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial x}; \quad Z_x = \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial x}; \quad M_x = \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial x}$$

Ces coefficients désigné sous le nom des dérivés de stabilité. Généralement, certains de ces dérivés dans l'équation (1.38) sont négligés pour leur effet insignifiant en dynamique de l'UAV. Dans notre cas, on le suppose que les dérivés suivants sont ignorés :

$$X_{\dot{u}}, X_{\dot{q}}, X_{\dot{w}}, X_{\dot{\delta}_E}, Z_{\dot{u}}, Z_{\dot{q}}, Z_{\dot{w}}, Z_{\dot{\delta}_E}, M_{\dot{u}}, M_{\dot{q}} \text{ et } M_{\dot{\delta}_E}.$$

L'équation (1.38) peut maintenant être réécrite sous la forme suivante :

$$\begin{cases} \dot{u} = X_u u + X_w w + W_0 q - g \cos \theta_0 \theta + X_{\delta_E} \delta_E + X_{\delta_{th}} \delta_{th} \\ \dot{w} = Z_u u + Z_w w + U_0 q - g \sin \theta_0 \theta + Z_{\delta_E} \delta_E + Z_{\delta_{th}} \delta_{th} \\ \dot{q} = M_u u + M_w w + M_{\dot{w}} \dot{w} + M_q q + M_{\delta_E} \delta_E + M_{\delta_{th}} \delta_{th} \\ \dot{\theta} = q \end{cases} \quad (1.39)$$

Les termes X_{δ_E} et $X_{\delta_{th}}$ sont empennages de profondeur et étrangleur de moteur respectivement.

Les équations longitudinales linéarisées complètes de mouvement en atmosphère stable sont données dans ce qui suit :

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \\ \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & W_0 & -g \cos \theta_0 & 0 \\ Z_u & Z_w & U_0 & -g \sin \theta_0 & 0 \\ M_u & M_w & M_q & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ -Z_u & -Z_w & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \\ h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_E} & X_{\delta_{th}} \\ Z_{\delta_E} & Z_{\delta_{th}} \\ M_{\delta_E} + M_{\dot{w}} Z_{\delta_E} & M_{\delta_{th}} + M_{\dot{w}} Z_{\delta_{th}} \\ 0 & 0 \\ -Z_{\delta_E} & Z_{\delta_{th}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_E \\ \delta_{th} \end{bmatrix}$$

I.8. Équation de mouvement en atmosphère non-stable :

L'atmosphère est rarement calme. Afin d'étudier l'influence des perturbations de l'atmosphère sur le mouvement d'avion, les équations doivent être modifiées en ajoutant les composants atmosphériques comme entrées de perturbations. Ceci est accompli en exprimant les vitesses linéaires et angulaires dans (1.40) et (1.41) comme suit :

$$\Delta u_a = \Delta u - u_g \quad \Delta v_a = \Delta v - v_g \quad \Delta w_a = \Delta w - w_g \quad (1.40)$$

$$\Delta p_a = \Delta p - p_g \quad \Delta q_a = \Delta q - q_g \quad \Delta r_a = \Delta r - r_g \quad (1.41)$$

Où Δu_a , Δv_a , Δw_a sont les composants linéaire de vitesses de l'avion, Δp_a , Δq_a , Δr_a sont les vitesses angulaires. $[u_g \quad v_g \quad w_g]$ Est le vecteur des composants linéaire de rafale de vitesses. $[p_g \quad q_g \quad r_g]$ Est le vecteur des composants de rafale de vitesses angulaires.

Le modèle longitudinal dans l'atmosphère non stable est donné comme suit:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \\ \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & W_0 & -g \cos \theta_0 & 0 \\ Z_u & Z_w & U_0 & -g \sin \theta_0 & 0 \\ M_u & M_w & M_q & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ -Z_u & -Z_w & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \\ h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta E} & X_{\delta th} \\ Z_{\delta E} & Z_{\delta th} \\ M_{\delta E} + M_{\dot{w}} Z_{\delta E} & M_{\delta th} + M_{\dot{w}} Z_{\delta th} \\ 0 & 0 \\ -Z_{\delta E} & Z_{\delta th} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_E \\ \delta_{th} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -X_u & -X_w & 0 \\ -Z_u & -Z_w & 0 \\ -M_u & -M_w & -M_q \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_g \\ w_g \\ q_g \end{bmatrix}$$

Le modèle nominal pour la vitesse V=30m/s définis comme suit :

Modèle longitudinal :

- Modèle nominal V= 30 m/s:

$$Along = \begin{bmatrix} -0.293 & 0.38 & -0.55 & -9.78 & 0 & 0.01 \\ -0.55 & -5.36 & 30 & -0.18 & 0 & 0 \\ 0.33 & -5.63 & -6.19 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0.01 & -1 & 0 & 30 & 0 & 0 \\ 41.53 & 0.78 & 0 & 0 & -0.63 & -3.85 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U \\ W \\ q \\ \theta \\ h \\ \Omega \end{bmatrix}$$

$$Blong = \begin{bmatrix} -0.3 & 0 \\ -3.7 & 0 \\ -50 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 2664 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_{th} \end{bmatrix}$$

$$Glong = \begin{bmatrix} 0.293 & -0.38 & 0.55 \\ 0.55 & 5.36 & 30 \\ 0.33 & 5.36 & 6.19 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_g \\ W_g \\ q_g \end{bmatrix}$$

Modèle longitudinal perturbé:- Modèle perturbé $V= 55.5$ m/s:

$$A_{lon_{p1}} = \begin{bmatrix} -0.24 & 0.53 & -1.19 & -9.8 & 0 & 0.0116 \\ -0.59 & -4.47 & 25 & -0.47 & 0 & 0 \\ 0.43 & -4.83 & -5.15 & 0 & 0 & -0.009 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0.04 & -0.99 & 0 & 25 & 0 & 0 \\ 34.66 & 1.68 & 0 & 0 & -0.03 & -3.23 \end{bmatrix}$$

$$B_{lon_{p1}} = \begin{bmatrix} 0.35 & 0 \\ -2.55 & 0 \\ -35.2 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 389.6 \end{bmatrix}$$

$$G_{lon_{p1}} = \begin{bmatrix} -0.24 & 0.53 & -1.19 \\ 0.59 & -4.47 & 25 \\ 0.43 & -4.83 & -5.15 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

I.9. Perturbation atmosphériques :

Durant le déplacement de drone dans l'atmosphère, les masses d'air rencontrées ne sont pas régulières, ce qui induit le drone à effectuer des vols irréguliers et parfois instables, la nature de ces perturbations sont influencées par plusieurs facteurs (densité de l'air, direction et vitesse de vent, altitude, ...). Et vue que les turbulences sont très variées et compliquées, les spécialistes sont mis d'accord que la seule méthode efficace pour l'analyse des problèmes de la dynamique dans telles turbulences est la méthode statistique. Cependant, une large gamme de rafale, qui est déterminée avec précision survient, mais à des instants aléatoires. Estimation des effets de la rencontre de la structure de drone avec les rafales de vent, emploie des rafales discrètes, qui seront classées parmi les phénomènes déterministes.

➤ **Représentation continue de la rafale du vent :**

Il existe deux représentations analytiques pour la puissance de la densité spectrale (PSD Power Spectral Density), des turbulences atmosphériques qui sont de plus en plus utilisées dans la conception des systèmes de commande des drones. La première, est le spectre de **Von Kerman**, il est le plus conforme aux spectres des turbulences atmosphériques enregistrés, mais le moins favorable pour les études analytiques, à cause de la complexité.

A cause de la puissance non-entière la fonction de PSD de Von Karman est difficile d'être déterminée.

a. Filtre de Von Kerman :

• **Composants longitudinal de la turbulence :**

Le modèle de la turbulence atmosphérique de Von Karman représenté pour le mouvement longitudinal représenté dans (Fig. 1.6) :

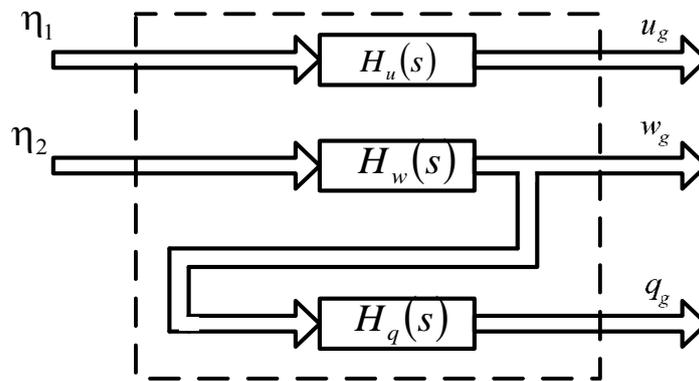


Fig. 1.6 : Perturbations pour le mouvement longitudinal selon Von Karman

Les fonctions du transfert correspondantes sont données (1.42)-(1.44).

Les entrées de filtre de Von Karman c'est des bruits blancs qui correspondent à la rafale du vent longitudinale η_1 et vertical η_2 , les sorties est la vitesse turbulente longitudinale (u_g), vitesse turbulente verticale (w_g), et taux turbulent de tangage (q_g).

$$H_u(s) = \frac{\sigma_u \sqrt{\frac{2}{\pi}} \cdot \frac{L_u}{V} (1 + 0.25(L_u/V)s)}{1 + 1.357 \frac{L_u}{V} s + 0.1987(L_u/V)^2 s^2} \quad (1.42)$$

$$H_w(s) = \frac{\sigma_w \sqrt{\frac{1}{\pi}} \cdot \frac{L_w}{V} (1 + 2.7478(L_w/V)s + 0.3398(L_w/V)^2 s^2)}{1 + 2.9958(L_w/V)s + 1.9754(L_w/V)^2 s^2 + 0.1539(L_w/V)^3 s^3} \quad (1.43)$$

$$H_q(s) = \frac{\frac{s}{V}}{\left(1 + \left(\frac{4b}{\pi V}\right)s\right)} H_w(s) \tag{1.44}$$

b. Filtre de Dryden :

Le second est la fonction de PSD de **Dryden**, elle est très sollicitée pour sa simplicité et sa facilité à être programmée.

Pour concevoir un correcteur fiable, il faut inclure le modèle mathématique de l'interaction de l'atmosphère et celui de la dynamique des actionneurs dans les modèles de vol de drone. Et pour se faire, commençons par conversion des fonctions de transfert de Dryden en un modèle, et pour une commodité des écritures, réécrivons chacune sous forme de polynômes moniques.

- **Composants longitudinal de la turbulence :**

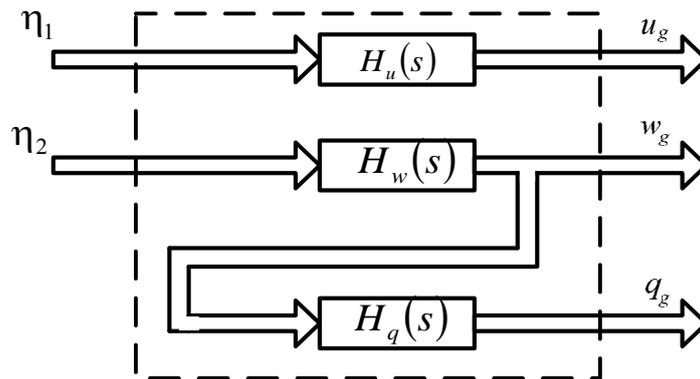


Fig 1.7 : Perturbations atmosphériques pour le mouvement longitudinal selon le modèle de Dryden.

Les fonctions de transferts sont données comme suit :

$$H_u(s) = \frac{1}{1 + \dots} \tag{1.45}$$

$$H_w(s) = \frac{\sqrt{\dots}}{1 + \dots} \tag{1.46}$$

$$H_q(s) = \frac{\dots}{(s + \dots)} \tag{1.47}$$

Les variables ; b représente l'envergure de drone, L_u , L_v et L_w représentent les longueurs d'ondes des turbulences sur chaque axe et σ_u , σ_v et σ_w leurs intensités. Les fonctions de l'altitude définies dans l'équation (1.54), Dans ce mémoire les résultats de simulation sont donnés pour une altitude 200m, Si $h < 1000$ pieds, les longueurs d'échelle de turbulence sont définies comme suit :

$$\begin{cases} L_w = h \\ L_u = L_v = \frac{h}{(0.177 + 0.000823 \cdot h)^{1.2}} \end{cases} \quad (1.48)$$

Selon le même référence, si un avion vole dans la turbulence modérée les intensités de turbulence sont représentées comme suit :

$$\begin{cases} \sigma_w = 0.1 W_{20} \\ \frac{\sigma_u}{\sigma_w} = \frac{\sigma_v}{\sigma_w} = \frac{1}{(0.177 + 0.000823 \cdot h)^{0.4}} \end{cases} \quad (1.49)$$

Où W_{20} est la vitesse de vent dans la turbulence modérée à 20pieds (6m).

Conclusion :

Ce chapitre contient les éléments de base d'un drone.

D'après la détermination de modèle mathématique non-linéaire de canal longitudinal, on a linéarisé ce modèle par les équations utilisant les séries de Tylor pour trouver le modèle nominal linéaire.

La dynamique longitudinale peut être étudiée indépendamment. Ce résultat est très important pour une perspective de synthèse de commande.

I.1.Introduction :

La logique floue est un outil de réglage qui a été introduite à large échelle au Japon. Cependant, plus récemment elle est de plus en plus appliquée en Europe.

Les méthodes de réglage conventionnelles se basent sur une modélisation adéquate du système et un traitement analytique à l'aide de fonction de transfert ou d'équations d'état. Par contre le réglage par logique floue donne une approche plus tôt programmable, permettant d'inclure les expériences acquises par les opérateurs [2].

En effet La logique floue est une théorie qui a connu un grand engouement depuis que Zadeh a introduit le concept de sous-ensembles flous en 1965. Par la suite, en 1974, Mamdani introduisait la commande floue pour la régulation de processus industriel. Dans les années 80, la commande floue connaît un essor considérable au Japon, notamment grâce aux travaux de Sugeno. La logique floue permet de faire le lien entre modélisation numérique et modélisation symbolique, ce qui a permis des développements industriels spectaculaires à partir d'algorithmes très simples de traduction de connaissance symboliques en entité numérique et inversement. Elle présente en effet l'avantage d'utiliser des règles linguistiques simples permettant de traduire facilement le savoir faire d'un expert pour répondre à une problématique spécifique [3].

I.2.Principe de la logique floue :

La logique floue n'est autre que l'extension de la logique binaire, à l'aide d'une série de notions fondamentales développées qui ont permis de justifier et de montrer certaines notions de base. Les éléments de base de la logique floue sont:

I.2.1. Les variables floues :

Contrairement aux variables binaires qui sont définie par les deux états « vrais=1 » ou « faut=0 », les variables floues présentent toute une graduation entre la valeur « 0 et 1 » on considère les deux notions suivantes :

- Les ensembles flous qui représentent le nombre de variables floues associées à une grandeur d'entrée.
- Les fonctions d'appartenances qui permettent de définir le degré d'appartenance de la variable floue en fonction du la grandeur d'entrée.

I.2.2. Univers de discours :

L'univers de discours représente l'ensemble de référence ou le domaine de variation de la variable linguistique, ou domaine de fonctionnement du processus dans le cas de réglage, comme illustré sur la figure (2.1) divisé en plusieurs sous-ensembles au moyen des fonctions d'appartenance (FA) triangulaires et trapézoïdales.

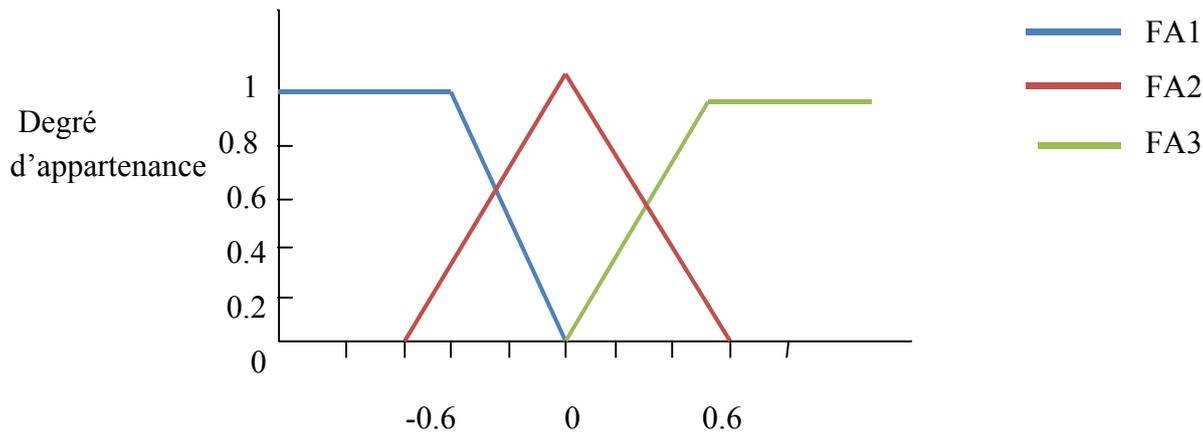


Fig 2.1 : Univers de discours normalisé uniforme de 3 ensembles.

I.2.3. Les variables linguistiques :

La variable linguistique représente un phénomène ou une grandeur, par des termes linguistiques :

« Quelque, beaucoup, souvent », « négative, environ zéro et positive » ce sont les valeurs linguistiques.

I.2.4. Les règles floues :

Les règles floues permettent de décrire sous forme de règles linguistiques, une fonction de transfert entre les variables d'entrée et celles de sortie d'un système donné, à l'aide des différents opérateurs. Ces règles se présentent sous la forme :

Si condition 1 ET/OU condition 2 (ET/OU...) alors action sur les sorties OU

Si condition 3 ET/OU condition 4 (ET/OU...) alors action sur les sorties OU

⋮

Si condition n ET/OU condition n+1 (ET/OU...) alors action sur les sorties.

I.2.5. Fonctions d'appartenance :

On représente les variables linguistiques par leurs fonctions d'appartenances. Donc à chaque sous-ensemble flou est associé une fonction d'appartenance $\mu_A(x)$ où x est la variable linguistique. Tel que, à chaque point x est associé une valeur précise de $\mu_A(x)$, qui désigne, le degré d'appartenance de x à A .

Plusieurs formes de fonctions d'appartenances sont utilisées. Le choix de l'une ou l'autre dépend du problème posé. Les plus usuelles sont les suivantes :

- La fonction d'appartenance triangulaire :

La fonction d'appartenance triangulaire est donnée par la formule suivante :

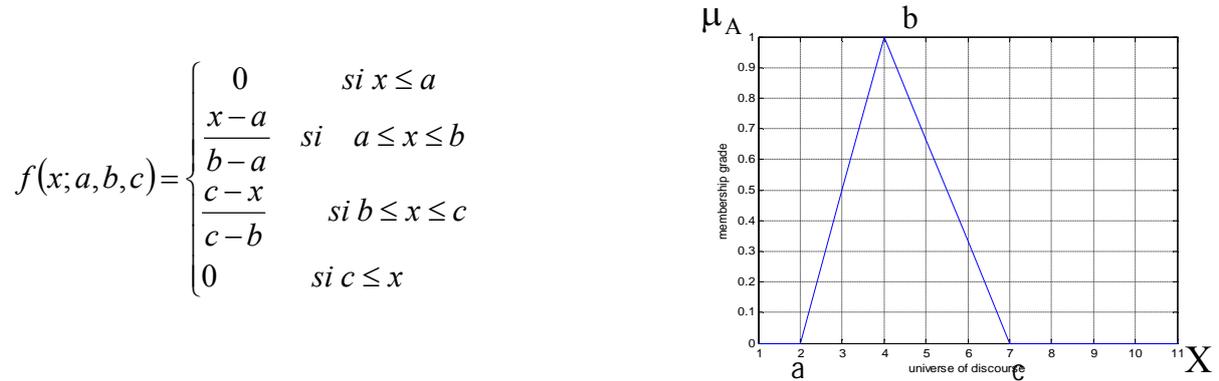


fig2.2 : fonction d'appartenance triangulaire.

- La fonction d'appartenance trapézoïdale :

Les fonctions d'appartenances trapézoïdales sont exprimées en ce qui suit :

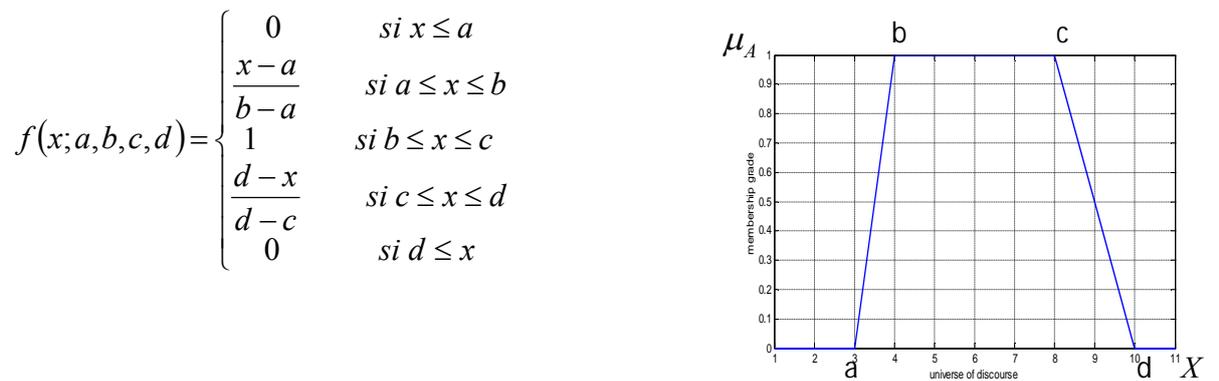


fig2. 3 : fonction d'appartenance trapézoïdale.

- La fonction d'appartenance gaussienne :

Les fonctions d'appartenances gaussiennes sont exprimées par la formule suivante :



fig2.4 : fonction d'appartenance gaussienne.

I.2.6. Opérations sur les ensembles flous :

Les opérations utilisées dans les ensembles classiques sont utilisables pour les ensembles flous.

Soient A et B deux ensembles flous dans l'univers U. Pour $x \in U$ on a les quelques opérations suivantes.

- Union:

L'opérateur de l'union \cup (le OU logique connectif), est exprimé en limite des ensembles flous comme suit :

$$\mu_{(A \cup B)}(u) = \max\{\mu_A(u), \mu_B(u)\} \tag{2.1}$$

- Intersection :

L'opérateur d'intersection \cap , (le ET logique connectif), est donné par ce qui suit :

$$\mu_{(A \cap B)}(u) = \min\{\mu_A(u), \mu_B(u)\} \tag{2.2}$$

- Complementation :

Dans terme des ensembles flous l'ensemble de complément est indiqué par :

$$\mu_{\neg A}(u) = 1 - \mu_A(u) \tag{2.3}$$

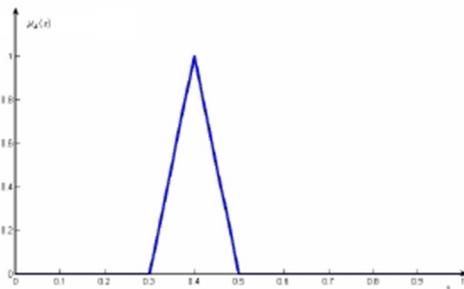


Fig2.5: Fonction d'appartenance A

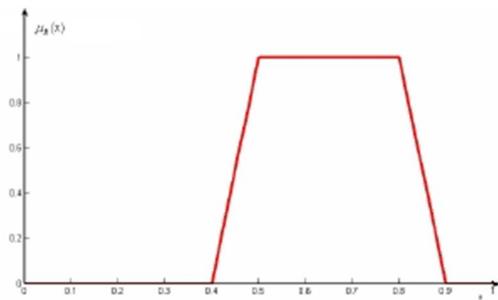


Fig2.6: Fonction d'appartenance B

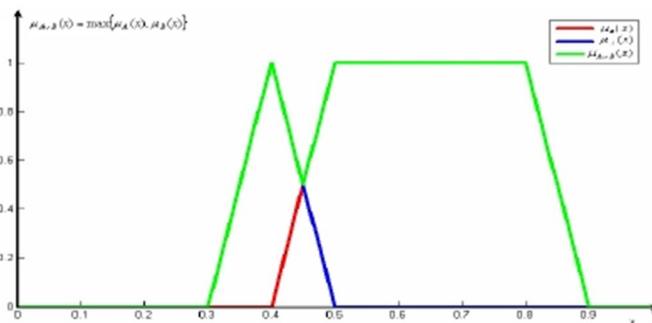


Fig2.7: Fonction d'appartenance de l'union

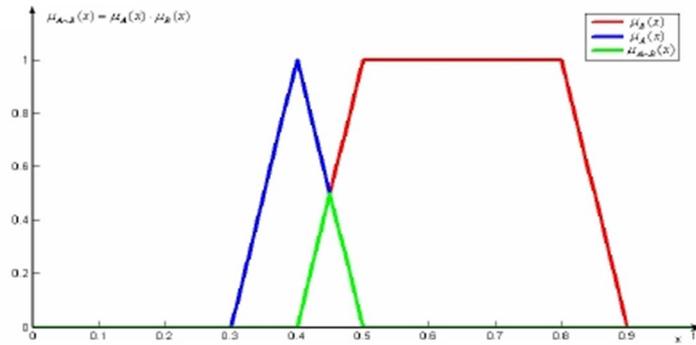


Fig 2.8: Fonction d'appartenance d'intersection

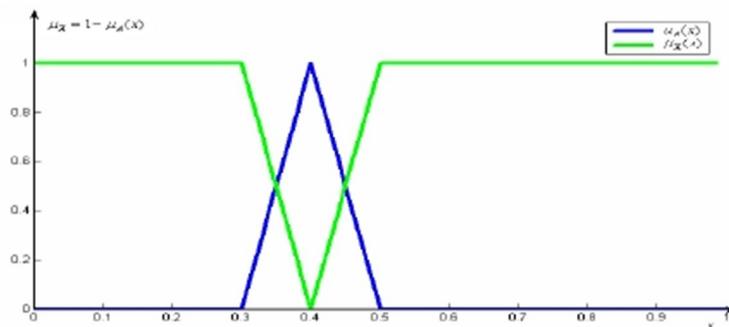


Fig 2.9 : Operateur de complémentation de la fonction d'appartenance A

I.2.7. Relations floues :

On considère deux univers de discours U et V. Soit $u \in U$ et $v \in V$. On désigne alors la fonction d'appartenance d'une relation floue $R \subset U \times V$ par (u, v) .

Pour $\mu = (u, v)$ et $\nu = (x, y)$ on a [3] :

- **La T-norm (ET logique) :**

$$\otimes = \begin{cases} (u, v) & \text{si } u = 1 \text{ et } v = 1 \\ (0, u + v - 1) & \text{si } u < 1 \text{ et } v < 1 \\ 0 & \text{si } u = 0 \text{ ou } v = 0 \end{cases} \quad (2.4)$$

- **La T-conorm (Ou logique) :**

$$\oplus = \begin{cases} (u, v) & \text{si } u > 0 \text{ et } v > 0 \\ u + v & \text{si } u > 0 \text{ et } v = 0 \\ u + v - 1 & \text{si } u > 0 \text{ et } v > 0 \\ 0 & \text{si } u = 0 \text{ et } v = 0 \end{cases} \quad (2.5)$$

- **La Composition Sup-Star** de deux relations floues $R \subset U \times V$ et $S \subset V \times W$ peut être définie par :

$$\circ (,) = \in [(,) * (,)] \quad (2.6)$$

- **Inférence floue :**

Dite aussi implication floue, elle est un cas spécial de relations floue. C'est la partie la plus importante de la logique floue car elle permet de tirer des conséquences sur le degré de vérité d'une implication (ou son résultat) à partir de données floues.

- **Le modus Ponens généralisé (MPG) :**

Prémisse 1 : x est A'

Prémisse 2 : si x est A, alors y est B (2.7)

Conséquence : y est B'

- **Le modus Tollens généralisé (MTG) :**

Prémisse 1 : y est B'

Prémisse 2 : si x est A, alors y est B (2.8)

Conséquence : x est A'

Partant de (2.6), (2.7) et (2.8) une règle floue : **Si x est A Alors y est B,**

I.3. Classification des ensembles flous :

Les fonctions d'appartenances peuvent être symétriques ou asymétriques. La valeur d'appartenance est entre 0 et 1 [4].

Les ensembles flous peuvent être classifiés ont basé sur les fonctions d'appartenances. Ils sont:

- a. **Ensemble flou normal :**

Si la fonction d'appartenance a au moins un élément dans l'univers dont la valeur est égale à 1, alors cet ensemble s'appelle en tant qu'ensemble flou normal.

- b. **Ensemble flou inférieur à la normale :**

Si la fonction d'appartenance a les valeurs moins de 1 d'appartenance, alors cet ensemble s'appelle en tant qu'ensemble flou inférieur à la normale.

- c. **Ensemble flou convexe :**

Si la fonction d'appartenance a des valeurs d'appartenance ceux sont augmenter, ou, diminuer, ou elles sont augmentant et diminuant avec les valeurs croissantes pour des éléments dans l'univers, ces l'ensemble flous A s'appelle en tant qu'ensemble flou convexe.

- d. **Ensemble flou non convexe :**

Si la fonction d'appartenance a les valeurs d'appartenances qui sont pas strictement augmentent ou diminuent ou pas tout les deux augmentant et diminuant avec l'augmentation

des valeurs pour des éléments dans l'univers, alors ceci s'appelle en tant qu'ensemble brouillé non convexe.

I.4. Synthèse d'un FLC :

La synthèse d'un FLC passe par les étapes suivantes :

- **Obtention de la base de connaissance** : elle provient d'un expert, de l'expérience ou même de l'apprentissage. C'est la partie la plus importante du contrôleur.
- **Le choix des entrées et sorties** : quand les règles floues sont assez suffisantes, les choix sont imposés naturellement. Le plus souvent ce n'est pas le cas, il y a généralement besoin d'ajouter d'autres règles à ajuster par des méthodes d'optimisation ou d'apprentissage pour améliorer les performances. Toutefois un choix d'entrées très particulièrement utilisé est l'erreur et sa variation avec si besoin des traitements comme le filtrage, l'intégration...etc.
- **Choix des ensembles flous** : suivant la plage de variation des entrées et sorties, la dynamique du système à commander, la fréquence de traitement..., la nature et le nombre d'ensembles flous peut varier. Il est souvent conseillé d'utiliser des fonctions triangulaires car le nombre de règles actives à la fois est considérablement réduit et les calculs sont relativement simples.
- **Choix des opérateurs flous** : suivant le but recherché et les contraintes évoquées précédemment, on peut choisir un parmi les opérateurs existants. Pour des calculs simples la T-norm et l'inférence en Min peuvent faire l'affaire. Pour une commande adaptative floue, la défuzzification par la moyenne ajustée est adéquate car le système devient linéaire par rapport aux paramètres à adapter en l'occurrence les centres des ensembles flous de la commande. Des algorithmes d'adaptation paramétriques classiques peuvent y être alors exploités.
- **Les gains de normalisation** : après détermination des limites des variables, il est préférable de les diviser par leurs valeurs maximales pour travailler sur des ensembles normalisés $[-1,1]$. Ceci permet de constater plus facilement l'influence relative de chaque entrée sur la commande.

I.5. Contrôleur floue :

Le contrôleur flou n'a pas besoin d'un modèle mathématique précis pour création de l'objet, et à la bonne robustesse du contrôle comparée avec le schéma du contrôle traditionnel. Il change une stratégie basée sur la commande de la connaissance experte en stratégie de contrôle automatique. Selon l'expérience pratique de la production et de la vie, les gens

récapitulent beaucoup de règles floues de commande et les réalisent en utilisant l'ordinateur. La performance de contrôleur flou simple dépend sur si les règles sont complètes [4]. Le schéma fonctionnel de la structure de contrôleur flou est défini dans la figure (2.10), les différentes unités sont expliquées en détail dans le suivant:

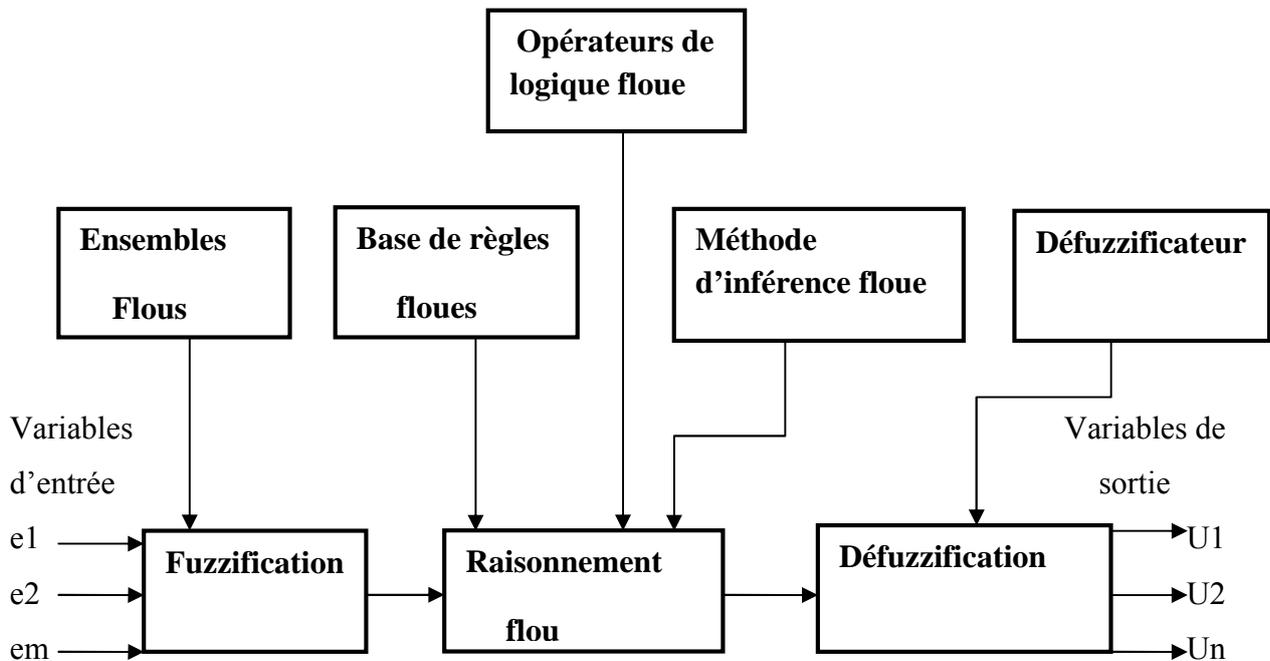


Fig. 2.10 : Schéma fonctionnel de la structure de contrôleur flou.

I.5.1. La Fuzzification :

C'est le mécanisme réalisant l'interface " Numérique - Linguistique" qui permet de transformer une grandeur générée par un capteur à l'entrée en partie floue définie sur un espace de représentation lié à l'entrée. Du choix de cet espace de représentation (numérique ou linguistique) dépend la nature de la partie floue E résultante de la partie fuzzification, donc la Fuzzification est un concept important dans la théorie de logique floue.

I.5.2. Inférence :

L'inférence est le noyau de contrôle, il y'a deux méthodes : Zadeh et Mamdani. Le mécanisme d'inférence le plus couramment utilisé est celui dit « Mamdani ». Il représente une simplification du mécanisme plus général basé sur « l'implication floue » et le « modus ponens généralisé ». Seules les bases de règles de « Mamdani » sont utilisées dans ce qui suit.

Un des problèmes les plus difficiles et les plus importants dans la conception des contrôleurs de logique floue est la génération des règles floues linguistiques de commande. L'expérience d'opérateurs humains a joué un rôle important en formant des règles dans les beaucoup d'application industrielle réussie cependant, l'approche de conception empirique est habituellement moins efficace, long et égaliser la frustration parce qu'un certains peu clair, non pertinent et même l'information incorrecte pourraient être produits par les opérateurs humains.

I.5.3. Défuzzification :

A la fin de l'inférence, l'ensemble flou de sortie est déterminé mais il n'est pas directement utilisable pour donner une information précise à l'opérateur ou commander un actionneur. Il est nécessaire de passer du

« monde flou » au « monde réel », donc la défuzzification est une interface « linguistique-numérique » qui transforme la partie floue issue du raisonnement flou en valeurs numériques directement exploitable par le processus. Il existe plusieurs méthodes, la plus souvent rencontrée étant le calcul du « centre de gravité » de l'ensemble flou.

Défuzzification numérique :

Défuzzification numérique par la méthode la plus couramment utilisée dite **défuzzification par calcul centre de gravité** dont l'énoncé est le suivant:

Soit $\delta \in ()$, la partie floue numérique issue de l'inférence. La valeur numérique y^* produite par l'application de la méthode de centre de gravité est donnée par:

$$y^* = \delta (F) \frac{\int_{\epsilon} \mu () \cdot \cdot}{\int_{\epsilon} \mu ()} \quad \text{Si } \text{ est continue} \quad (2.9)$$

La valeur y^* produite par défuzzification est définie comme étant la coordonnée y du centre de gravité (G) de la surface située sous voir la figure (2.11). Cependant, son calcul est relativement complexe puisqu'il nécessite le calcul d'une intégrale, ou d'une somme pondérée dans le cas discret.

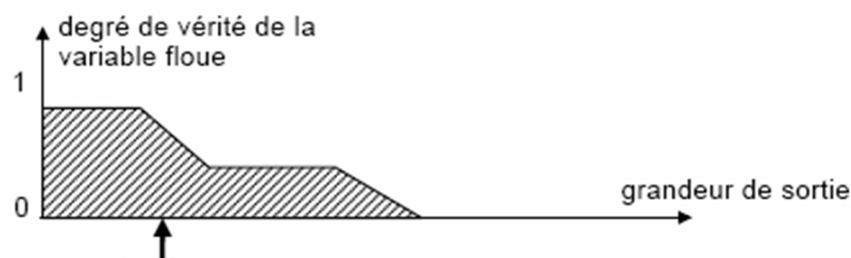


Fig 2.11: Défuzzification par calcul du centre de gravité

I.6.Type de contrôleurs flous :

On peut mettre en application deux types de contrôleurs flous:

- Mamdani
- Sugeno

Ces deux types de contrôleurs d'inférence changent légèrement de la manière que des sorties sont déterminées [5].

I.6.1.Contrôleurs flou de type Mamdani :

Le premier modèle d'un contrôleur flou que nous présentons ici a été développé en 1975 par Ebrahim Mamdani comme tentative de commander une combinaison de moteur et de chaudière de vapeur en synthétisant un ensemble de règles linguistiques de commande obtenues des opérateurs humains expérimentés. L'effort de Mamdani a été basé sur des idées plus générales de Zadeh 1973 sur des algorithmes flous pour les systèmes complexes et les procédés de décision [5].

Dans ce type de régulateur, les prémisses et les conclusions des règles floues sont floues. Le raisonnement flou est réalisé à l'aide de l'opérateur min (minimum) ou prod (produit), l'agrégation des règles à l'aide de l'opérateur max (maximum) et la défuzzification est effectuée par la méthode de centre de gravité.

Le contrôleur de Mamdani est basé sur un ensemble fini de si-alors-règles $R \in R$ de la forme

$$R : \text{Si } x_1 \text{ est } () \text{ et } \dots \text{ et } x_n \text{ est } () \text{ alors } y \text{ est } () \quad (2.10)$$

x_1, \dots, x_n sont des variables d'entrées du contrôleur et y est la variable de sortie.

I.6.2. Contrôleur flous de Takagi-Sugeno-Kang (TSK):

Présenté en 1985 par Takagi-Sugeno-Kang, méthode d'inférence floue, elle est semblable à la méthode de Mamdani[5]. La différence principale entre Mamdani et Sugeno est que les fonctions d'appartenances de rendement de Sugeno sont linéaires ou constantes [5].

Un modèle de TSK est constitué par une base de règles floues de la forme :

$$R_i : \text{Si } X \text{ est } A_i \text{ et } Y \text{ est } B_i \text{ Alors } Z=f_i(x, y), \quad i= 0, \dots, n. \quad (2.11)$$

Où f_i sont des fonctions réelles, généralement linéaires, affines ou même constantes. Le modèle global est obtenu par interpolation entre les modèles locaux. Cela nous permet d'accroître la précision du système, mais au détriment de sa lisibilité. Les modèles de TSK permettent de décrire des situations où la structure physique du système est bien connue et d'approcher un système complexe par une collection de modèles locaux, généralement linéaires. Les modèles de TSK ont une capacité de représentation importante. Toutefois, les règles n'ont pas toujours une signification sémantique claire comme dans le cas des modèles linguistiques et ne permettent pas d'intégrer l'expérience humaine formulée par des règles linguistiques.

I.7. Correcteur flou proportionnel dérivée (FPD) :

Le régulateur flou qu'on a utilisé est un proportionnelle dérivé a comme entrée: l'erreur « E » et sa dérivée « dE » illustré par la figure(2.12):

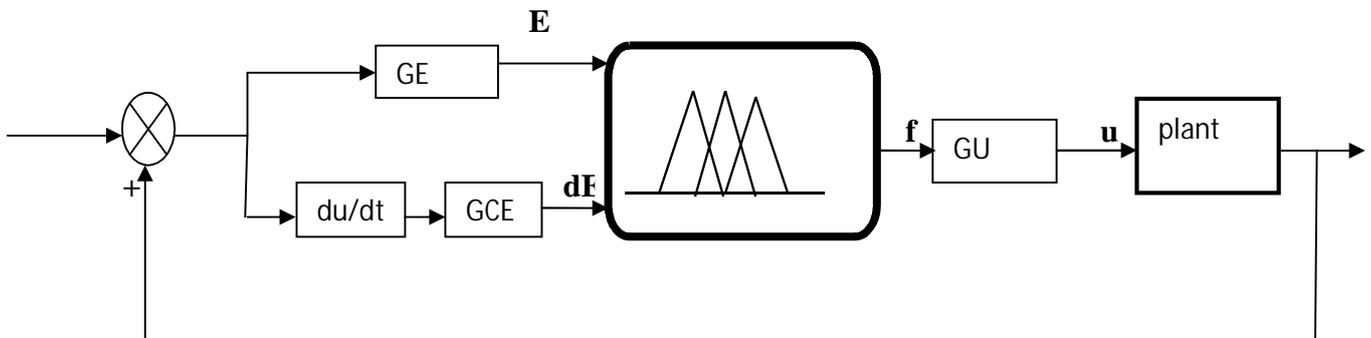


Figure 2.12: Structure d'un régulateur flou type PD.

I.8. Réglage d'un contrôleur flou :

Un contrôleur flou possède de nombreux paramètres de réglage, ce qui peut, à priori, effrayer ses utilisateurs potentiels. En effet, contrairement aux contrôleurs classiques, le contrôleur flou possède un nombre plus conséquent de paramètres, qui lui offre, davantage de degrés de liberté. On peut distinguer parmi les choix et les réglages à faire :

- L'expression des règles,
- La définition des variables et des valeurs linguistiques,
- La méthode d'implication et la méthode d'inférence,
- La méthode de défuzzification,
- Les facteurs d'échelle sur les entrées et les sorties du contrôleur.

Cependant, on constate une certaine insensibilité du résultat au choix des méthodes d'implication, d'inférence et de défuzzification. Pour les autres paramètres, un réglage séquentiel est possible.

I.9. Avantages et désavantages du réglage par la logique floue :

Evidemment, le réglage par logique floue réunit un certain nombre d'avantage et de désavantage.

Les avantages essentiels sont :

- La non nécessité d'une modélisation (cependant, il peut être utile de disposer d'un modèle convenable).
- La maîtrise du système à régler avec un comportement complexe (fortement non linéaire et difficile à modéliser).
- L'obtention fréquente de meilleures prestations dynamiques (régulateur non linéaire).

- La disponibilité de système de développement efficace, soit pour microprocesseur ou PC (solution logicielle), soit pour circuit intégrés (processeurs dédiés, fuzzy processors).

Par contre **les désavantages** sont :

- Le manque de directives précises pour la conception d'un réglage (choix des grandeurs à mesurer, détermination de la fuzzification, des inférences et de la défuzzification).
- L'approche artisanale et non systématique (implémentation des connaissances de l'opérateur sont souvent difficile).
- L'impossibilité de la démonstration de la stabilité du circuit de réglage en toute généralité (en l'absence d'un modèle valable).
- La précision de réglage souvent peut élever.
- La cohérence des inférences non garantie a priori (apparition de règles d'inférence contradictoires possible).

II. Commande par FMRLC :

Dans le présent projet, le problème s'agit de la commande d'un drone, qui est un système assez complexe dans un environnement hostile. Face aux diverses perturbations, variations paramétriques ou même les défauts, les commandes conventionnelles s'avèrent généralement inefficaces. Le FLC classique a montré ses qualités dans beaucoup d'applications industrielles, mais des limites aussi pour certains systèmes dont il est très difficile de trouver les règles de base ou encore positionner les ensembles flous.

Pour contourner ces difficultés, on se tourne alors vers une nouvelle méthode basée sur la logique floue mais assez différente du FLC classique. Le FMRLC « Fuzzy model reference learning controller » est une commande qui n'exige pas de base de connaissance au départ mais l'acquiert avec le temps grâce à son mécanisme d'apprentissage. Le terme « apprentissage » est utilisé à l'opposé d' « adaptation » pour le distinguer des commandes adaptatives classiques à modèle de référence. La distinction réside dans le fait que le FMRLC ait une mémoire. Il s'adapte à la situation actuelle tout en mémorisant les situations passées pour les gérer sans problème en cas de redondance dans le futur, alors qu'une approche classique continue uniquement d'adapter les paramètres du régulateur.

II.1. Fuzzy model reference learning controller (FMRLC):

Dans cette section, nous présentons une nouvelle technique de commande dans laquelle a été développé en prolongeant certains des concepts linguistique, self-organising control

présentés par Procyk et Mamdani et en utilisant des idées de commande “model reference adaptive control” (MRAC) [7].

Le FMRLC est un contrôleur à modèle de référence. Grâce aux informations recueillies sur la sortie du procédé à commander et de la sortie désirée, les règles de base sont ajustées de sorte à atteindre les objectifs de poursuite. Le réajustement se fait grâce à trois modules principaux : le FLC directe ou principal, le modèle de référence, le mécanisme d'apprentissage (Fig2.13). Le rôle de chacun des composants et le principe de fonctionnement général du FMRLC sont l'objet du présent paragraphe.

Le FMRLC emploie un mécanisme d'apprentissage qui souligne [8] :

- a) observe les données d'un système du contrôle flou.
- b) Caractérise sa présente performance, et
- c) synthétise automatiquement et/ou ajuste le contrôleur flou qui utilise le modificateur de règle de base sorte que quelques objectifs pré-spécifiés de la performance sont satisfaits.

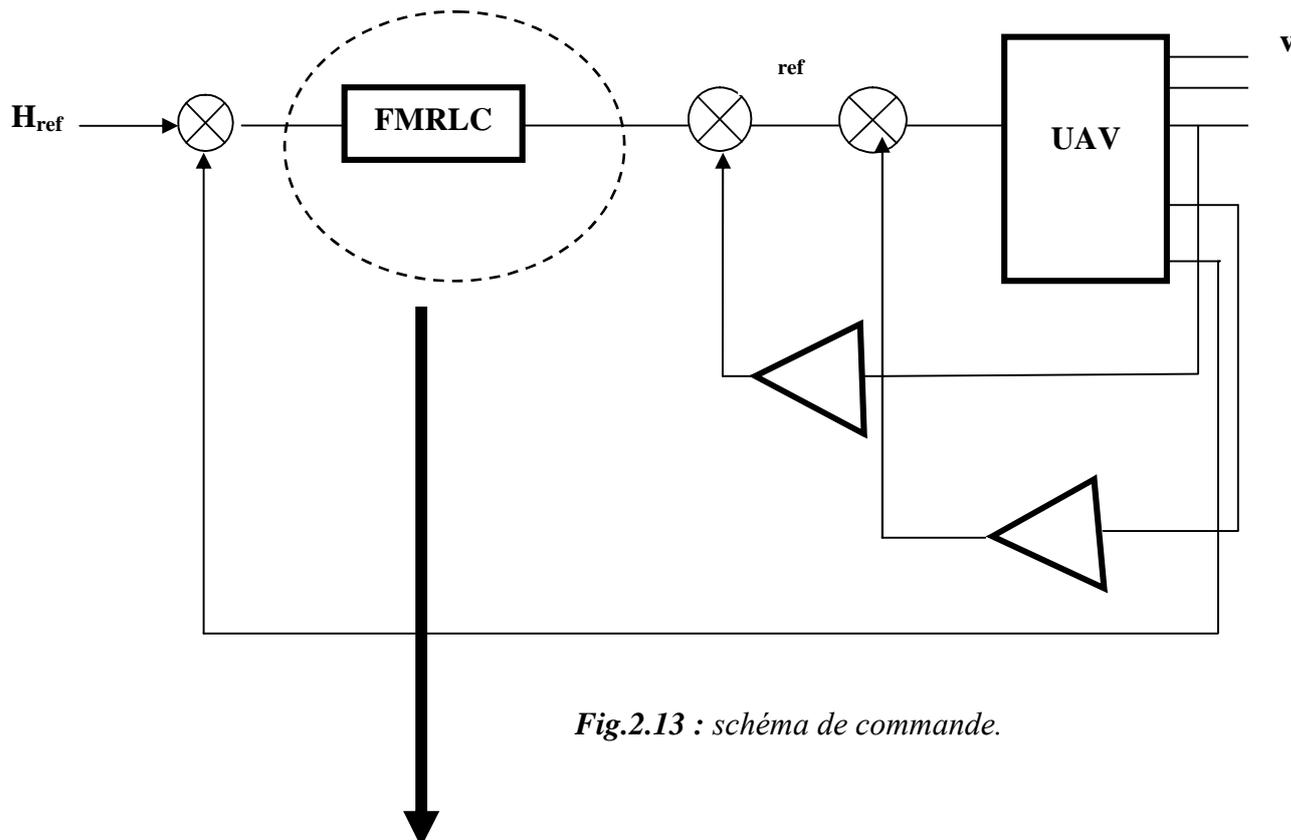


Fig.2.13 : schéma de commande.

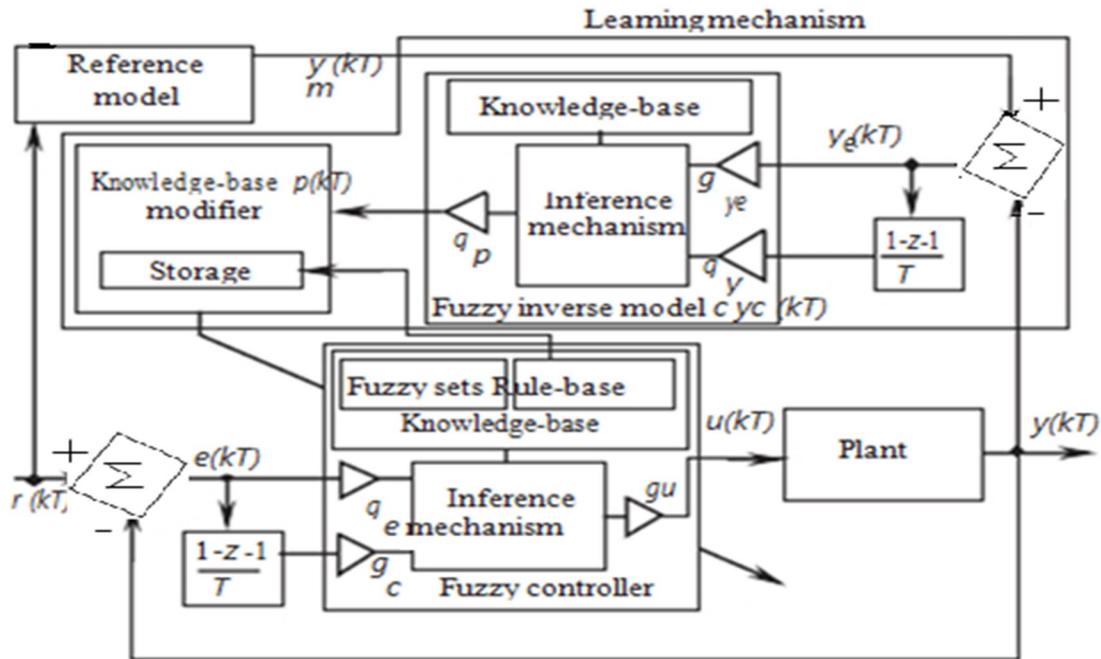


Fig.2.14: Architecture du FMRLC

II.1.1. Le FLC directe :

La base de règle, le moteur d'inférence, la fuzzification et les interfaces de defuzzification sont les nos composants principaux pour concevoir le contrôleur flou direct.

La figure ci-dessus montre une boucle de commande avec un FLC à deux entrées et une sortie de commande. L'entrée de FC (contrôleur flou) est l'erreur () entre l'entrée de référence () et () la sortie de système c'est l'altitude d'UAV, () la sortie de FC est la valeur de référence pour la boucle du contrôle de l'Attitude intérieure [6].

$$\text{L'erreur : } () = () - () \tag{2.12}$$

$$\text{La variation de l'erreur : } () = \frac{() ()}{()} \tag{2.13}$$

$$\text{La commande : } () \tag{2.14}$$

Avec des gains de normalisation , qui leur sont attribués dans l'ordre. et sont calculés de sorte à garder les entrées au FLC dans l'intervalle [-1,1]. Pour se faire, il suffit donc de connaître les limites des variables. Souvent ce n'est pas le cas et plusieurs essais sont nécessaires pour les déterminer. Pour le gain de sortie quant à lui, il faut le manipuler avec beaucoup de soin. Trop petit, on ne peut pas avoir une bonne poursuite de la référence et trop grand il y a apparition d'oscillations et surtout saturation de la commande.

Nous appliquons le mécanisme d'inférence (IM) du type Mamdani dont la conclusion est un ensemble flou. Ce modèle présente l'avantage d'être facilement interprétable et bien adapté à ce type de problème. Il peut être exprimé sous forme de si puis des règles comme suit [6] :

Si e , alors c (2.15)

Où e , et c sont les variables linguistiques de l'erreur, la variation d'erreur et la sortie respectivement. Où e_1 , e_2 sont les valeurs linguistiques associées aux ensembles flous.

• **Caractéristiques :**

La base de connaissance pouvant être vierge au départ, on ne s'intéressera pas à l'aspect sémantique des variables (négatif, positif,...) mais plutôt mathématique. Il faut juste représenter les différentes situations rencontrées. Pour les deux entrées, on considère 5 ensembles flous avec des fonctions d'appartenance triangulaires et uniformément réparties dans l'univers de discours (Fig.2.14) :

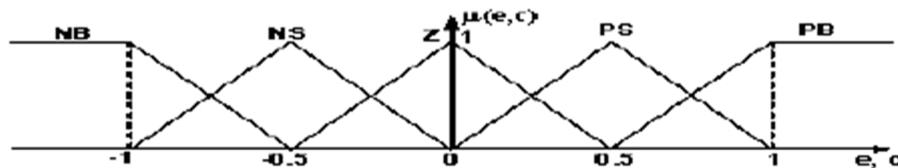


Fig.2.15 : les fonctions d'appartenance

Ces fonctions restent figées durant tout le processus. Ce sont des fonctions d'appartenances triangulaires. Elles seront ajustées grâce au mécanisme d'apprentissage. En considérant toutes les combinaisons possibles on obtient $5 \times 5 = 25$ règles. Le nombre peut paraître grand mais il faut se rappeler que suite à la répartition et la nature des fonctions d'appartenance précédentes, on a seulement quatre règles qui s'activent à la fois.

• **Initialisation de la base :**

Si on possède des règles ou même un FLC nominal a priori, on peut toujours les introduire pour initialiser la base de connaissance. Cette opération n'est pas toujours nécessaire et il est possible de laisser la base vierge : au départ, tous les ensembles flous de commande sont centrés à zéro ($0 = u$).

II.1.2. Le modèle de référence :

Le modèle de référence fournit des possibilités pour mesurer la performance désirée du processus. En général, le modèle de référence peut être n'importe quel type de système dynamique (linéaire ou non linéaire, temps-invariable ou temps-changer, temps discret ou continu, etc.). La performance du système global est calculée en ce qui concerne le modèle de référence en produisant d'un signal d'erreur [7] :

$$e(t) = r(t) - y(t) \quad (2.16)$$

Il est toujours souhaitable d'avoir une réponse aussi rapide que possible. Cependant tout système physique a une inertie et pour aller au delà de certaines performances il faudrait une énergie infiniment grande de la commande. Ce qui est évidemment inacceptable en pratique. Pour trouver un bon modèle et raisonnable, on peut poser un modèle assez lent puis le rendre de plus en plus rapide et on arrête une fois la saturation de la commande est constatée. Pour éviter cette méthode qui peut s'avérer longue, on choisit la meilleure dynamique assurée par une commande classique dans de parfaites condition : pas de perturbations ni variations paramétriques. Cette dynamique est approchée par le modèle du premier ordre suivant :

$$G(s) = \frac{C}{s + a} \quad (2.17)$$

C'est la constante C qui reste alors à déterminer.

On peut utiliser aussi un modèle de référence du second ordre mais il faut garder à l'esprit que le but initial n'était pas cette approximation mais les objectifs de commande.

II.1.3. Le mécanisme d'apprentissage :

Le mécanisme d'apprentissage ajuste les règles de base du FLC directe en exploitant des informations comme la sortie du système commandé comme il exécute la fonction de modifier de base de connaissance (fonction d'appartenances) du contrôleur flou directe.

Ces modifications de base de connaissance sont faites basé sur observer des données à partir du processus commandé, du modèle de référence, et du contrôleur flou [7].

Ainsi, le système de la boucle fermé se comporte comme le modèle de référence. Il se compose de deux parties : le modèle flou inverse et le modificateur de la base de connaissance.

- **Le modèle flou inverse :**

C'est un système flou appelé « modèle flou inverse » car dans son principe de fonctionnement, il utilise la dynamique inverse du système. Son rôle est de déterminer le changement Δu à apporter à la base pour assurer une poursuite parfaite du modèle de référence. D'une manière

similaire au FLC directe, il apporte une commande non en utilisant l'erreur de régulation mais l'erreur de poursuite et sa variation :

$$L'erreur\ de\ poursuite : e(k) = r(k) - y(k) \tag{2.18}$$

$$La\ variation\ de\ l'erreur\ de\ poursuite : \Delta e(k) = \frac{e(k) - e(k-1)}{T} \tag{2.19}$$

Avec aussi des gains de normalisation K_p , K_i et K_d pour la sortie.

On obtient ainsi des règles de la forme suivante :

$$Si\ e\ est\ e_1\ et\ \Delta e\ est\ \Delta e_1, \text{ alors } u\ est\ u_1 \tag{2.20}$$

Où e_1 , Δe_1 et u_1 sont les valeurs linguistiques associées aux ensembles flous considérés pour l'erreur de poursuite, sa variation et la commande.

- **Le modificateur de la base de connaissances :**

Il a été constaté que la base de connaissance de contrôleur peut être modifiée de l'une ou l'autre de deux manières pour réaliser une meilleure performance : le premier doit modifier les conséquents dans les règles; la seconde consiste dessus en portant déplaçant le centre approprié de fonction. Dans les deux cas, la modification dépend de la valeur instantanée de modèle d'univers.

Etant donné les informations sur les changements nécessaires de l'entrée, qui sont représentés par le $p(kT)$, pour forcer l'erreur $e(k)$ à zéro, le changement de modificateur de base de connaissance de FC de sorte que l'action précédemment calculée de commande $u(kT - T)$ être modifié à la prochaine étape comme suit :

$$u(kT - T) + p(kT) \tag{2.21}$$

En modifiant la base de connaissance du contrôleur flou, nous pouvons forcer le contrôleur flou à produire un résultat désiré, que nous devrions mettre au temps $kT - T$ pour faire $e(k)$ plus petit.

Ainsi à la prochaine fois qu'on rencontre les mêmes circonstances, la commande sera celle qui réduira l'erreur de poursuite.

Le processus de modification passe par deux étapes :

a) Trouver toutes les règles actives par la formule :

$$e(k) - e(k-1) \otimes e(k-1) > 0 \tag{2.22}$$

b) Translation des centres des ensembles flous conséquences de règles actives comme suit :

$$u(k) = u(k-1) + p(kT) \tag{2.23}$$

Conclusion :

En ce chapitre nous avons présenté les ensembles flous, la logique floue et les systèmes de logique floue et la commande par FMLRC.

Leur principe de fonctionnement a été décrit pour atteindre finalement une formulation pour la sortie de FLS (Fuzzy logic system).

On peut en conclure que le FMRLC est une commande très intéressante. Partant d'une base vierge et sans connaissances préalables, il a pu acquérir un ensemble de règles permettant de suivre des références parfois très dures et même accommoder une panne survenant sur la gouverne de direction.

III.1. Introduction :

Dans ce chapitre on s'intéresse à la commande de FMRLC pour le canal longitudinal. Et de faire montrer les résultats de simulations pour ce canal, avec l'interprétation de résultats.

III.2. Commande de FMRLC pour le pilotage longitudinale :

Une fois un avion à l'altitude de croisière, il entre dans sa plus longue phase de vol avec une commande latérale très active pour poursuivre une trajectoire désirée et gagner la destination. Toutefois en amont et en aval de celle-ci, il y a besoin de control d'altitude pour effectuer certaines manœuvres très importantes. Changer l'altitude pour éviter une turbulence ou simplement faire un atterrissage, est inévitable pour tout aéronef.

Dans ce chapitre, on va donc s'intéresser à la commande longitudinale de l'avion. Relativement plus difficile que la commande latérale. Une fois le FMRLC synthétisé, on va l'utiliser pour commander l'altitude d'une manière générale.

III.3. Commande de FMRLC pour le modèle déterministique et stochastique :

III.3.1. Le modèle de référence :

Dans notre application on a utilisé un modèle de référence utilisé est:

$$G(s) = \frac{1}{(s+2)(s+1.33)} \quad (3.1)$$

Présenter sous forme d'un modèle d'état comme suit :

$$= \begin{bmatrix} -2 & -1.33 \\ 0.4 & 0 \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} 0.01 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$= [0 \quad 133]$$

$$= 0$$

III.3.2. Le FLC directe :

Dans le contrôleur flou on a définit 5 ensembles flous pour les deux entrées de contrôleur et la sorties sont placés comme : { Negative Big (NB), Negative Small (NS), Zero (Z), Positive Small (PS), Positive Big (PB)}.

Les fonctions d'appartenances sont triangulaires et uniformément distribué sur l'univers du discours [-1,1].

Les gains de normalisation de contrôleur pour l'erreur, le changement de l'erreur et la sortie de contrôleur sont choisis $g_e = 0.02$, $g_c = 1.5$ et $g_u = 0.3$, respectivement.

L'ensemble floue pour la sortie de contrôleur est triangulaire formé avec la largeur de 1 sur l'univers normal du discours.

Dans les deux cas on a utilisé le même contrôleur flou directe.

➤ **Les règles d'inférences de base :**

		Ce				
		PB	PS	ZE	NS	NB
e	PB	NB	NB	NB	NS	ZE
	PB	NB	NB	NS	ZE	PS
	ZE	NB	NS	ZE	PS	PB
	NS	NS	ZE	PS	PB	PB
	NB	ZE	PS	PB	PB	PB

Table3.1 : de règles d'inférence.

III.3.3. Le modèle flou inverse :

Les entrées de contrôleur flou inverse sont l'erreur et le changement d'erreur de poursuite.

Avec 5 ensembles flous.

Les gains de normalisation de contrôleur pour l'erreur, le changement de l'erreur et la sortie de contrôleur sont choisis $g_{ye} = 0.01$, $g_{yc} = 1.6$ et $g_p = 0.13$, respectivement.

III.4. Résultats de simulation pour le canal longitudinale :

Pour le mouvement longitudinal, le signal de référence son l'altitude $h=100$ mètres

pendant 150 secondes, les résultats de simulation sont donnés sur les figures suivantes :

❖ **Règles d'inférence en utilisant les centres des fonctions d'appartenances de la sortie :**

- **Cas déterministique (sans le modèle de Dryden):**

Règles de base initiale :

$$\begin{bmatrix} -1 & -1 & -1 & -0.5 & 0 \\ -1 & -1 & -0.5 & 0 & 0.5 \\ -1 & -0.5 & 0 & 0.5 & 1 \\ -0.5 & 0 & 0.5 & 1 & 1 \\ 0 & 0.5 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix}$$

❖ **Après adaptation** : on obtient les règles de base suivantes :

Les règles de base de modèle nominale :

$$\begin{bmatrix} -1.0000 & -1.0000 & -1.0000 & -0.5000 & 0 \\ -1.0000 & - & - & . & 0.5000 \\ -1.0000 & - & . & . & 1.0000 \\ -0.5000 & . & . & . & 1.0000 \\ 0 & . & . & . & . \end{bmatrix}$$

Les règles de base de modèle perturbé :

$$\begin{bmatrix} -1.0000 & -1.0000 & -1.0000 & -0.5000 & 0 \\ -1.0000 & - & - & - & 0.5000 \\ -1.0000 & - & . & . & 1.0000 \\ - & - & . & . & 1.0000 \\ . & . & . & . & . \end{bmatrix}$$

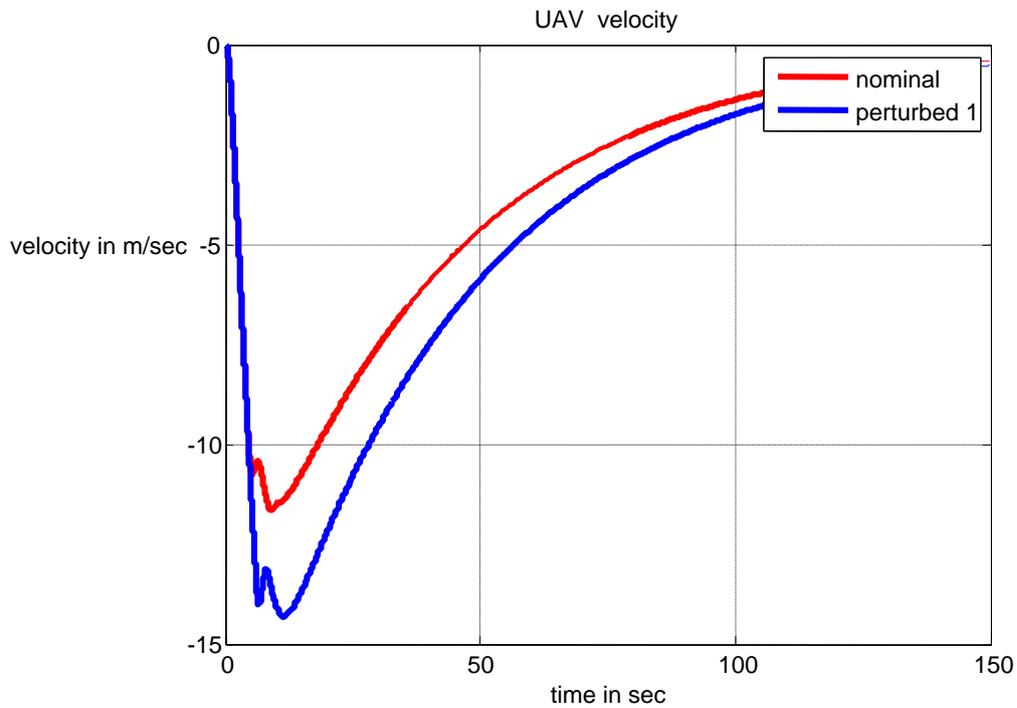


Fig 3.1 : Les courbes de vitesse nominale et perturbé.

D’après les résultats obtenus, nous remarquons que la vitesse perturbée suit la vitesse nominale avec un écart et ils tendent vers zéro.

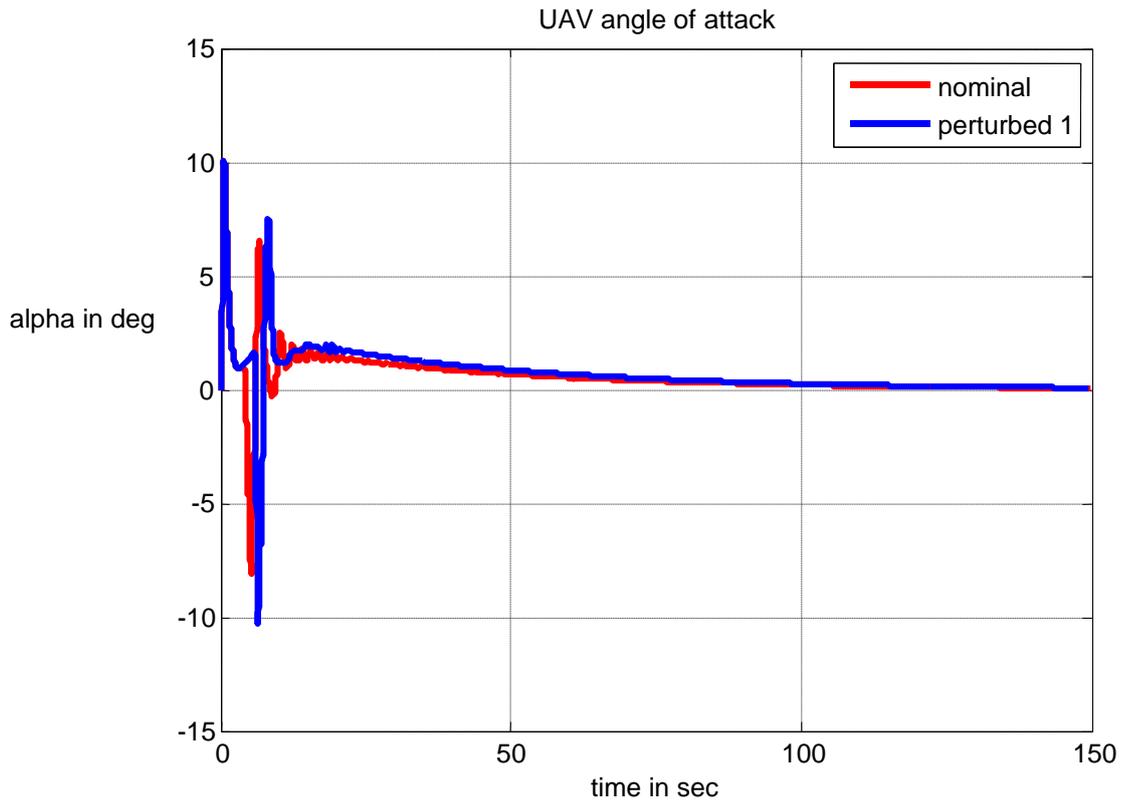


Fig 3.2 : Les courbes de l'angle d'attaque pour les deux modèles.

Nous remarquons que les deux systèmes sont oscillants au début, après ils convergent vers zéros.

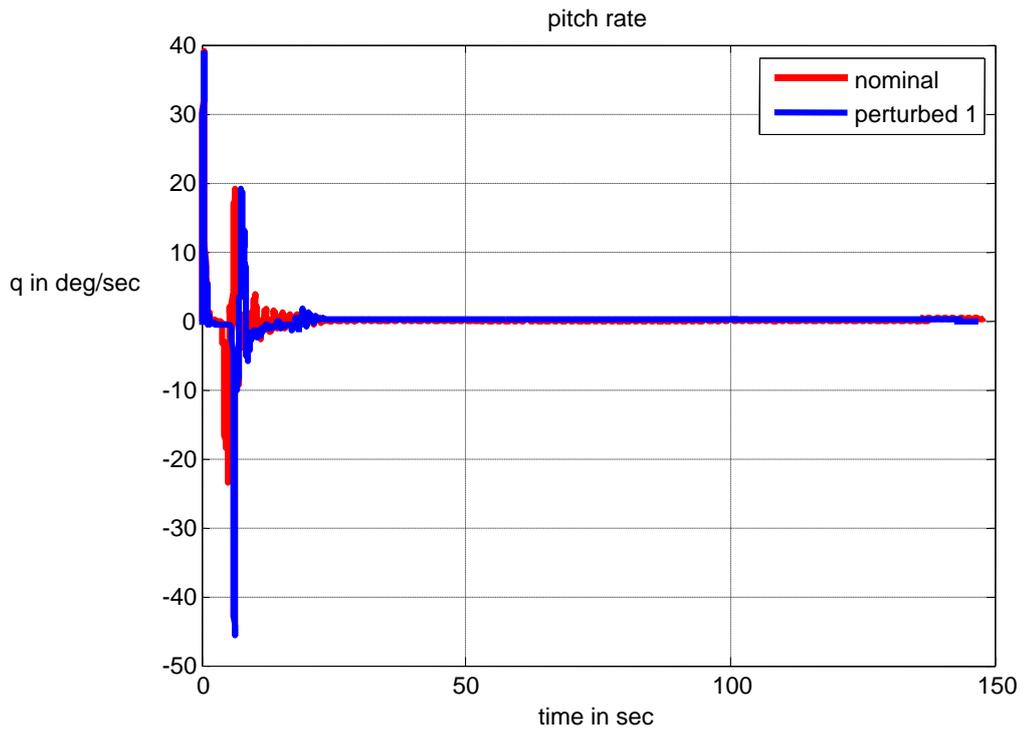


Fig 3.3 : les courbes de variation de tangage.

D'après la figure, on constate que la variation de tangage pour les deux systèmes se stabilise à zéros après oscillations à cause des perturbations et les bruits qui mènent le nez vers le haut ou le bas.

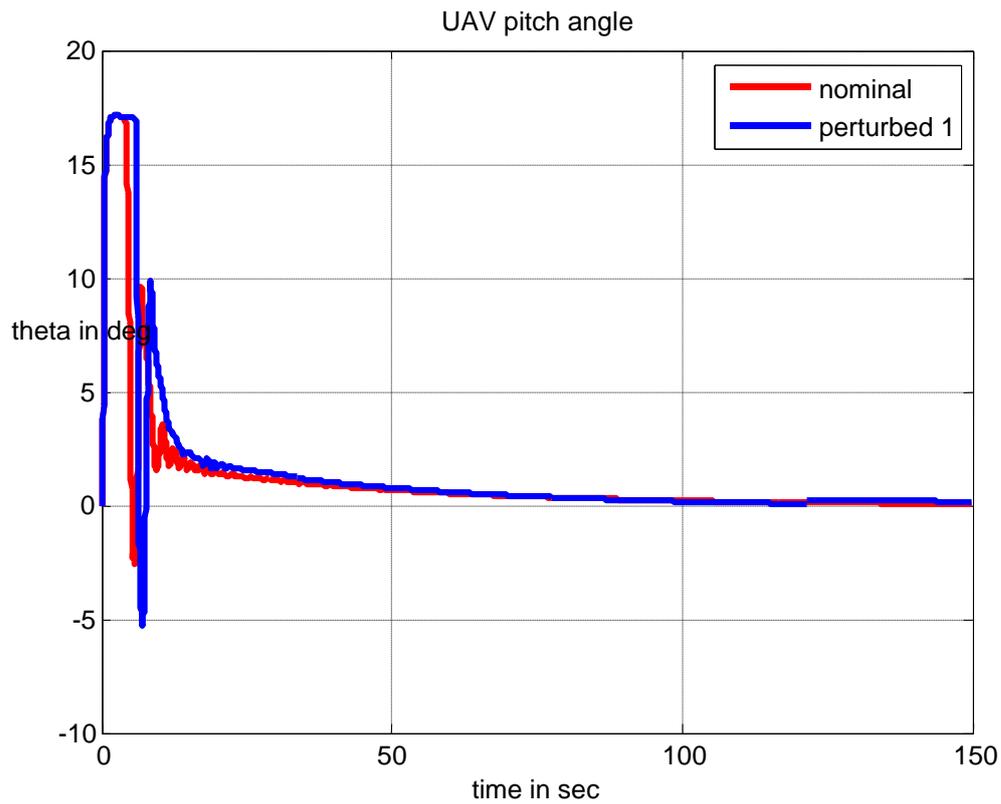


Fig 3.4 : Les courbes de l'angle de tangage

D'après la figure, on constate que l'angle de tangage pour les deux systèmes se stabilise à zéros après oscillations à cause des perturbations et les bruits qui mènent le nez vers le haut ou le bas.

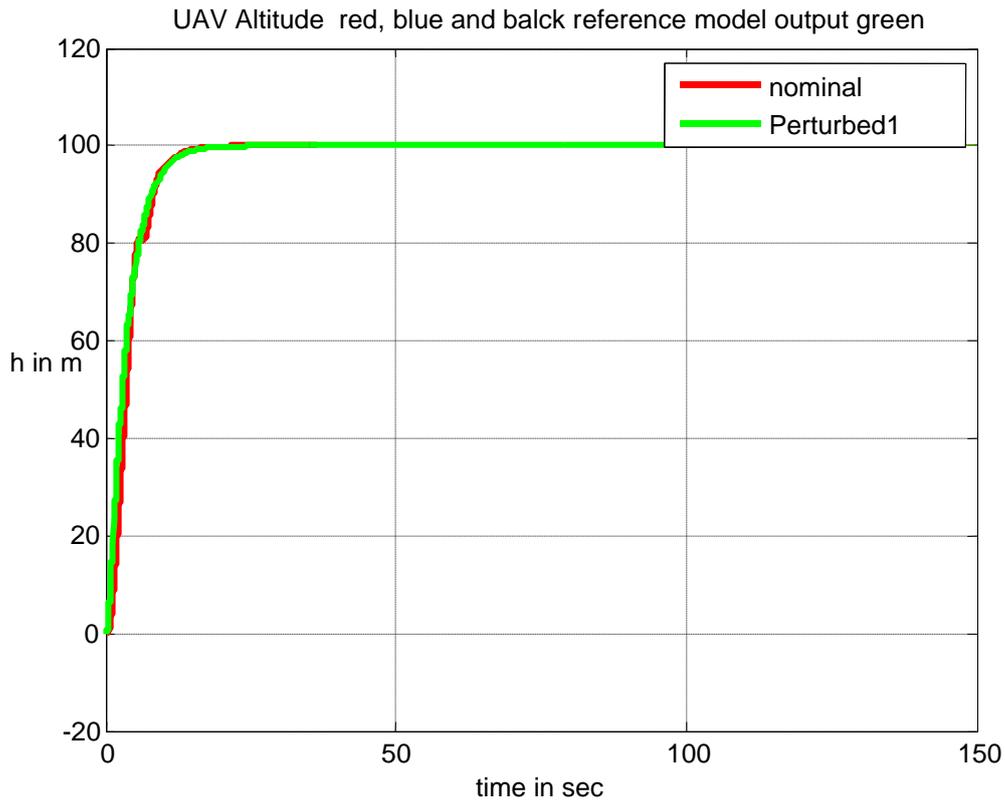


Fig 3.5 : Les courbes des altitudes.

On remarque dans cette figure que le modèle nominale suit le modèle de référence, il atteint la consigne, tel que $H_{ref} = 100\text{m}$.

- **Cas stochastique (en présent de modèle de Dryden) :**

Règles de base initiale :

$$\begin{bmatrix} -1 & -1 & -1 & -0.5 & 0 \\ -1 & -1 & -0.5 & 0 & 0.5 \\ -1 & -0.5 & 0 & 0.5 & 1 \\ -0.5 & 0 & 0.5 & 1 & 1 \\ 0 & 0.5 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix}$$

❖ **Après adaptation** : on obtient les règles de base suivantes :

Les règles de base de modèle nominale stochastique :

$$\begin{bmatrix} -1.0000 & -1.0000 & -1.0000 & -0.5000 & 0 \\ -1.0000 & - & - & . & 0.5000 \\ -1.0000 & - & . & . & 1.0000 \\ -0.5000 & - & . & . & 1.000 \\ 0 & . & . & . & . \end{bmatrix}$$

Les règles de base de modèle perturbé stochastique :

$$\begin{bmatrix} -1.0000 & -1.0000 & -1.0000 & -0.5000 & 0 \\ -1.0000 & - & - & . & 0.5000 \\ -1.0000 & - & . & . & 1.0000 \\ - & - & . & . & 1.000 \\ . & . & . & . & . \end{bmatrix}$$

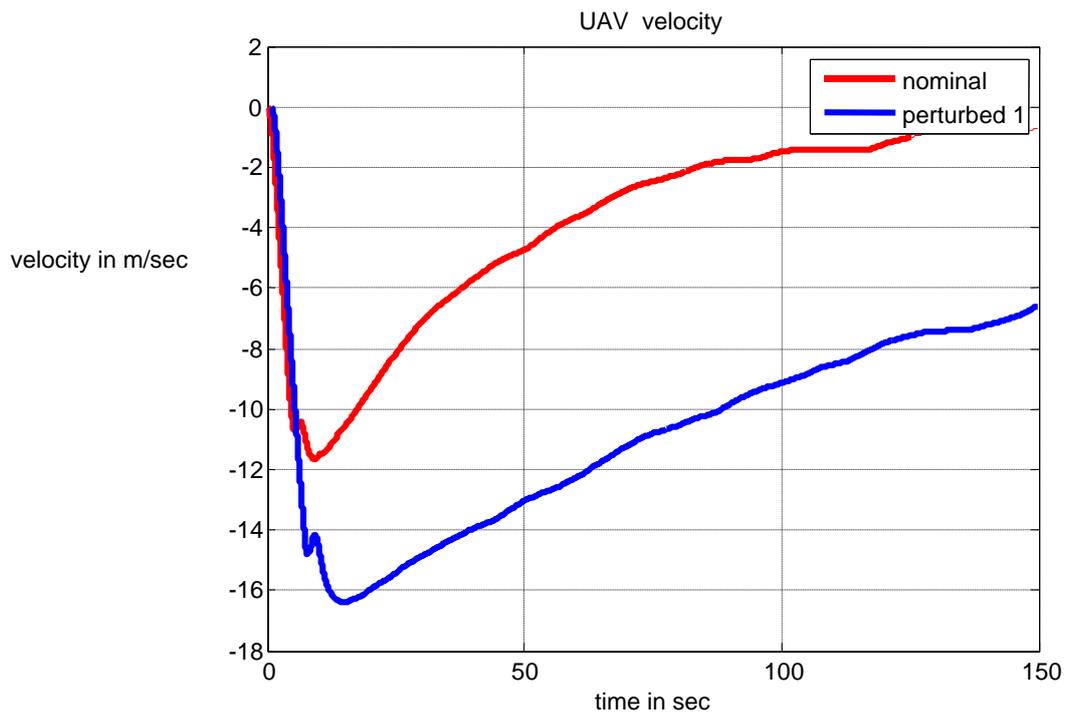


Fig 3.6 : la courbe des vitesses.

D'après les résultats obtenus, on remarque que la vitesse nominale de Dryden et celle perturbé tend vers zéro.

On remarque aussi la présence d'un écart important entre le modèle nominale de Dryden et ce lui perturbé qui est dû à la perturbation atmosphérique.

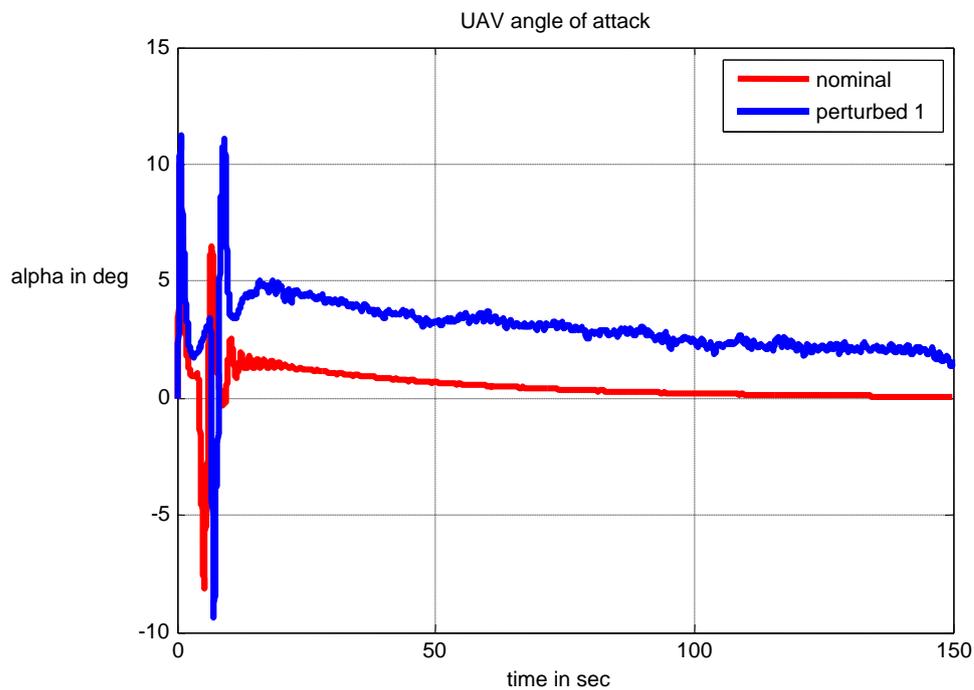


Fig 3.7 : le graphe d'angle d'attaque.

On passe aux angles, commençant par l'angle d'attaque, avant la perturbation le modèle de Dryden nominale se stabilise à zéro après oscillation.

Le modèle de Dryden perturbé converge aussi vers zéro avec des oscillations, avec un petit écart.

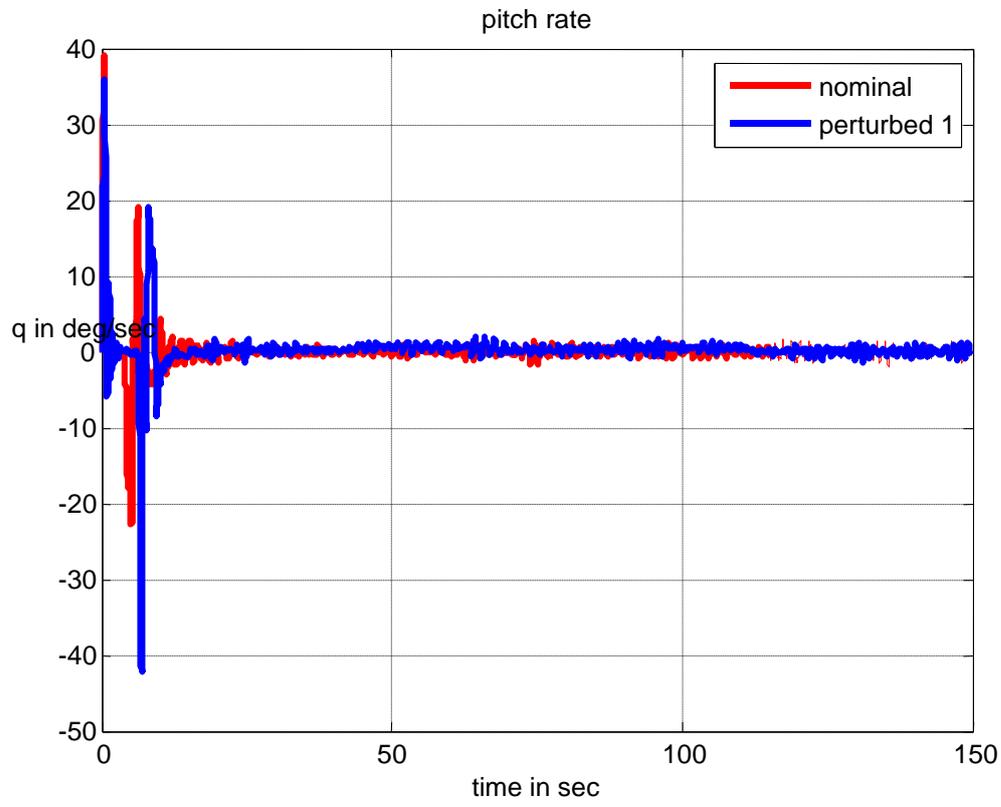


Fig 3.8: la courbe de variation de tangage.

Pour la variation de tangage, On obtient une réponse oscillatoire pour les deux modèles en présence des perturbations puis tend vers zéros avec des petit dépassements.

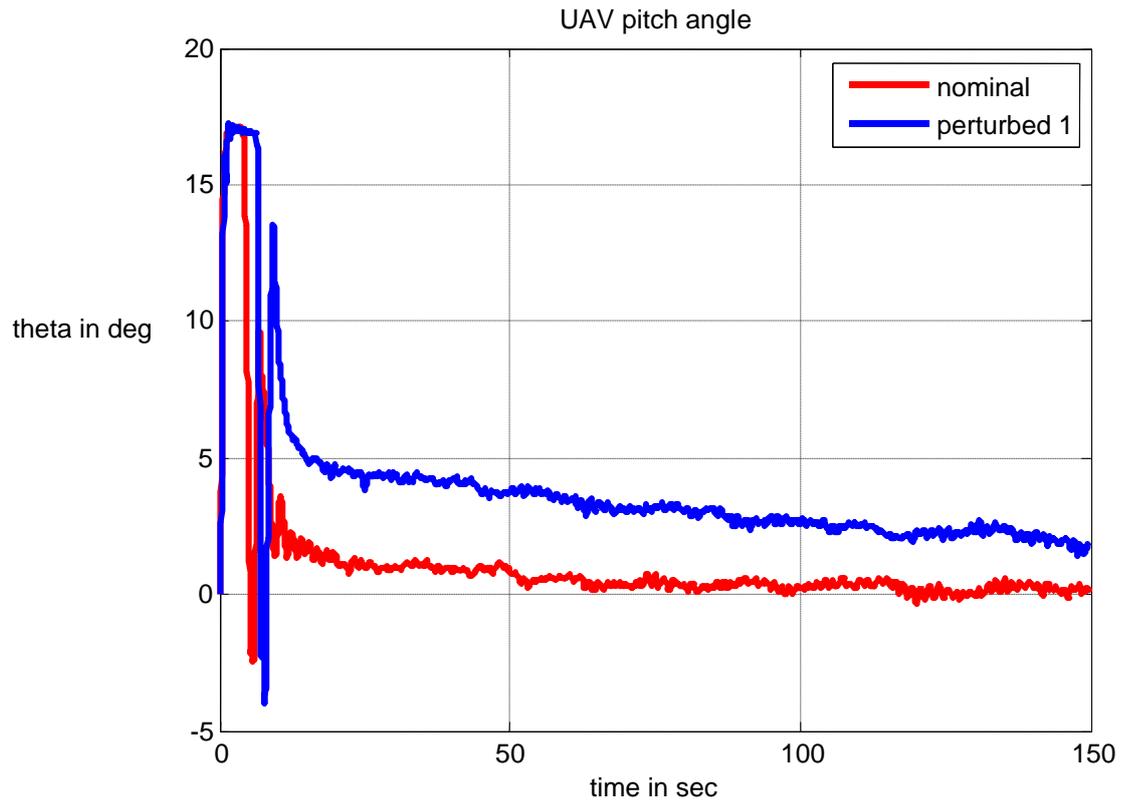


Fig 3.9 : La courbe d'angle de tangage.

Cette figure représente l'angle de tangage qui est proportionnel aux taux de variation de tangage. On observe un écart entre le modèle de Dryden nominale et Dryden perturbé.

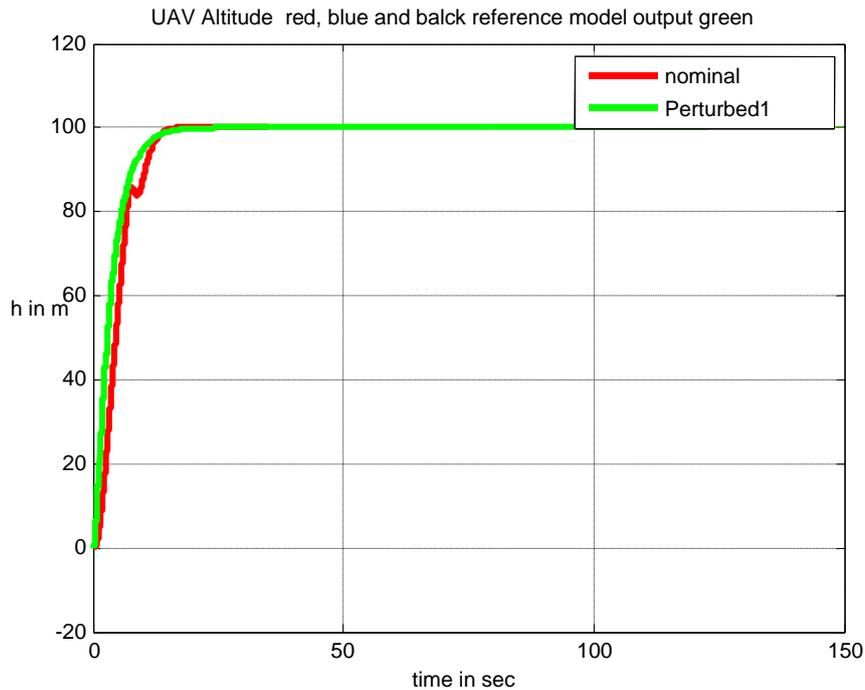


Fig 3.10 : Altitude pour le modèle nominal et perturbé.

Le modèle de Dryden nominale et le modèle de Dryden perturbé suit toujours le modèle de référence.

Conclusion :

L'introduction des perturbations externe et, fait perdre certaines performances telle que la rapidité, précision ...etc, mais le contrôleur fait toujours en sorte que le drone soit stable et maintienne les sorties (réponses) prêt des consignes.

La simulation nous a permis de confirmer l'efficacité de correcteur sur le modèle nominal et le perturbé. Le modèle en boucle fermée est toujours stable, ce qui prouve qu'on a utilisé un bon correcteur.

Conclusion générale :

Dans ce travail, nous avons abordé le domaine de l'aérodynamique et la mécanique du vol avec le rappel des principes de base. Après avoir obtenu le modèle non linéaire puis linéaire de canal longitudinale d'un drone

En second lieu, nous avons donné quelques rappels théoriques sur la logique floue et la représentation d'un régulateur flou et de ses différents constituants, ainsi que l'application de la logique floue a la commande des systèmes, nous avons appliqué la commande par la logique floue sur un drone.

En suite nous avons passé à La commande FMRLC qui est basé essentiellement sur l'apprentissage floue. Apres cela, nous avons expliqué le rôle de chaque partie du FMRLC dans le processus de l'apprentissage et l'ajustement de la base connaissance pour suivre le modèle de référence.

En dernier, nous avons présenté les résultats de simulation pour le canal longitudinale.

Au terme de ce travail, nous pouvons conclure que la logique floue et la commande adaptative s'avère très efficace dans le contrôle de processus complexes.

REFERENCES

- [1] B. Etkin : “ Dynamics of atmospheric flight ”.Wiley, 1972
- [2] Hansruedi BUHLER :“ Réglage par logique floue ”, presses polytechniques et universitaires romandes, 1994.
- [3] BOURLES. H : “ Systèmes linéaires, de la modélisation à la commande ”
Paris, Hermès Sciences Publication, 2006.
- [4] S. N. Sivanandam, S. Sumathi and S. N. Deepa: “ Introduction to Fuzzy Logic using MATLAB”, Library of Congress, 1965, 441 p
- [5] Fuzzy Logic Toolbox™ User’s Guide
R2014a
- [6] A.A. TUNIK, M.A. TOUAT: “Hard and Soft Computing inThe Robust Flight Control Systems”, December 2006, 179p.
- [7] Jeffery R. Layne and Kevin M. Passino: “ Fuzzy Model Reference Learning Control”,
Journal of Intelligent and Fuzzy Systems,1996, pp. 33–47.
- [8] J. R. Layne and K. M. Passino, “Fuzzy model reference learning control for cargo ship steering”, IEEE Control Systems Magazine, 1993.
- [9] J. Roskam “ Airplane flight dynamics and automatic flights control”,
DARcorporation ,1998, 780 p.

Résumé :

Dans ce mémoire, on va s'intéresser d'abord au rappel des principes de base de l'aérodynamique et de la mécanique du vol pour obtenir le modèle non linéaire puis linéaire d'un drone. Pour faire l'étude de la dynamique longitudinale en vue de synthétiser une commande à base de logique floue qu'on appellera FMRLC. Cette commande est faite à base d'un contrôleur flou proportionnelle dérivé.

Mots clés: FMRLC "fuzzy model reference learning controller", FLC "fuzzy logic controller", AGs algorithmes génétiques, PD "proportionnelle dérivé".