

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

UNIVERSITE MOULOU D MAMMERRI DE TIZI-OUZOU



FACULTE DE GENIE ELECTRIQUE ET D'INFORMATIQUE
DEPARTEMENT D'AUTOMATIQUE

Mémoire de Fin d'Etude de MASTER ACADEMIQUE

Spécialité : Commande des systèmes

Présenté par

Younes HADJERES
Mokrane KHELID
Mohand HAMMADI

Mémoire dirigé par M. M A TOUAT

Thème

Commande Robuste d'un drone par la logique Floue : approche LMI

Mémoire soutenu publiquement le Juillet 2015 devant le jury composé de :

M. A. MAIDI

MCA, UMMTO, Président

M. M A. TOUAT

MCB, UMMTO, Encadreur

M. R. MELLAH

MCA, UMMTO, Examineur

M. R.KARA

MCA, UMMTO, Examineur

Remerciements :

Nous tenons en premier lieu à remercier le bon Dieu pour le courage et la patience qu'il nous a donné afin de mener à bien ce travail.

Nous remercions vivement notre promoteur M. TOUAT M.A pour son aide, ses orientations, sa présence ainsi que ces précieux conseils.

Nous remercions les membres du jury qui nous ont fait l'honneur d'évaluer ce travail.

Nous remercions tous ceux qui ont contribué de près ou de loin à l'élaboration de ce mémoire.

Dédicace :

A Ceux qui ont fait de moi la personne que je suis aujourd'hui : mes très chers parents, que dieu les récompense et les garde.

A ma mère qui m'a éclairée mon chemin et qui m'a encouragé et soutenue tout au long de mes études.

A mes frères « Ahmed » & « Ali »

A tous mes amis qui m'ont soutenu de près ou de loin,

A tous mes camarades

A tous ceux que je porte dans mon cœur.

Younes

Dédicace :

A Ceux qui ont fait de moi la personne que je suis aujourd'hui : mes très chers parents, que dieu les récompense et les garde.

A ma mère qui m'a éclairée mon chemin et qui m'a encouragé et soutenue tout au long de mes études.

A mes frères et sœurs et toute ma famille

A tous mes amis qui m'ont soutenu de près ou de loin,

A tous mes camarades

A tous ceux que je porte dans mon cœur.

Mohand

Dédicace :

A Ceux qui ont fait de moi la personne que je suis aujourd'hui : mes très chers parents, que dieu les récompense et les garde.

A ma mère qui m'a éclairée mon chemin et qui m'a encouragé et soutenue tout au long de mes études.

A mon frère « Lyes »

A mes sœurs « Nora », « Dehbia » et « Fatiha »

A mon neveu et nièces

A tous mes amis qui m'ont soutenu de près ou de loin,

A tous mes camarades précisément « Ferroudja »

A tous ceux que je porte dans mon cœur.

Mokrane

SOMMAIRE

Remerciement	
Dédicace	
Sommaire	
Introduction générale.....	10
<u>Chapitre I: la Dynamique du vol.....</u>	13
Introduction	13
I.1 Brève description des drones	13
I.2 Classification des drones	14
I.3 Caractéristiques de l' Aérosonde	14
I.4 Principe de vol	16
I.5 Surfaces de commandes	17
I.6 Etudes de la dynamique du vol	19
I.6.1 Les repères	19
I.6.2 Les équations de mouvement d'un aéronef	20
I.7 Linéarisation avec des petites variations	25
I.7.1 Modèle longitudinale	26
I.7.2 Modèle latéral	26
I.8 Représentation des perturbations atmosphériques	27
a. Modèle de turbulences longitudinale	27
b. Modèle de turbulences latéral	30
I.9 Modèle linéaire de l' Aérosonde « Mark3 »	31
a. Canal longitudinale	31
b. Canal latérale.....	34
Conclusion	37
<u>Chapitre II : La Logique Floue.....</u>	39
Introduction.....	39
II.1 Définition	39

II.2 Historique	39
II.3 Comparaison entre la logique floue et logique classique.....	40
II.4. Les sous-ensembles flous.....	40
II.4.1 : Définition	40
II.4.2 .Caractéristiques d'un sous-ensemble flou	41
II.4.3. Opérations sur les sous ensembles flous	41
II.4.4. Opérateurs logiques flous les plus utilisés.....	43
II.5. Raisonnement en logique floue	44
II.5.1. Variable linguistique	44
II.5.2 .Fonction d'appartenance	44
II.5.3 .Propositions flous.	46
II.5.4 .Implications flous	47
II.6. Commande floue.....	49
II.6.a. Fuzzification	50
II.6.b. Règles flous	50
II.6.c. Inférence floue	51
II.7. Défuzzification	53
II. 7.a Défuzzification par centre de gravité.....	53
II. 7.b Défuzzification par centre maximum	54
II. 7.c Défuzzification par valeur maximum.....	54
II. 7.d Défuzzification par la somme pondérée	54
II.8. Différents types de régulateurs flous	54
II. 8.a. Régulateur de type Mamdani	54
II. 8.b Régulateur de type Sugeno	56
II.9. La logique floue type 1 et type 2	56
II. 10. le concept des ensembles flous type 2	57
II. 11. La structure du système flou type 2	57
II. 12. Déffuzzification	59
Conclusion.....	59

<u>Chapitre III : Compensation Parallèlement Distribuée.....</u>	61
Introduction.....	61
III.1. Approximation du modèle N.L par le modèle Sugeno	61
III.2. Construction du contrôleur pour la $i^{\text{ème}}$ règle.....	66
III.3. Etude de la stabilité du régulateur flou en utilisant l'approche LMI	67
III.3.1 : Problème LMI	67
III.3.2 Condition de stabilité	67
III.4. Formulation du problème LMI	68
Conclusion.....	68
<u>Chapitre IV : Résultats de simulation et interprétation.....</u>	70
Introduction	70
IV.1. Bloc Simulink sans perturbation atmosphérique.....	70
IV.2. Bloc Simulink avec perturbation atmosphérique.....	79
IV.3. Interprétation des résultats	87
IV.4. la solution du problème LMI.....	88
Conclusion	89
Conclusion générale	91
Références et bibliographies	

Introduction générale

Introduction générale

L'apparition des premiers drones, véhicules volants sans pilote à bord, date de la fin de la seconde guerre mondiale. Ces derniers étaient utilisés à des fins militaires pour l'entraînement au combat, ensuite employés pour des missions de reconnaissance dans les années 1960, leur utilisation pour des missions de surveillance s'est ensuite répandue lors de nombreux conflits. Depuis, de nombreux drones ont été développés et utilisés dans le domaine civil.

Les applications sont multiples : localisation de victimes lors de catastrophes naturelles, supervision du trafic routier, prises de vues de bâtiments ou d'ouvrages d'art pour la maintenance.

On peut définir le drone comme étant un aéronef qui évolue sans présence humaines à bord. C'est sa première qualité. Toute notion de risque pour un équipage est en effet supprimée dans le cadre de mission civile ou militaire dangereuses ou physiologiquement difficiles ou pénibles. Il est donc d'une grande utilité lorsque la présence humaine à bord de l'aéronef n'apporte pas de plus de valeur ou quand dangerosité est très élevée. Et même s'il est prouvé que sa mise en œuvre exige plusieurs personnes au sol, le drone se montre également économique en personnel naviguant, en temps de formation et d'entraînement. Sa souplesse d'opération et son efficacité lui permettent d'accéder au site à survoler dans les meilleures conditions pour l'observation, la transmission et l'exploitation de données. Les récents théâtres d'opérations militaires ont déjà démontré l'efficacité des drones sur le plan de la surveillance et du renseignement, du support au combat, et demain sans doute au combat proprement dit. Dans le domaine civil, les drones ont un fort potentiel : étude scientifique, surveillance d'urgence (incendies, avalanches, sauvetages...). Les applications sont nombreuses et susceptible d'apporter une réponse pertinente au besoin d'un large éventail d'utilisateurs, public et parapublic, mais aussi dans le secteur privé (bâtiments, télécommunications, prospection minière et pétrolière...). Quand la présence de l'homme à bord s'avère inutile ou dangereuse, le drone semble donc la solution idéale.

Le drone est assigné à être autonome tout au long de son vol et à exécuter sa mission, mais le plus grand problème réside dans la complexité de son modèle non linéaire et la présence de perturbations atmosphériques qui rendent difficile la conception d'une loi de commande simple afin de contrôler son mouvement et d'exécuter sa mission. A cet égard, une

Introduction Générale

méthode de conception d'une loi de commande robuste basée sur la logique floue, en présence et en absence de rafales de vent, sera étudiée tout au long de ce mémoire.

La méthode utilisée pour la synthèse du régulateur peut être divisée en deux parties : la première tâche consiste à concevoir un contrôleur flou type Sugeno, tandis que la deuxième partie est dédiée à la « Robustification » de la boucle en utilisant l'optimisation LMI.

Le premier chapitre présente les 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 du drone.

Dans deuxième le chapitre les concepts nécessaires à la bonne compréhension de la logique floue sont présentés. Pour cela ce dernier est principalement consacré à la théorie des ensembles flous. Le principe de la commande floue est ensuite abordé en présentant les différents types de régulateurs flous et en explicitant les éléments constitutifs de chaque type.

Le troisième chapitre est consacré à la synthèse du régulateur flou et la formulation du problème sous forme LMI.

Dans le quatrième chapitre on présentera les résultats de simulation en présence et absence des turbulences atmosphériques

Enfin, le bilan des travaux réalisés sont donnés en conclusion.

Chapitre I

Introduction :

Durant les dernières années, l'utilisation des drones dans différents domaines a pris une large attention de la part de la communauté scientifique. Différentes missions ont été assignées à ces véhicules afin de prouver leur efficacité. Les drones ont été conçus pour intervenir dans des zones à risques ou dangereuses où l'intervention de l'homme n'est pas nécessaire. Pour cela la maîtrise et la bonne connaissance du modèle mathématique du vol permettent la synthèse d'une loi de commande permettant d'assurer l'accomplissement de la mission assignée en assurant la robustesse et les performances souhaitées ou bien attendues.

I.1 Brève description des drones :

Le drone ou (en anglais UAV Unmanned Aerial Vehicles) est un véhicule aérien sans pilote, télécommandé ou programmé. Il peut donc être conçu comme un avion à voilure fixe, un hélicoptère ou même une fusée. Il sert, d'une manière générale, pour des missions de surveillance du champ de bataille, d'acquisition des renseignements 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 des 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 (missile, 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 au sol de commande ainsi que de liaisons de données entre les différentes parties 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.2 Classification des drones :

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 qui 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 : [2]

- 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 (multi-charges multi-missions ou MCMM lents) ;
- les drones rapides basse altitude (MCMM rapides) ;
- les drones maritimes tactiques (DMT).

Dans notre projet on s'intéresse à l'étude du drone de type Aerosonde « Mark 3 ».

I.3 Caractéristiques de l'Aerosonde :

La configuration de base de l'Aerosonde est comme « poussoir », en anglais « pusher », avec le moteur derrière, cette conception présente quelques limitations aéronautiques mais a l'avantage principal qui est d'éviter la contamination des instruments par les gaz dégagés par le moteur. La table suivante récapitule les caractéristiques de l'Aerosonde « mark 3 ». Le

véhicule est autonome et facilement programmé pour exécuter des missions désirées pour l'utilisateur. L'Aerosonde fonctionne en mode complètement autonome exercée par des opérateurs locaux ou d'un centre qui peut être à plusieurs milliers de kilomètres. Le drone a été testé et a mené des opérations dans divers conditions météorologiques.[3]

<i>Spécifications</i>	
Poids, envergure d'aile	13-15 kilogrammes, 2.9m
Moteur	24 cc, carburant a injecté le type de H
Poids du carburant max	5kilogrammes
Navigation	GPS
Distance max de communication Bonde UHF	180m
Energie générée à bord	Générateur maxon délivrant 18V DC, 1Amp et 40W
Temps de vol maximal	250 heures
Performances	
Vitesse de : translation, élévation	Translation 18-32 ms ⁻¹ , élévations > 2.5 ms ⁻¹
Endurance	20 h à 30 h, 2000 à 3000 km
Altitude	100 → 7000 m
Charge utile	Maximum 5 kg ~ résistance de 10 heures. 2 kilogrammes maximum de ~ résistance de 30 heures

Tableau 1.1 : caractéristiques de l'Aerosonde « Mark3 »



Figure 1.1. Drone Aerosonde Mark 3

I.4 Principe de vol :

Lorsqu'un corps est plongé dans un fluide en mouvement (relatif), des lignes de courant se créent sur sa périphérie (Figure 1.2). Si la distribution de ces lignes est asymétrique, il résulte alors d'après le théorème de Bernoulli une différence de pression sur les deux côtés du corps. D'où une force orientée de la haute pression vers la basse pression L qu'on appelle « portance ». La force de résistance au déplacement D quant à elle, est appelée « trainée ».

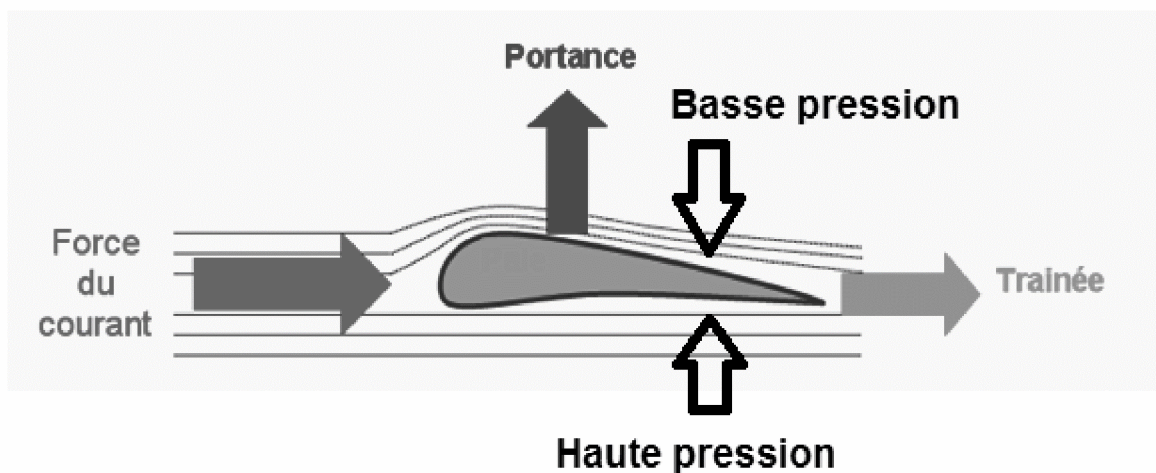


Figure 1.2. Les forces aérodynamiques agissant sur une aile

I.5 Surfaces de commandes :

Tout objet volant possède des surfaces de commande ou d'autres moyens de générer des forces et des moments nécessaires pour la commande sur trois axes. Pour la plupart des aéronefs on peut distinguer en général quatre surfaces de commande qui prédominent le mouvement longitudinale, latérale et transversal. [4][5].

Les surfaces de commandes utilisées dans ce mémoire sont :

Ailerons : la surface est située sur les ails, elle engendre des moments autour de l'axe des roulis. Le mouvement de roulis d'un drone est contrôlé par des inclinations 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 une inclinaison à droite de l'appareil (et inversement pour une inclinaison à gauche).

Empennages de profondeur (Elevator) : situé sur l'arrière horizontal, engendrent des moments autour de l'axe de tangage pour contrôler le tangage et défaire l'altitude , les autres grandeurs qui dépendent de l'angle de tangage : lorsque le drone est tiré vers l'arrière, la gouverne de profondeur est commandée dans le sens haut, provoquant la rotation de l'avion autour de l'axe de tangage (Y) (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 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) : Située à l'arrière verticale, engendre des moments autour de l'axe lacet : le mouvement de lacet d'un drone est contrôlé par la gouverne de direction. En voulant se diriger à gauche, la gouverne de direction se pivote vers la gauche, ce qui entraîne une dépression de coté droit de la gouverne et la rotation de l'avion autour de l'axe 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 ou 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 d'oxygène lors de la combustion, afin de générer la poussée et la portance nécessaires lors du vol [décollage, atterrissage]

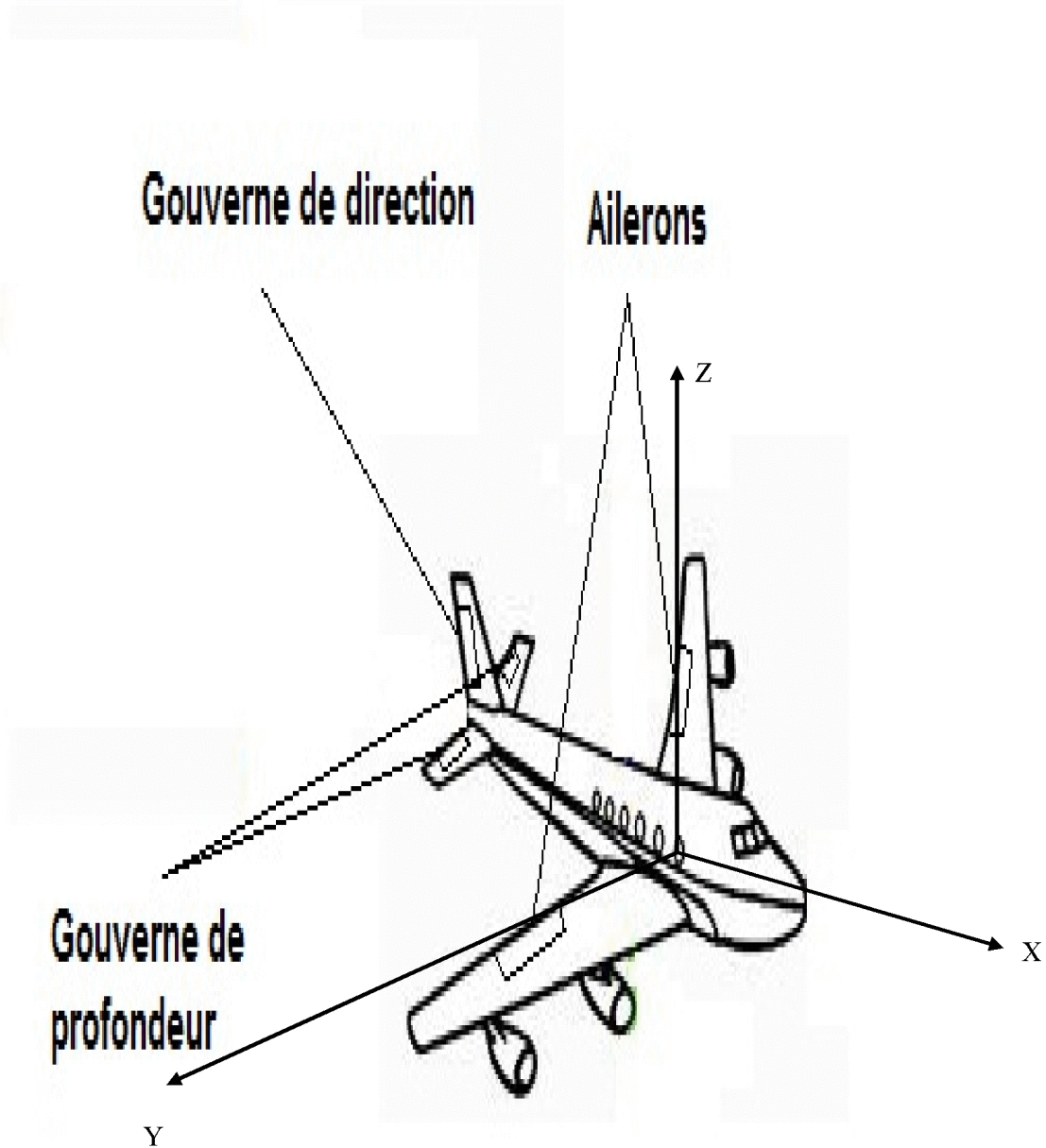


Figure.1.3 : Surfaces de commandes

I.6 Etudes de la dynamique du vol :

I.6.1 Les repères :

Considérons que le drone est un corps rigide, la distance entre deux points de ce corps ne change pas durant ce 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 de l'origine O_E sera pris sur terre, l'origine de ce repère qui peut être confondu avec le centre de la terre, les axes sont orientés comme suit :[1]

- $O_E X_E$ vers le nord.
- $O_E Y_E$ vers l'est.
- $O_E Z_E$ 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 O_B est centre de gravité du drone, ces divers axes sont orientés comme suit :

- $O_B X_B$ vers le nez de drone.
- $O_B Y_B$ vers l'aile droite de drone.
- $O_B Z_B$ vers le bas suivant le vecteur gravitationnel.

La Figure 1.4 représente ces deux repères.

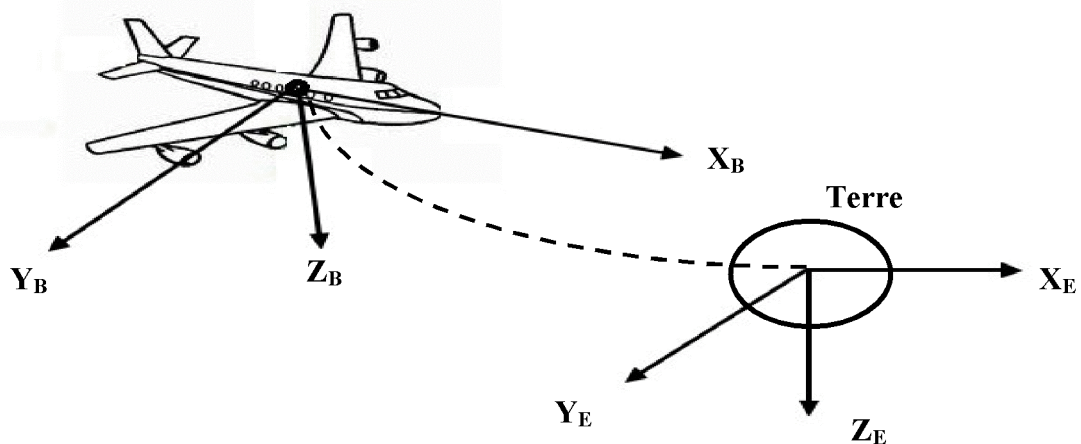


Figure.1.4 : représentation du système terre-drone et des deux repères

I.6.2 Les équations de mouvement d'un aéronef :

Pour diriger un objet en mouvement il suffit de lui appliquer des forces, des moments et/ou des accélérations au niveau de son centre de gravité. Ces forces peuvent être regroupées en fonction de leur origine les équations du col sont données dans cet ensemble d'équations non linéaire; les détails des équation régissant les mouvements de l'Aerosonde et leur implémentation dans des blocs Simulink sont données dans la référence :[6]

- origine inertielle, fonction des accélérations subies par la masse d'un drone ;
- origine propulsive, générée par le (ou les) moteur(s) de drone ;
- origine aérodynamique, induite par la vitesse de déplacement de l'aéronef.

I.6.2.1 Les équations de forces :

En appliquant le principe fondamental de la dynamique à un solide rigide, on obtient l'équation différentielle suivante:

$$\sum \vec{F}_{ext} = m \vec{a} \quad (1.1)$$

$$\sum \vec{F}_{ext} = m \frac{d\vec{V}}{dt_{terre}} \quad (1.2)$$

\vec{a} : Vecteur d'accélération ou (a_x, a_y, a_z) .

\vec{F} ; Vecteur de force $(\vec{F}_x, \vec{F}_y, \vec{F}_z)$

m : La masse du solide.

V : Vecteur de vitesse de son centre de gravité.

X : Produit vectoriel

$$m \frac{d\vec{V}}{dt_{terre}} = m \frac{d\vec{V}}{dt_{avion}} + m(\vec{\Omega} \times \vec{V}) \quad (1.3)$$

$\vec{\Omega}$: Vecteur de vitesse de rotation (p, q, r) .

On a :

$$\vec{V} = u\vec{i} + v\vec{j} + w\vec{k} \quad (1.4)$$

$$\frac{d\vec{V}}{dt} = \frac{du}{dt}\vec{i} + \frac{dv}{dt}\vec{j} + \frac{dw}{dt}\vec{k} \quad (1.5)$$

$$\vec{\Omega} = p\vec{i} + q\vec{j} + r\vec{k} \quad (1.6)$$

Détails sur le produit vectoriel

$$\vec{V} \times \vec{\Omega} = \begin{pmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ u & v & w \\ p & q & r \end{pmatrix} = (vr - qw)\vec{i} - (ur - pw)\vec{j} + (uq - pv)\vec{k} \quad (1.7)$$

A partir de ces équations on peut exprimer les forces sur chaque axe:

$$F_x = mg \sin \theta + m(\dot{u} + qw - vr) \quad (1.8)$$

$$F_y = -m \cos \theta \sin \phi + m(\dot{v} + ur - pw) \quad (1.9)$$

$$F_z = -mg \cos \phi \cos \varphi + m(\dot{w} + pv - uq) \quad (1.10)$$

D'où les expressions des accélérations :

- sur l'axe OX :

$$\dot{u} = rv - qw - g \sin \theta + \frac{1}{m}(X_{aero} + X_{prop}) \quad (1.11)$$

- sur l'axe OY :

$$\dot{v} = pw - ru + g \sin \phi \cos \theta + \frac{1}{m}(Y_{aero} + Y_{prop}) \quad (1.12)$$

- sur l'axe OZ :

$$\dot{w} = qu + g \cos \theta \cos \varphi + \frac{1}{m}(Z_{aero} + Z_{prop}) \quad (1.13)$$

Ou :

Prop : propulsion.

Ces forces sont engendrées par la mécanique des fluides autour de l'avion (les forces aérodynamiques) et la force de propulsion.

I.6.2.2 Mouvement de rotation :

Pour un solide, le moment angulaire peut être défini comme suit :

$$H = V \times \Omega \quad (1.14)$$

Avec I c'est la matrice d'inertie et dans notre cas elle peut s'écrire :

$$I = \begin{pmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{pmatrix} \quad (1.15)$$

Avec I_{ii} qui signifie Moment d'inertie de masse et I_{ij} est le Produit d'inertie, $i \neq j$.

On obtient :

$$H_x = pI_x - qI_{xy} - rI_{xz} \quad (1.16)$$

$$H_y = -pI_{xy} + qI_y - rI_{yz} \quad (1.17)$$

$$H_z = -pI_{xz} - qI_{yz} + rI_z \quad (1.18)$$

En partant de cette équation du moment M :

Avec

$$\sum M = \frac{dH}{dt}_{\text{terre}} \quad (1.19)$$

$$\sum M = \frac{dH}{dt}_{\text{terre}} = \frac{dH}{dt}_{\text{avion}} + \Omega \times H \quad (1.20)$$

$$\sum M = \frac{dH}{dt}_{\text{terre}} = \frac{dH}{dt}_{\text{avion}} + \Omega \times I \times \Omega \quad (1.21)$$

Après le développement on obtient :

$$L = \frac{dH_x}{dt} + qH_z - rH_y \quad (1.22)$$

$$M = \frac{dH_y}{dt} + rH_x - pH_z \quad (1.23)$$

$$N = \frac{dH_z}{dt} + pH_y - qH_x \quad (1.24)$$

Avec L , M et N sont les moments des axes de roulis, tangage et de lacet respectivement.

Généralement les drones sont symétriques par rapport au plan XZ, ce qui engendre les conséquences suivantes :

- **Axe X :**

$$L = I_{xx}\dot{p} - (I_{yy} - I_{zz})qr - I_{yz}(q^2 - r^2) - I_{zx}(\dot{r} + pq) - I_{xy}(\dot{q} - rp) \quad (1.25)$$

- **Axe Y :**

$$M = I_{yy}\dot{q} + (I_{zz} - I_{xx})rp - I_{zx}(r^2 - p^2) - I_{xy}(\dot{p} + qr) - I_{yz}(\dot{r} - pq) \quad (1.26)$$

- **Axe Z :**

$$N = -I_{zz}\dot{r} - (I_z(I_{xx} - I_{yy})pq + I_{xy}(p^2 - q^2) - I_{yz}(\dot{q} + rp) - I_{zx}(\dot{p} - qr)) \quad (1.27)$$

I.6.2.3 Angles d'Euler

Les angles d'Euler sont les plus utilisés en aéronautique. Ils ont comme principaux avantages d'être faciles à lire et à comprendre pour un humain et de ne comporter que trois paramètres pour décrire une orientation. Par contre, leur principal défaut réside dans la singularité présente à des angles de tangage de $\pm 90^\circ$. C'est ce que l'on peut voir dans les équations qui décrivent le taux de changement des angles d'Euler en fonction des vitesses angulaires du drone (p, q, r) par rapport au référentiel local tangent.

$$\dot{\phi} = p + \tan(\theta)(q \sin(\phi) + r \cos(\phi)) \quad (1.28)$$

$$\dot{\theta} = q \cos(\phi) - r \sin(\phi) \theta \quad (1.29)$$

$$\dot{\psi} = q \sin(\phi) \sec \theta + r \cos(\phi) \sec \theta \quad (1.30)$$

$$\text{Ou : } \sec = \sin^{-1}(\cdot)$$

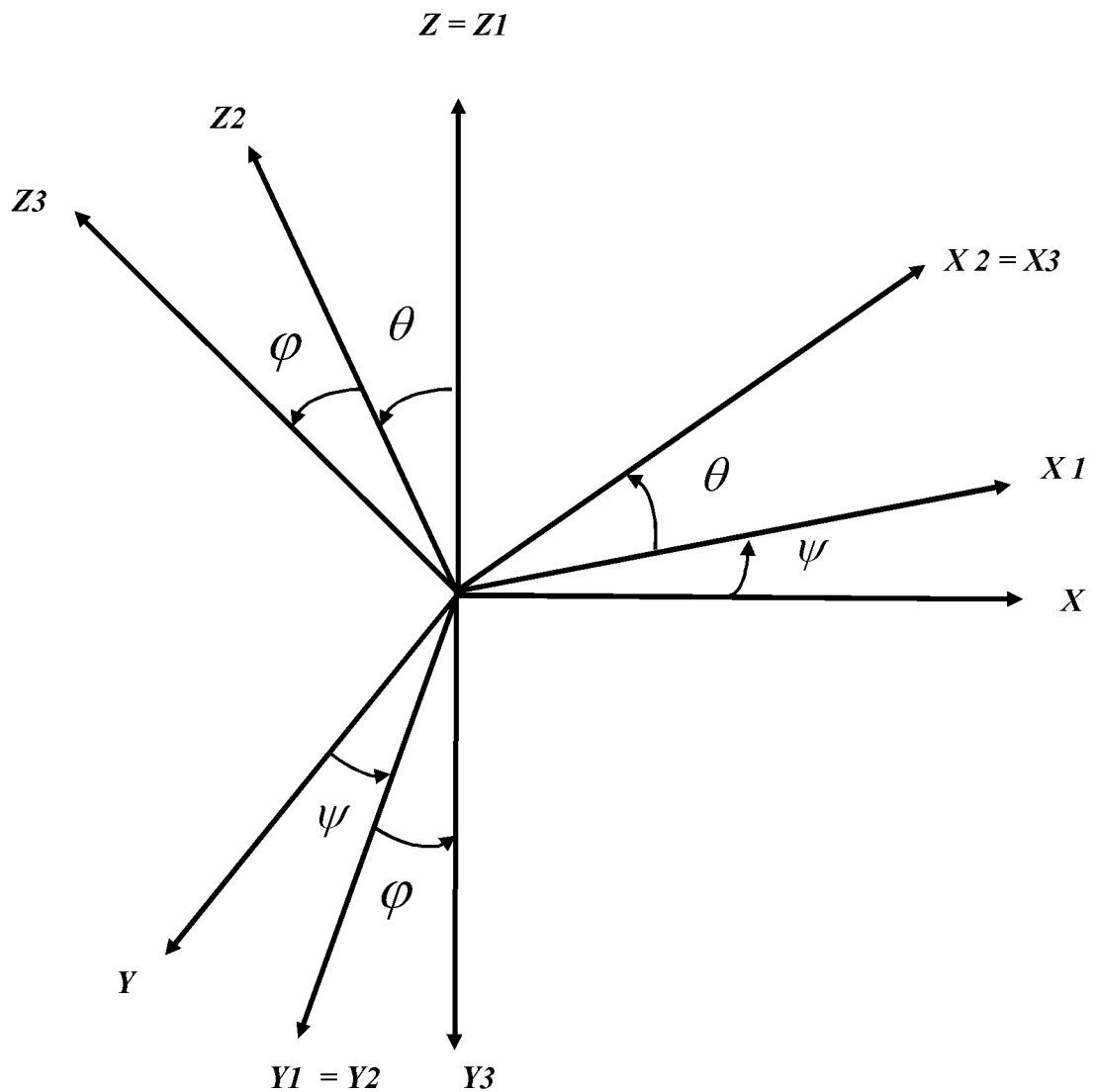


Figure 1.5 : repère des angles d'Euler

I.7 Linéarisation avec des petites variations :

Le développement de mouvement nécessite une méthode spécifique pour sa linéarisation, et nous choisissons le développement en série de Taylor les détails de cette méthode sont donnés dans la référence.[Automatic flight control][5][6]

I.7.1 Modèle longitudinale :

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \\ \dot{h} \\ \dot{\Omega} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_u & x_w & x_q - w_0 & g \cos \theta_0 & 0 & 0 \\ z_u & z_w & z_q + u_0 & g \sin \theta_0 & 0 & 0 \\ m_u & m_w & m_q & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & u_0 & 0 & 0 \\ \Omega_u & \Omega_w & 0 & 0 & \Omega_h & \Omega_\Omega \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \\ h \\ \Omega \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x & 0 \\ z & 0 \\ m & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & \Omega \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_E \\ \delta_{th} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_u & x_w & x_q - w_0 \\ z_u & z_w & z_q + u_0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_g \\ w_g \\ q_g \end{bmatrix}$$

Ou :

u: Vitesse de translation horizontale.

w: Vitesse de translation verticale.

q: Taux de variation de tangage.

θ : Angle de tangage.

h : Altitude.

Ω : Vitesse de rotation.

δ_E : Commande de l'empennage de profondeur.

δ_{th} : Commande de l'étrangleur du moteur.

I.7.2 Modèle latéral :

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y_v & y_p & y_r - u_0 & g & 0 \\ L_v & L_p & L_r & 0 & 0 \\ N_v & N_p & N_r & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} y & y \\ L & L \\ N & N \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} y_v & y_p & y_r - u_0 \\ L_v & L_p & L_r \\ N_v & N_p & N_r \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_g \\ p_g \\ r_g \end{bmatrix}$$

Ou :

V : vitesse latérale.

p : vitesse de variation de roulis.

r : vitesse de variation de lacet.

ϕ : Angle de lacet.

ψ : Angle de roulis.

δ_a : Commande des ailerons.

δr : Commande de gouverne de direction.

$[u_g, w_g, q_g, v_g, p_g, r_g]$: est donné dans ce qui suit

I.8 Représentation des perturbations atmosphériques :

a. Modèle de turbulences longitudinale :

Pour concevoir un correcteur fiable, il faut inclure le modèle mathématique de l'interaction du drone avec l'atmosphère et celui de la dynamique des actionneurs dans le modèle de vol de drone, et la figure 1. donne le modèle mathématique de l'atmosphère.

Dans notre étude nous avons utilisé le modèle de Dryden au lieu du modèle de Von Karman. Ce modèle est choisi pour la simplicité à la mise en œuvre [1]

u_g : représente la perturbation du vent par rapport à la composante de la vitesse longitudinale.

w_g : représente la perturbation du vent par rapport à la composante de la vitesse verticale.

q_g : représente la perturbation du vent par rapport à la composante de la vitesse de variation du tangage

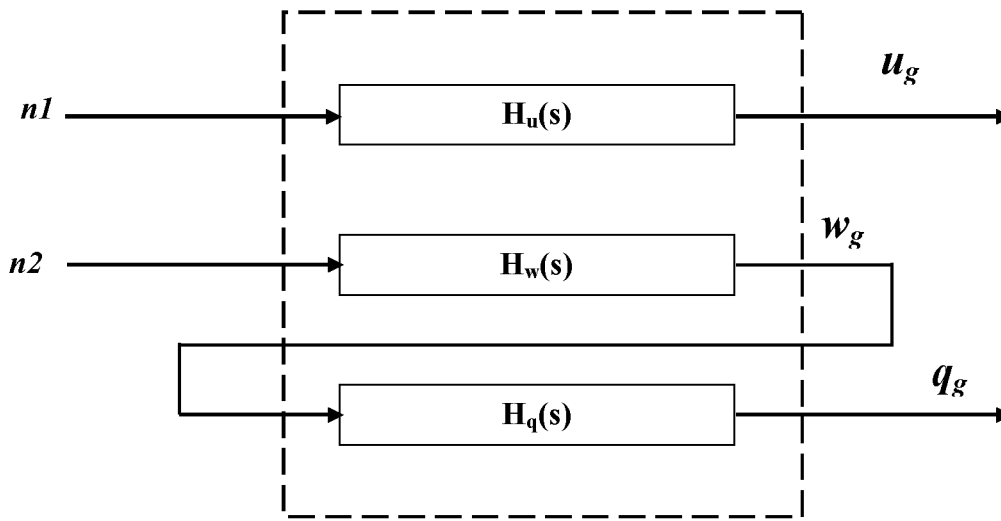


Figure 1.6 : représentations des perturbations atmosphériques pour le mouvement longitudinal selon le modèle de Dryden

$n = [n_1 \ n_2]$: bruit blanc, entrées longitudinale et verticale dues aux rafales du vent.

$$H_u(s) = \sigma_u \sqrt{\frac{2L_u}{\pi v}} \frac{1}{1 + \frac{L_u}{v} s}$$

$$H_w(s) = \sigma_w \sqrt{\frac{L_w}{\pi v}} \frac{1 + \frac{\sqrt{3}L_w}{v} s}{(1 + \frac{L_w}{v} s)^2}$$

$$H_q(s) = \frac{\frac{s}{v}}{1 + \frac{4b}{\pi v} s} H_w(s)$$

Les longueurs d'ondes de turbulence et les densités sont des fonctions d'altitude définies dans les équations ci-dessous, les résultats de simulation sont donnés pour une altitude faible (inférieur à 304.8m (1000 pieds)) et dans de turbulence modérée à une vitesse de vent de 15.43 m/s. Les longueurs d'échelle de turbulences sont comme suit :[5]

$$L_w = h$$

$$L_u = L_v = \frac{h}{(0.177 + 0.000823.h)^{1.2}}$$

Dans une turbulence modérée les intensités de turbulences sont représentées comme suit :

$$\sigma_u = 0.1 W_{20}$$

$$\frac{\sigma_u}{\sigma_w} = \frac{\sigma_v}{\sigma_w} = \frac{1}{(0.177 + 0.000823.h)^{0.4}}$$

Ou :

h : l'altitude en pieds

W_{20} : la vitesse du vent dans la turbulence modérée à 6.09 m/s

$\sigma_u, \sigma_w, \sigma_v$: sont les intensités des turbulences.

b. Modèle de turbulences latéral :

Le modèle latéral de dryden sera déduit de la même façon que le longitudinal

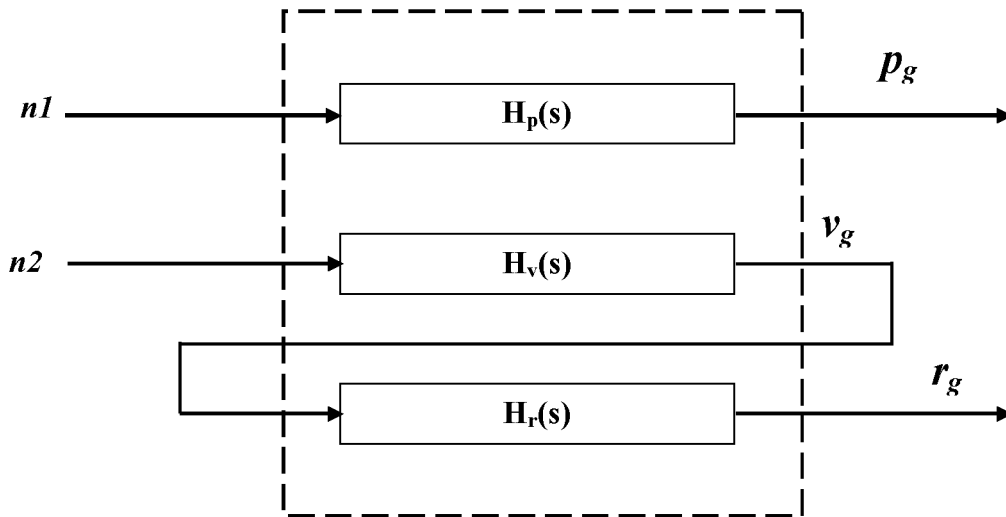


Figure 1.7 : représentations des perturbations atmosphériques pour le mouvement latéral selon le modèle de Dryden

Les fonctions de transfert de ce modèle sont :

$$H_p(s) = \sigma_w \sqrt{\frac{0.8}{v}} \frac{\left(\frac{\pi}{4b}\right)^{1/6}}{L_w^{1/3} \left(1 + \left(\frac{4b}{\pi v}\right)s\right)}$$

$$H_v(s) = \sigma_v \sqrt{\frac{L_v}{\pi v}} \frac{1 + \frac{\sqrt{3}L_v}{v}s}{\left(1 + \frac{L_v}{v}s\right)^2}$$

$$H_r(s) = \frac{\frac{s}{v}}{1 + \left(\frac{3b}{\pi v}\right)s} H_v(s)$$

p_g : représente la perturbation du vent par rapport à la vitesse de variation de lacet.

v_g : représente la perturbation du vent par rapport à la composante de la vitesse latérale.

r_g : représente la perturbation du vent par rapport à la vitesse de variation du roulis.

I.9 Modèle linéaire de l'Aérosonde « Mark3 » :

a. Canal longitudinale :

La linéarisation du modèle du drone Aérosonde « Mark 3 » est réalisée en faisant varier la vitesse afin de créer un modèle nominal et deux autres perturbés. Cela peut s'expliquer par le fait que le drone vol dans un large intervalle de changement de vitesse.

Le modèle nominal est choisi à une vitesse $V=30\text{m/sec}$, le premier et le second modèle à paramètres perturbés sont choisis à des vitesses $V=25\text{m/sec}$ et 35m/sec respectivement.

Le vecteur d'état obtenu après la linéarisation à six états, donnés par :

$$X_{long} = [u \quad w \quad q \quad \theta \quad h \quad \Omega]$$

Ainsi le modèle d'état linéarisé du canal longitudinal du drone pourrait être décrit comme suit :

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + Gw(t) \\ y(t) = Cx(t) + Du(t) + V(t) \end{cases}$$

Avec :

X : le vecteur d'état

W : le vecteur de rafale du vent

u : la commande avec les deux composantes $[\delta_E \quad \delta_{th}]^T$.

$$w = [\eta_1 \quad \eta_2]$$

V : les bruits associés aux capteurs.

Les trois modèles (long, lat) de la dynamique du vol de l'Aérosonde sont donnés dans ce qui suit ; le modèle nominal est obtenu par une vitesse $V=30\text{ m/s}$ et $h=200\text{ m}$, les trois modèles perturbés sont donnés pour $V=25\text{ m/s}$, $h=180\text{ m}$ et $V=35\text{ m/s}$, $h=220\text{ m}$.

$$A_{long_n} = \begin{bmatrix} -0.2933 & 0.3877 & -0.5578 & -9.7843 & 0 & 0.0138 \\ -0.5509 & -5.3691 & 29.2782 & -0.1849 & 0 & 0 \\ 0.3382 & -5.6318 & -6.1948 & 0 & 0 & -0.0107 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0189 & -0.9998 & 0 & 30 & 0 & 0 \\ 41.5399 & 0.7850 & 0 & 0 & -0.63 & -3.85 \end{bmatrix} ;$$

$$B_{long_n} = \begin{bmatrix} -0.3 & 0 \\ -3.7 & 0 \\ -50.2 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 2663.9 \end{bmatrix}$$

$$G_{long_n} = \begin{bmatrix} -0.2933 & 0.3877 & -0.5578 \\ -0.5509 & -5.3691 & 29.2782 \\ 0.3382 & -5.6318 & -6.1948 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Premier modèle perturbé : **V=25m/s, h=180 m** :

$$A_{longp1} = \begin{bmatrix} -0.2392 & 0.5304 & -1.1922 & -9.8089 & 0 & 0.0116 \\ -0.5686 & -4.4716 & 24.3751 & -0.4762 & 0 & 0 \\ 0.4302 & -4.8351 & -5.1587 & 0 & 0 & -0.009 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0485 & -0.9988 & 0 & 24.99 & 0 & 0 \\ 34.6645 & 1.6829 & 0 & 0 & -0.03 & -3.23 \end{bmatrix} ;$$

$$B_{long p1} = \begin{bmatrix} 0.3521 & 0 \\ -2.548 & 0 \\ -35.21 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 389.61 \end{bmatrix} ;$$

$$G_{long p1} = \begin{bmatrix} -0.2392 & 0.5304 & -1.1922 \\ -0.5686 & -4.4716 & 24.3751 \\ 0.4302 & -4.8351 & -5.1587 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Deuxième modèle perturbé : $V=35\text{m/s}$, $h=220\text{ m}$:

$$A_{long p2} = \begin{bmatrix} -0.35 & 0.28 & -0.058 & -9.81 & 0 & 0.0116 \\ -0.55 & -6.25 & 35 & -0.016 & 0 & 0 \\ 0.28 & -6.43 & -7.21 & 0 & 0 & -0.012 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0.001 & -1 & 0 & 35 & 0 & 0 \\ 48.48 & 0.07 & 0 & 0 & -0.78 & -4.43 \end{bmatrix} ;$$

$$B_{long p2} = \begin{bmatrix} -0.5 & 0 \\ -5 & 0 \\ -68 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 3040 \end{bmatrix}$$

$$G_{long p2} = \begin{bmatrix} -0.35 & 0.28 & -0.058 \\ -0.55 & -6.24 & 35 \\ 0.28 & -6.43 & -7.21 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

b. Canal latérale

Le modèle nominal choisi à une vitesse $V=30\text{m/s}$, le premier et le deuxième modèle à paramètres perturbés sont choisis à des vitesses $V=25\text{m/s}$ et 35m/s respectivement.

Le vecteur d'état obtenu après linéarisation à cinq états, donnés par :

$$x = [v \quad p \quad r \quad \phi \quad \psi]$$

Ainsi le modèle d'état linéarisé du canal latéral du drone pourrait être décrit comme suit :

$$\begin{cases} \dot{x}_{lat}(t) = A_{lat} x(t) + B_{lat} u(t) + G_{lat} w(t) \\ y_{lat}(t) = C_{lat} x(t) + D_{lat} u(t) + V(t) \end{cases}$$

Avec :

x : le vecteur d'état

w : le vecteur de rafale du vent

u : la commande avec les deux composantes $[\delta_a \quad \delta_r]^T$.

Modèle nominal :

$$A_{latn} = \begin{bmatrix} -0.8297 & 0.5668 & -29.99 & 9.78 & 0 \\ -5.4778 & -26.97 & 12.9835 & 0 & 0 \\ 0.8890 & -3.49 & -1.3570 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0.0189 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0002 & 0 & 0 \end{bmatrix};$$

$$B_{lat n} = \begin{bmatrix} -2.13 & 5.44 \\ -187.35 & 3.37 \\ -7.38 & -34.41 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$G_{lat n} = \begin{bmatrix} -0.8297 & 0.5668 & 0 \\ -5.4778 & -26.97 & 0 \\ 0.889 & -3.49 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Premier modèle perturbé V=25m/s, h=180 m :

$$A_{lat pl} = \begin{bmatrix} -0.6909 & 1.2123 & -24.9704 & 9.8089 & 0 \\ -4.5543 & -22.4221 & 10.7916 & 0 & 0 \\ 0.7389 & -2.9084 & -1.1279 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0.0485 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0012 & 0 & 0 \end{bmatrix} ;$$

$$B_{lat pl} = \begin{bmatrix} -1.4780 & 3.7726 \\ -129.7714 & 2.3350 \\ -5.1167 & -23.8370 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} ;$$

$$G_{lat pl} = \begin{bmatrix} -0.6909 & 1.2123 & -24.9704 \\ -4.5543 & -22.4221 & 10.7916 \\ 0.7389 & -2.9084 & -1.1279 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Deuxième modèle perturbé $V=35\text{m/s}$, $h=220\text{ m}$:

$$A_{lat p2} = \begin{bmatrix} -0.97 & 1.05 & -35 & 9.81 & 0 \\ -6.38 & -31.43 & 15.13 & 0 & 0 \\ 1.03 & -4.07 & -1.58 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0.0016 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} ;$$

$$B_{lat p2} = \begin{bmatrix} -2.9 & 7.4 \\ -254.7 & 4.58 \\ -10 & -46.79 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} ;$$

$$G_{lat p2} = \begin{bmatrix} -0.97 & 1.05 & -35 \\ -6.38 & -31.43 & 15.13 \\ 1.03 & -4.07 & -1.58 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} .$$

Conclusion :

La modélisation de la dynamique du vol s'avère très compliquée vu le milieu d'évolution du véhicule. Le modèle non linéaire obtenu est linéarisé autour de trois points de fonctionnements afin d'aboutir à des modèles décrivant les deux dynamiques (longitudinale et latérale). Cette linéarisation a été faite en ajoutant le modèle de l'atmosphère de Dryden vu sa simplicité d'utilisation.

La séparation des deux dynamiques va nous permettre dans la suite de ce mémoire de synthétiser une loi de commande pour chaque canal indépendamment.

Chapitre II

Introduction

De nos jours, la logique floue est un axe de recherche important sur lequel se focalisent de nombreux scientifiques. Des retombées technologiques sont d'ores et déjà disponibles, tant dans le domaine grand public (appareils photos, machines à laver, fours à micro-onde), que dans le domaine industriel (classification, aide à la décision, réglage et commande de processus, complexes liés à l'énergie, transports, la transformation de la matière, la robotique, machines-outils).[7]

Les bases théoriques de la logique floue ont été formulées en 1965 par le professeur Lotfi A. Zadeh, de l'Université de Berkeley en Californie. Il a introduit la notion de sous-ensemble flou pour fournir un moyen de représentation et de manipulation des connaissances imparfaitement décrites, vagues ou imprécises.[8]

II.1 Définition :

La logique floue est une branche des mathématiques qui permet à un ordinateur de modéliser le monde réel de la même façon que les personnes. Elle est préoccupée par la quantification et le raisonnement en utilisant un langage qui permet des définitions ambiguës, comme *beaucoup*, *peu*, *petit*, *haut*, *dangereux*. Elle s'occupe des situations où la question qui est posée et la réponse obtenue contiennent des concepts vagues.

La définition de L. Zadeh :

“Fuzzy Logic is determined as a set of mathematical principles for knowledge representation based on degrees of membership rather than on crisp membership of classical binary logic.”

« Fuzzy Logic est déterminé comme un ensemble de principes mathématiques pour la représentation des connaissances fondées sur des degrés d'appartenance plutôt que sur l'adhésion croquante de logique binaire classique. »

II.2 Historique :

La théorie des ensembles flous a été introduite en 1965 par le professeur L. A. Zadeh. En 1973, il a publié un article qui mentionne pour la première fois le terme de variables linguistiques. Un an après, il y a la première application industrielle. C'est la régulation floue d'une chaudière à vapeur, réalisée par Mamdani. En 1980 F.L. Smidth & Co (au Danemark) met en application la théorie de la logique floue dans le contrôle de fours à ciment. C'est la

première mis en œuvre pratique de la logique floue; Dans les années 80, plusieurs applications commencent à immerger, notamment au Japon. En 1990, il y avait une généralisation de l'utilisation de cette technique.

II.3 Comparaison entre la logique floue et logique classique :

Dans le cadre de la logique classique, une proposition est soit vraie, soit fausse (1 ou 0). La logique floue permet d'exprimer différents niveaux, plutôt que seulement 1 ou 0, Selon cette dernière le raisonnement exact est un cas limite du raisonnement approximatif, tout n'est qu'un degré. Tout système logique peut être rendu flou. Les connaissances sont interprétées comme une collection de contraintes élastiques ou floues d'un ensemble de variables. L'inférence est un processus de propagation de contraintes élastiques. La logique booléenne est un sous-ensemble de la logique floue.

La logique floue permet d'accommoder le concept de vérité partielle : des valeurs entre complètement vrai et complètement faux sont admises. On supporte des modes de raisonnement approximatifs plutôt qu'exactes. Son importance provient du fait que le raisonnement humain est approximatif.

II.4 Les sous-ensembles flous:

II.4.1 : Définition :

La notion de sous-ensemble flou a pour but de permettre des gradations dans l'appartenance d'un élément à une classe, c'est-à-dire d'autoriser un élément à appartenir plus ou moins à une classe prédéfinie.

Exemple : soit X un ensemble de référence et soit x un élément quelconque de X . un sous-ensemble flou A de X est défini comme l'ensemble des couples :

$$A = \{(x, \mu_A(x)), x \in X\}$$

Avec : $\mu_A : \rightarrow [0, 1]$

Ou μ_A est une fonction d'appartenance

II.4.2 Caractéristiques d'un sous-ensemble flou :

Un sous-ensemble flou est complètement défini par la donnée de sa fonction d'appartenance. A partir d'une telle fonction, un certain nombre de caractéristiques du sous-ensemble flou peuvent être étudiées.

- **Son support :** $Sup(A) = \{x \in X / \mu_A(x) \neq 0\}$
- **Sa hauteur :** $h(A) = \sup_{x \in X} \mu_A(x)$
- **Son noyau :** $Noy(A) = \{x \in X / \mu_A(x) = 1\}$

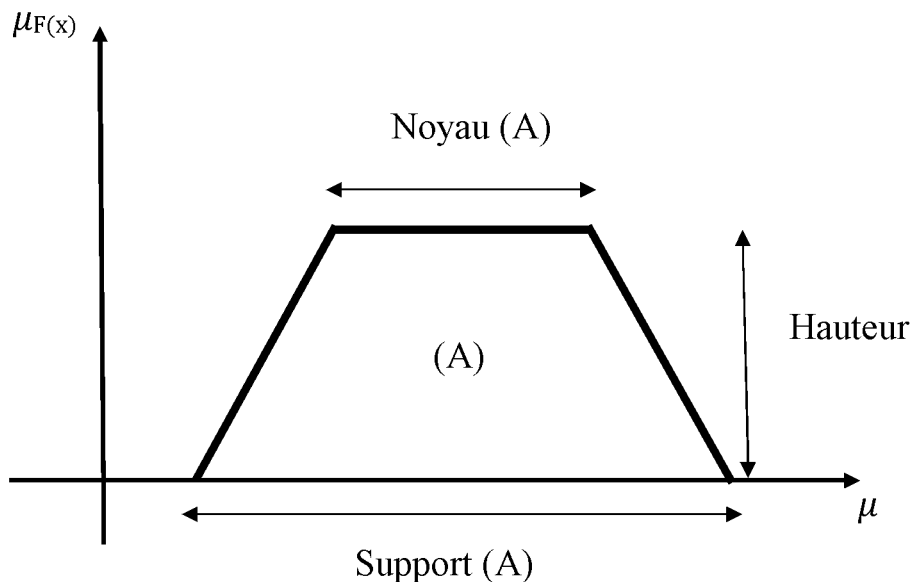


Figure 2.1 : Représentation d'un sous-ensemble flou et principales caractéristiques

II.4.3 Opérations sur les sous ensembles flous :

Supposons que A et B sont deux sous-ensembles flous définis dans un univers du discours X par les fonctions d'appartenance μ_A et μ_B . On peut définir des opérations ensemblistes telles que l'égalité, l'inclusion, l'intersection, l'union et le complément grâce à des opérations sur les fonctions d'appartenance.

- **Egalité :** A et B sont dits égaux, propriété que l'on note $A = B$, si leurs fonctions d'appartenance prennent la même valeur en tout point de X :

$$\forall x \in X \quad \mu_A(x) = \mu_B(x)$$

- **Inclusion** : A est dit inclus dans B, propriété que l'on note $A \subset B$, si tout élément x de X qui appartient :

$$\forall x \in X \quad \mu_A(x) \leq \mu_B(x)$$

- **Intersection** : L'intersection de A et B, que l'on note $A \cap B$, est le sous-ensemble flou constitué des éléments de X affectés du plus petit des deux degrés d'appartenance μ_A et μ_B .

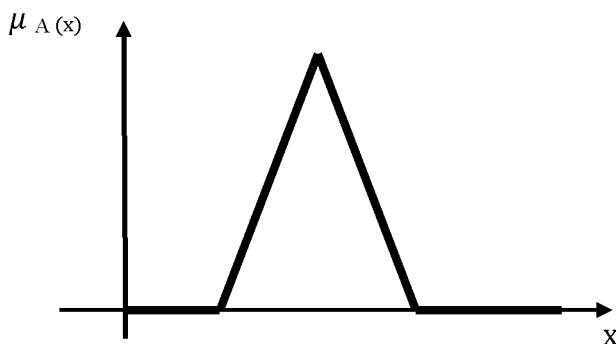
$$\forall x \in X \quad \mu_{A \cap B}(x) = \min(\mu_A(x), \mu_B(x)) = \mu_A(x) \wedge \mu_B(x)$$

- **Union** : L'union de A et B, que l'on note $A \cup B$, est le sous-ensemble flou constitué des éléments de X affectés du plus grand des deux degrés d'appartenance μ_A et μ_B :

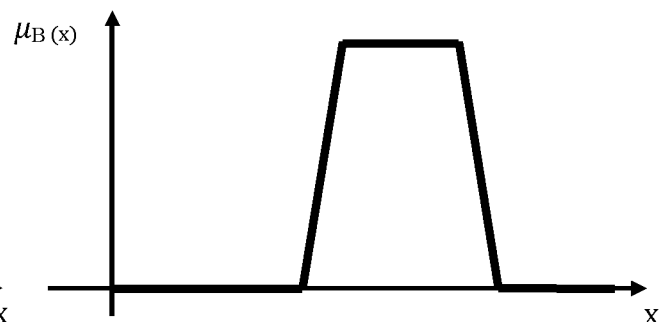
$$\forall x \in X \quad \mu_{A \cup B}(x) = \max(\mu_A(x), \mu_B(x)) = \mu_A(x) \vee \mu_B(x)$$

- **Complément** : Le complément de A, que l'on note A^c , est le sous-ensemble flou de X constitué des éléments x lui appartenant d'autant plus qu'ils appartiennent peu à A :

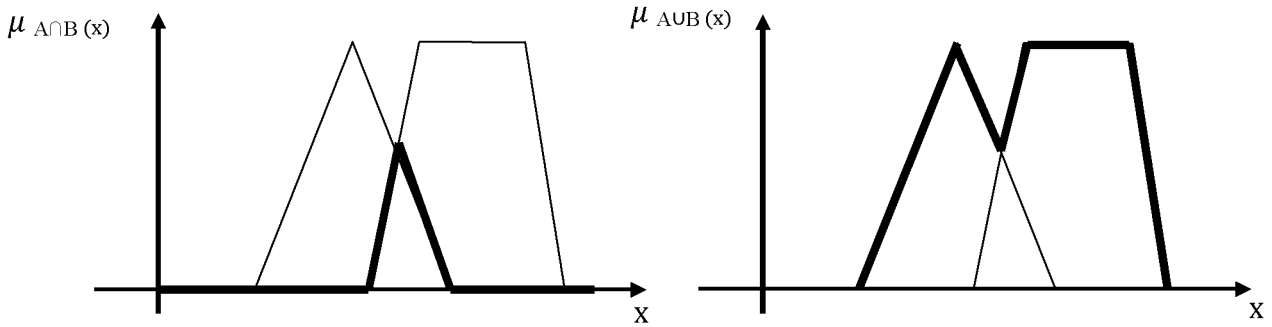
$$\forall x \in X \quad \mu_{A^c}(x) = 1 - \mu_A(x)$$



Fonction d'appartenance A



Fonction d'appartenance B



Fonction d'appartenance $A \cap B$

Fonction d'appartenance $A \cup B$

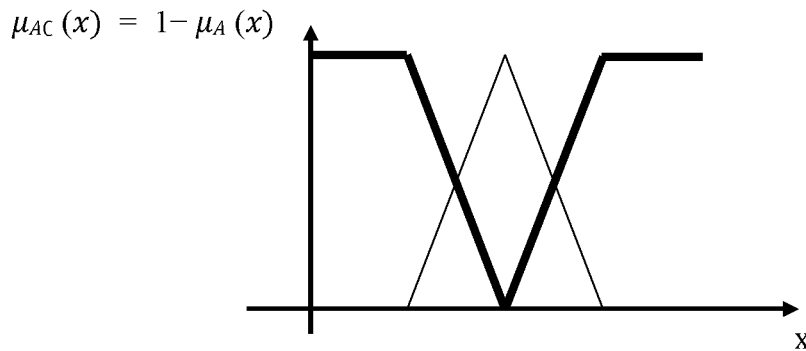


Figure 2.2 : Opérateur de complémentation de la fonction d'appartenance A

II.4.4 : Opérateurs logiques flous les plus utilisés:

Dénomination	Intersection ET (t-norme)	Réunion OU (t-conorme)	Complément NON
Opérateurs de Zadeh MIN/MAX	$\mu_{A \cap B}(x) = \min(\mu_A(x), \mu_B(x))$	$\mu_{A \cup B}(x) = \max(\mu_A(x), \mu_B(x))$	$\mu_{\bar{A}}(x) = 1 - \mu_A(x)$

N.B : D'autres opérateur peuvent être utilisés tel que le produit pour le \wedge et la somme pour le \vee .

II.5 Raisonnement en logique floue :

Un des apports principaux de la logique standard a été la formalisation des méthodes de déduction, qui sont en quelque sorte un outil de raisonnement. Les méthodes de déduction utilisées en logique standard permettent de définir une nouvelle certitude à partir d'autres connaissances certaines. Dans le cadre de la logique floue, il est possible de généraliser les méthodes de raisonnement lorsqu'on dispose de connaissances incertaines ou imprécises.

II.5.1 Variable linguistique :

Une variable linguistique sert à modéliser les connaissances imprécises ou vagues sur une variable dont la valeur précise peut être inconnue. Elle est définie par un triplet (V, U, T_v) ou :

V : représente la variable classique (température, vitesse...).

U : représente l'univers de discours.

T_v : l'ensemble des instanciations possibles de la variable V : il s'agit de sous-ensembles flous repérés par leur étiquètes A_i : on écrit $T_v = \{ A_1 ; A_2 ; A_3 ; \dots ; A_n \}$.

Graphiquement, une variable linguistique peut être représentée comme suit :

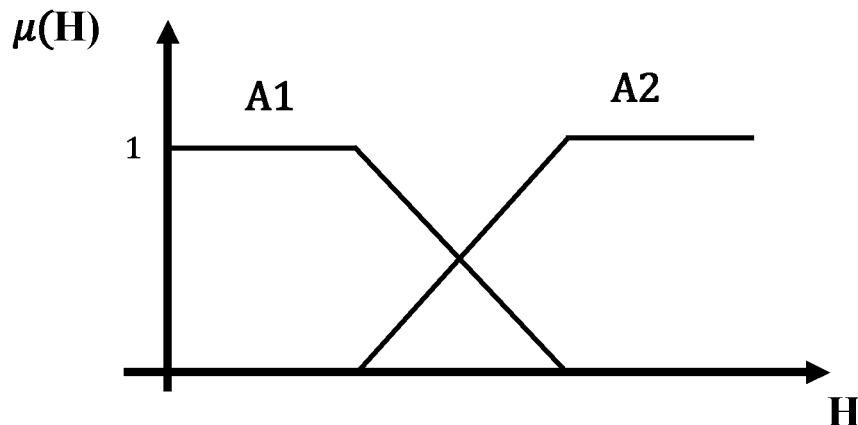


Figure 2.3 : représentation d'une variable linguistique

II.5.2 Fonction d'appartenance :

On représente les variables linguistiques par leurs fonctions d'appartenances et on associe à chaque sous-ensemble flou A_i une fonction d'appartenance $\mu_{A_i}(x)$ ou x est la variable linguistique. Tel que, à chaque point x on associe une valeur précise $\mu_{A_i}(x)$, qui désigne le degré d'appartenance de x à A_i

Il existe plusieurs types de fonctions d'appartenances dont site les plus utilisées :

Fonction triangulaire : elle est définie par trois paramètres $\{a, b, c\}$ qui déterminent les coordonnées des trois sommets :

$$U(x) = \max\left(\min\left(\frac{x-a}{b-a}, 1, \frac{c-x}{c-b}, 0\right)\right)$$

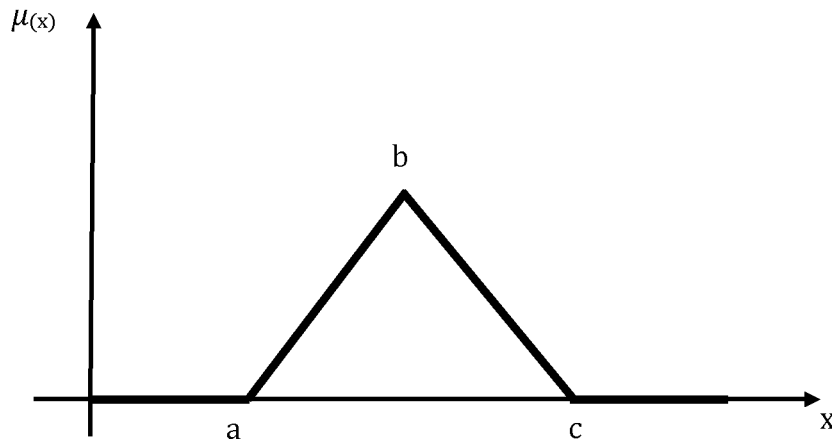


Figure 2.4 : représentation d'une fonction triangulaire

Fonction trapézoïdale : elle est définie par quatre paramètres $\{a, b, c, d\}$

$$U(x) = \text{Max}\left(\min\left(\frac{x-a}{b-a}, 1, \frac{x-a}{b-a}, 0\right)\right)$$

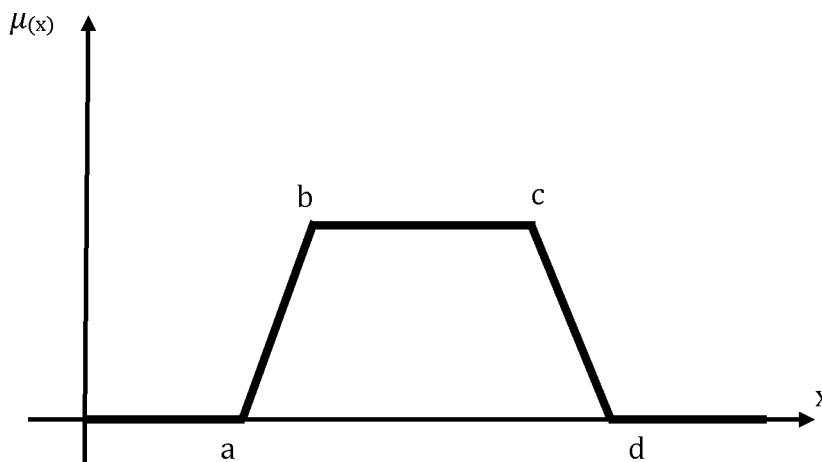


Figure 2.5 : représentation d'une fonction trapézoïdale

Fonction gaussienne : elle est définie par deux paramètres $\{\sigma, m\}$

$$U(x) = \exp\left(-\frac{(x-m)^2}{2(\sigma)^2}\right)$$

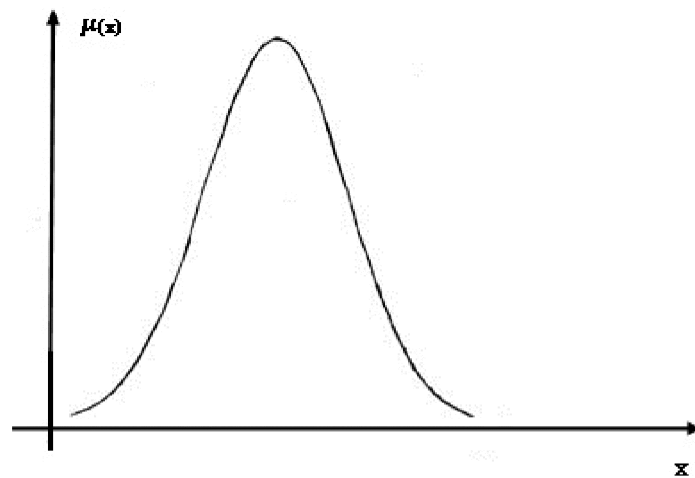


Figure 2.6 : représentation d'une fonction gaussienne

II.5.3 Propositions floues :

Une proposition floue est définie à partir d'un ensemble de variables linguistiques afin de représenter une connaissance.

II.5.3.1 Proposition floue élémentaire :

Une forme élémentaire de proposition floue est définie à partir d'une seule variable linguistique (V, U, Tv).

Exemple : le feu est proche.

II.5.3.2 Proposition floue générale :

Une proposition floue générale est obtenue par la composition de propositions élémentaires de variables linguistiques qui peuvent être distinctes.

Généralement les propositions floues générales sont classées en quatre types :

a) La conjonction de propositions floues élémentaires :

$$p : (x_1 \text{ est } A_1) \text{ et } \dots \text{ et } (x_n \text{ est } A_n).$$

Dans ce cas, la conjonction est associée au produit cartésien $A_1 \times A_2 \times \dots \times A_n$ caractérisant la variable conjointe (x_1, \dots, x_n) sur les univers de discours $X_1 \times X_2 \times \dots \times X_n$. Sa valeur de vérité est alors définie par :

$$V(p) = \min\{\mu_{A_1}(x_1), \dots, \mu_{A_n}(x_n)\}$$

b) La disjonction de propositions floues élémentaires :

$$p : (x_1 \text{ est } A_1) \text{ ou } \dots \text{ ou } (x_n \text{ est } A_n)$$

La valeur de vérité de la disjonction sur les univers du discours $X_1 \times X_2 \times \dots \times X_n$ est définie par :

$$V(p) = \max\{\mu_{A_1}(x_1), \dots, \mu_{A_n}(x_n)\}$$

c) Les implications entre propositions floues :

Règle 1 : Si $(x \text{ est } A_1)$; alors $(y \text{ est } B_1)$,

Règle 2 : Si $(x \text{ est } A_2)$; alors $(y \text{ est } B_2)$,

.....

Règle n : Si $(x \text{ est } A_n)$; alors $(y \text{ est } B_n)$.

d) Les combinaisons de conjonction, disjonction et implication de propositions floues élémentaires :

Par exemple, «Si $(x_1 \text{ est } A_{11})$ et $(x_2 \text{ est } A_{12})$; alors $(y \text{ est } B_1)$ », etc.

II.5.4 Implications floues :

Considérons $p : \langle x \text{ est } A \rangle$, $q : \langle y \text{ est } B \rangle$ deux propositions floues construites à partir de deux variables linguistiques $(x, T(x), X, G, M)$ et $(y, T(y), Y, G, M)$. Notons a, b les valeurs de vérité possibles de p et q respectivement.

Une implication floue, que l'on note $I(a, b)$, est une fonction :

$$I(a, b) : [0, 1] \times [0, 1] \longrightarrow [0, 1],$$

qui définit la valeur de vérité de la proposition floue «si p alors q ». L'implication floue est également notée :

$$A \Rightarrow B$$

Les valeurs de vérité sont exprimées par :

$$a = \mu_A(x),$$

$$b = \mu_B(y).$$

La fonction $I(a, b)$ est donc équivalente à la fonction d'appartenance, que l'on note $\mu_R(x,y)$, d'une relation floue définie entre X et Y . Cette fonction d'appartenance s'exprime, pour tout (x, y) de $X \times Y$, en utilisant la fonction d'appartenance $\mu_A(x)$ intervenant dans la prémisse et celle $\mu_B(x)$ intervenant dans la conclusion de la règle :

$$\mu_R(x, y) = I(\mu_A(x), \mu_B(x)).$$

Ainsi, la définition d'une implication floue peut se ramener à celle d'une fonction d'appartenance.

Les implications floues les plus souvent employées sont définies dans le tableau suivant :[7]

Valeur de vérité	$I(\mu_A(x), \mu_B(x))$	nom
<i>Im</i>	$\min(\mu_A(x), \mu_B(x))$	Mamdani
<i>Il</i>	$\mu_A(x) \times \mu_B(x)$	Larsen
<i>Ir</i>	$1 - \mu_A(x) + \mu_A(x) \times \mu_B(x)$	Reichenbach
<i>Iw</i>	$\max(1 - \mu_A(x), \min(\mu_A(x), \mu_B(x)))$	Willmott
<i>Irg</i>	$\begin{cases} 1 & \text{si } \mu_A(x) \leq \mu_B(x) \\ 0 & \text{si non} \end{cases}$	Rescher-Gaines
<i>Ikd</i>	$\max(1 - \mu_A(x), \mu_B(x))$	Kleen-Dienes
<i>Ibg</i>	$\begin{cases} 1 & \text{si } \mu_A(x) \leq \mu_B(x) \\ \mu_B(x) & \text{si non} \end{cases}$	Brouwer-Godel
<i>Ig</i>	$\begin{cases} \min(\mu_A(x) / \mu_B(x), 1) & \text{si } \mu_B(x) \neq 0 \\ 0 & \text{si non} \end{cases}$	Goguen
<i>Il</i>	$\min(1 - \mu_A(x) + \mu_B(x), 1)$	Luksiewicz

Tableau 2.1 : Implications floues les plus utilisées

Parmi les implications définies dans le tableau 2.1 les implications de Mamdani et de Larsen sont les plus connues en raison de leurs applications dans la commande floue.

II.6. Commande floue :

De façon générale, un système de commande a pour objectif de piloter l'entrée d'un processus afin d'obtenir un fonctionnement correct de ce dernier, et ce en utilisant un contrôleur flou qui comporte les différents éléments suivants : [7]

- Un sous-système d'interface avec le flou, composé en général d'un ensemble de variables linguistiques.
- Une base de connaissances : «base de données» et «base de règles linguistiques de commande».
- Un sous-système réalisant un raisonnement en utilisant des méthodes issues de la logique floue.
- Un sous-système d'interface avec le non flou, qui fournit la ou les commandes envoyées au système.

La figure suivante montre la structure générale d'un contrôleur flou.

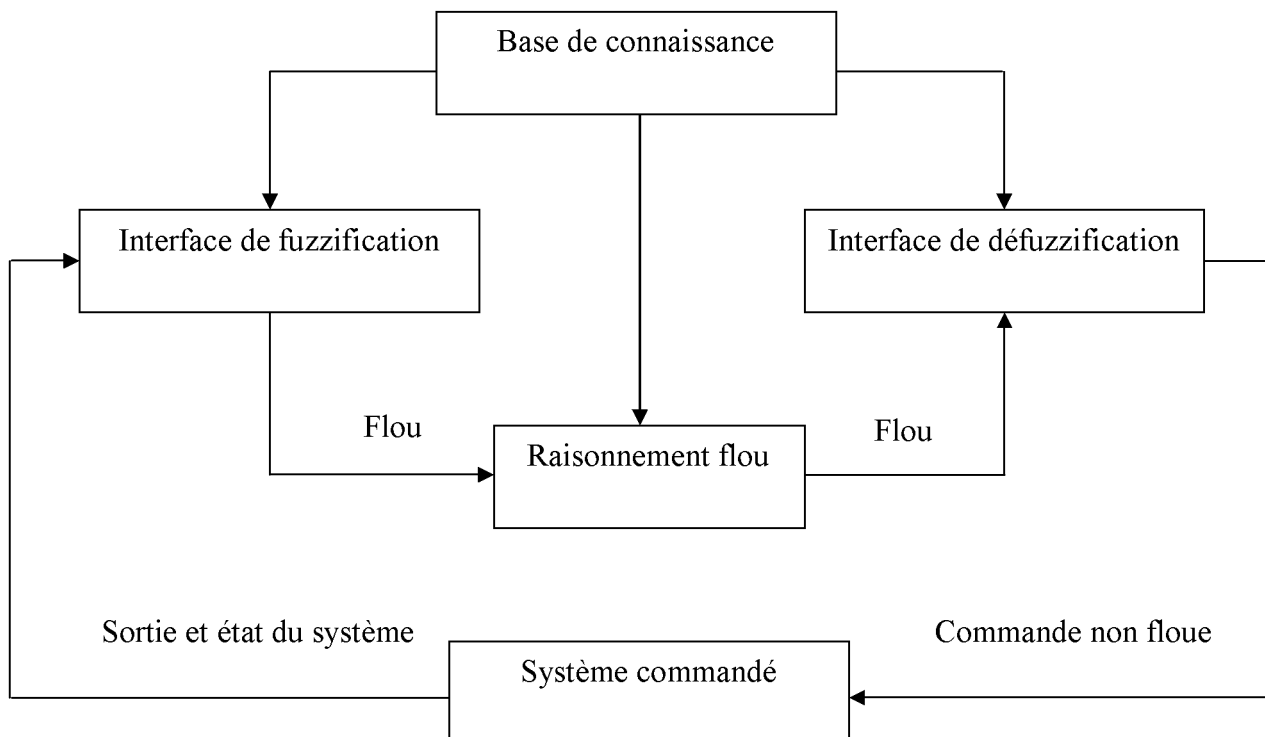


Figure2.7: Configuration générale d'un contrôleur flou

II.6.a Fuzzification :

La fuzzification est réalisée dans l'interface d'entrée du contrôleur flou. Durant cette phase, les informations issues du système sont tout d'abord normalisées. Ensuite, les données normalisées sont transformées en qualifications linguistiques, en utilisant des règles sémantiques définies par un expert.

Durant la phase de normalisation, chaque mesure issue du système est modifiée pour fournir une valeur appartenant à un univers du discours relativement simple. On peut choisir comme univers du discours un intervalle centré sur zéro : $[-c, +c]$. Si la mesure initiale x est comprise dans un autre intervalle $[a, b]$, la normalisation est souvent réalisée par transformation linéaire, selon :

$$y = \frac{2c}{b-a} \left[x - \frac{a+b}{2} \right]$$

L'univers du discours est ensuite représenté par une variable linguistique, qui comporte un nombre assez restreint de termes (en général trois, cinq ou sept) de façon à limiter le nombre de règles.

Enfin, les valeurs normalisées déduites de chacune des entrées sont transformées en qualifications linguistiques, en utilisant les variables linguistiques correspondantes.

La fuzzification est une étape clé dans tout contrôleur flou. La variable linguistique, qui est définie par une expertise, doit respecter un certain nombre de critères afin d'être efficace :

- Chaque terme linguistique est un nombre flou, de noyau non nul et dont la fonction d'appartenance est convexe.
- Les fonctions d'appartenance doivent respecter l'ordre linguistique.
- Les fonctions d'appartenance ne doivent pas trop se superposer. On tolère en général un chevauchement qui ne dépasse pas la mi-hauteur des termes linguistiques consécutifs.

II.6.b Règles floues :

Les règles floues permettent de déduire des connaissances concernant l'état du système en fonction des qualifications linguistiques fournies par l'étape de fuzzification. Ces connaissances sont également des qualifications linguistiques.

Généralement, les règles floues sont déduites des expériences acquises par les opérateurs ou les experts. Ces connaissances sont traduites en règles simples pouvant être utilisées dans un processus d'inférence floue. Par exemple, si un expert exprime la règle «si la température de l'eau est chaude, il faut ajouter de l'eau froide», le système utilisera une règle du genre «si p alors q ».

II.6.c Inférence floue :

L'inférence floue n'est ni plus ni moins qu'une relation floue définie entre deux sous-ensembles. La définition de la relation peut théoriquement faire intervenir n'importe quel opérateur de combinaison.

Les méthodes d'inférence utilisées généralement en logique standard peuvent être généralisées dans le cadre de la logique floue pour permettre de raisonner lorsque les règles ou les faits sont connus de façon imparfaite. Les méthodes d'inférence les plus connues sont le modus ponens et le modus Tolens, qui permettent de déduire une nouvelle connaissance en se basant sur la connaissance d'un seul fait et d'une seule règle.

Modus ponens généralisé : (MPG)

Prémisse : x est A '

Implication : si x est A , alors y est B

Conséquence : y est B '

Modus Tolens généralisé : (MTG)

Prémisse : y est B '

Implication : si x est A , alors y est B

Conséquence : x est A '

On utilise souvent les méthodes inférences floues suivantes :

Méthode d'inférence max-min (Mamdani).

Méthode d'inférence max-prod (Larsen)

Méthode d'inférence somme-prod (Sugeno)

II.6.c.1 : Méthode d'inférence max-min :

La méthode d'inférence max-min, réalise au niveau de la condition l'opérateur OU par la formation de maximum et l'opérateur ET par la formation de minimum

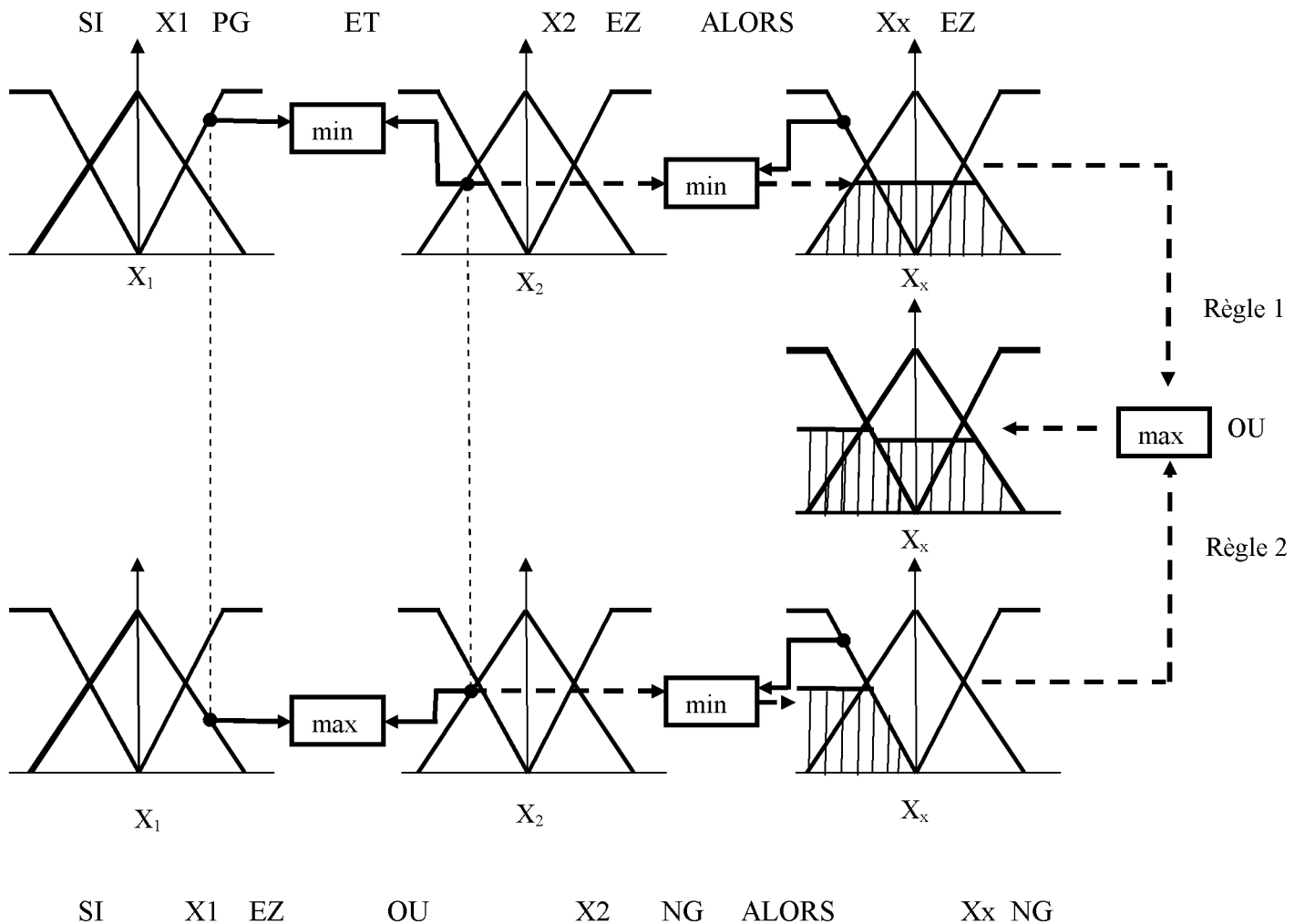


Figure 2.8: Représentation graphique du principe de la méthode d'inférence max-min

II.6.c.2 : Méthode d'inférence max-prod :

Dans la méthode d'inférence max-prod, on utilise l'opérateur OU pour la formation du maximum et l'opérateur ET par la formation du minimum, par contre la conclusion dans chaque règle introduite par ALORS est réalisée par la formation du produit (minimum pour la méthode d'inférence max-min)

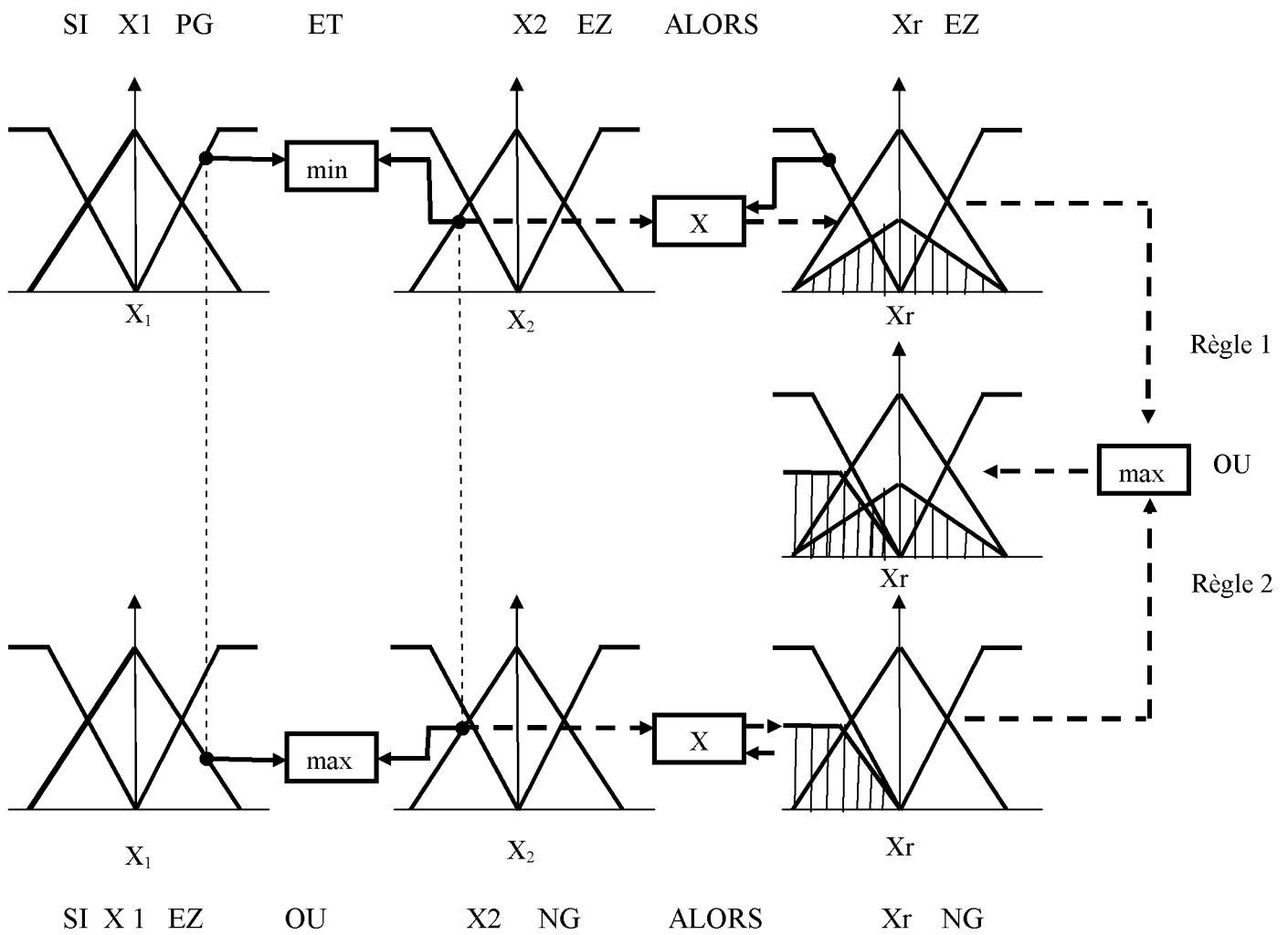


Figure 2.9 Représentation graphique du principe de la méthode d'inférence max-prod

II.7 Défuzzification :

La défuzzification est le traitement qui permet de définir une correspondance entre le résultat de l'inférence et la grandeur continue fournie en sortie.

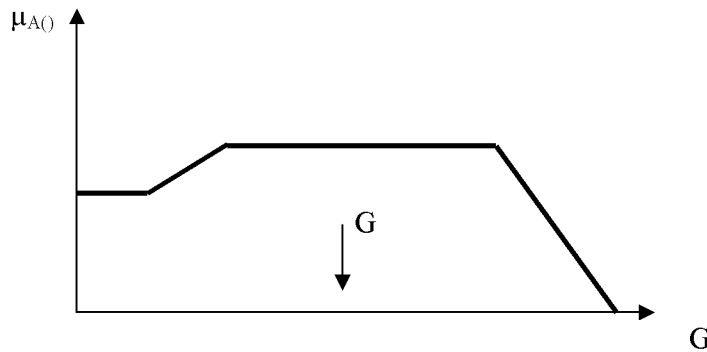
Il existe plusieurs méthodes de défuzzification, dont on cite les plus utilisées :

II.7.a Défuzzification par centre de gravité:

La défuzzification par centre de gravité consiste à calculer l'abscisse du centre de gravité de la fonction d'appartenance selon :

$$X_{cg} = \frac{\sum_{i=1}^{n_i} X_{ri} \mu(X_{ri})}{\sum_{i=1}^{n_i} \mu(X_{ri})}$$

U : univers de discours



II.7.b Défuzzification par centre maximum :

Dans cette méthode, la valeur de sortie est estimée par l'abscisse du point correspondant au centre de l'intervalle pour lequel la fonction d'appartenance est maximale.

II.7.c Défuzzification par valeur maximum :

Cette méthode consiste à choisir comme valeur de sortie celle correspondant à l'abscisse du maximum de la fonction d'appartenance.

II.7.d Défuzzification par la somme pondérée :

Cette méthode est un compromis entre la méthode du maximum et la méthode du centre de gravité, on calcule indépendamment les sorties relatives à chaque règle selon le principe de la moyenne des maximums. On réalise ensuite la moyenne pondérée de toutes ces sorties relatives.

II.8 Différents types de régulateurs flous :

II.8.a Régulateur de type Mamdani :

Dans la plupart des applications rapportées dans la littérature, un contrôleur de ce type est conçu pour réguler, asservir une variable de sortie d'un procédé, soit uniquement à partir de l'erreur e (consigne moins la mesure), soit à partir de l'erreur et sa variation Δe . En 1974, Mamdani avait présenté pour la première fois la technique de réglage par la logique floue. Celle-ci consiste à déterminer un ensemble de règles qui maîtrise le comportement dynamique du système à commander. L'obtention de ces règles est facile auprès des experts qui

connaissent bien le système. Il avait utilisé des règles à prémisses et conclusions symboliques. L'inférence max-min, et la défuzzification par centre de gravité. [7]

Après, Macvicar et Whelan ont observé que les bases de règles proposées par King et Mamdani étaient incomplètes. Ils ont fait une analyse détaillée sur ces bases de règles et proposé une matrice de règles (voir le tableau 2.2) qui possède deux entrées, l'erreur et sa variation, en se basant sur les deux principes suivant :

- Si la sortie est égale à la valeur désirée et la variation de l'erreur est nulle, la commande sera maintenue.
- Si la sortie diverge de sa valeur désirée, l'action sera dépendante du signe de la valeur de l'erreur et de sa variation.

Si les conditions telles que l'erreur peut être corrigée par elle-même, alors la commande sera maintenue. Dans le cas contraire, la commande sera chargée pour avoir des résultats satisfaisants.

e Δe	NB	NS	ZE	PS	PB
NB	NB	NB	NB	ZE	ZE
NS	NB	NB	NS	ZE	PS
ZE	ZE	NB	ZE	PS	PB
PS	NS	ZE	PS	PB	PB
PB	ZE	PS	PB	PB	PB

Tableau 2.2 : matrice de Movicar-Whelan

Avec :

e : l'écart entre la sortie du système et la consigne.

Δe : variation de l'erreur.

NB : Négatif grand (Negative big).

NS: Négatif petit (Negative Small)

ZE : zéro.

PS : Positif petit (Positive Small)

PB : Positif grand (Positive Big)

II.8.b Régulateur de type Sugeno :

Dans les régulateurs de ce type, les conclusions ne sont pas symboliques (i.e représentées par des sous-ensembles flous) mais une fonction des entrées : $b^i = f(x_1, k, x_n)$, les prémisses étant symboliques.

La sortie du régulateur est donnée par :

$$y = \frac{\sum_{i=1}^n b^i * \alpha_i(x)}{\sum_{j=1}^n \alpha_j}$$

Ou les α_i sont des valeurs de vérité de chaque règle pour $i=1 \dots n$

Notons que la sortie donnée par le régulateur est la variation du signal de commande.

II.9 La logique floue type 1 et type 2 :

La logique floue classique appelée aujourd'hui logique floue type 1 a été généralisée vers une nouvelle logique floue appelée logique floue type 2. Ces dernières années, Mendel et ses collègues ont beaucoup travaillé sur cette nouvelle logique, ils ont bâtis sont fondement théorique, et ils ont démontré son efficacité et sa supériorité par rapport à la logique floue type1. [7]

La logique floue type 2 est très efficace dans les circonstances ou il est très difficile de déterminer des fonctions d'appartenances exactes pour un système flou, par conséquent, cette nouvelle logique va nous permettre d'incorporer des incertitudes dans les règles, ce qui va agir positivement sur la sortie du système.

Toutes ces incertitudes mènent à obtenir des incertitudes au niveau des fonctions d'appartenances floues. Les ensembles flous type 1 ne sont donc pas capable de modéliser directement de telles incertitudes, par ce que leurs fonctions d'appartenances floues sont définies d'une manière mathématique précise. De l'autre coté, les ensembles flous type 2 sont capables de modéliser de telles incertitudes par ce que leurs fonctions d'appartenances sont elles-mêmes floues.

Les fonctions d'appartenances type1 sont bidimensionnelles, par contre, les fonctions d'appartenances floues type 2 sont tridimensionnelles. La troisième dimension des ensembles flous type 2 fournie un degré de liberté supplémentaire permettant de prendre en charge la modélisation des incertitudes.

II.10 le concept des ensembles flous type 2 :

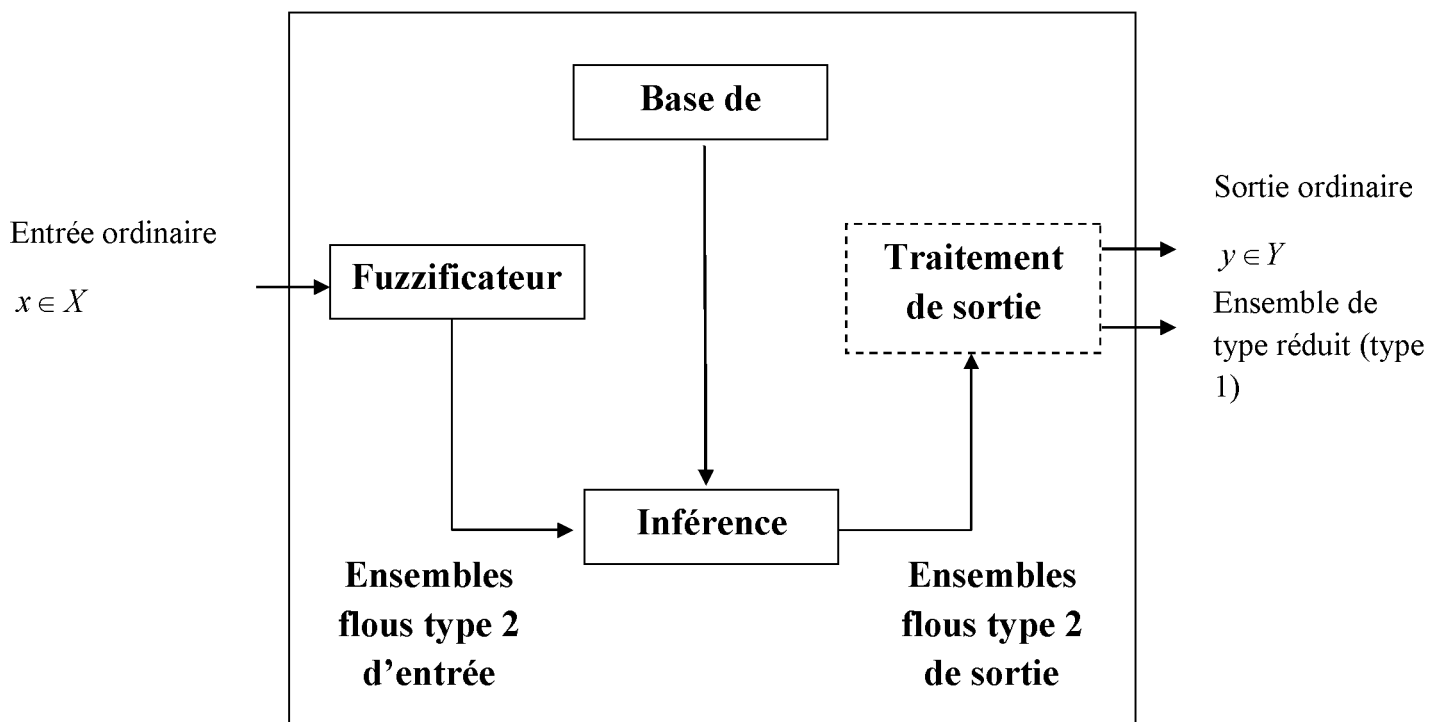
Le concept des ensembles flous type 2 a été introduit par L. Zadeh comme extension du concept de l'ensemble flou ordinaire appelé flou type 1. Un ensemble flou type 2 est caractérisé par une fonction d'appartenance floue, c'est-à-dire, le degré d'appartenance de chaque ensemble flou dans $[0, 1]$. De tels ensembles, peuvent être utilisés dans la situation où nous avons de l'incertitude dans les degrés d'appartenances elle-même.

L'incertitude peut être soit dans la forme de la fonction d'appartenance ou dans l'un de ses paramètres. Donc les ensembles flous type 1 peuvent être considérés comme une approximation du premier ordre de l'incertitude, alors que les ensembles flous type 2 seront considérés comme une approximation du deuxième ordre.

II.11 La structure du système flou type 2 :

Un contrôleur flou classique est composé d'une interface de fuzzification, une base de règle, un système d'inférence de défuzzification. La structure du contrôleur flou type 2 est similaire à celui du classique avec la particularité d'utilisation d'un réducteur de type pour convertir les ensembles flous type 2 à la sortie du système d'inférence en ensemble flou type 1 avant la phase de défuzzification. Ses différentes opérations sont illustrées par la figure suivante :

Système flou type 2



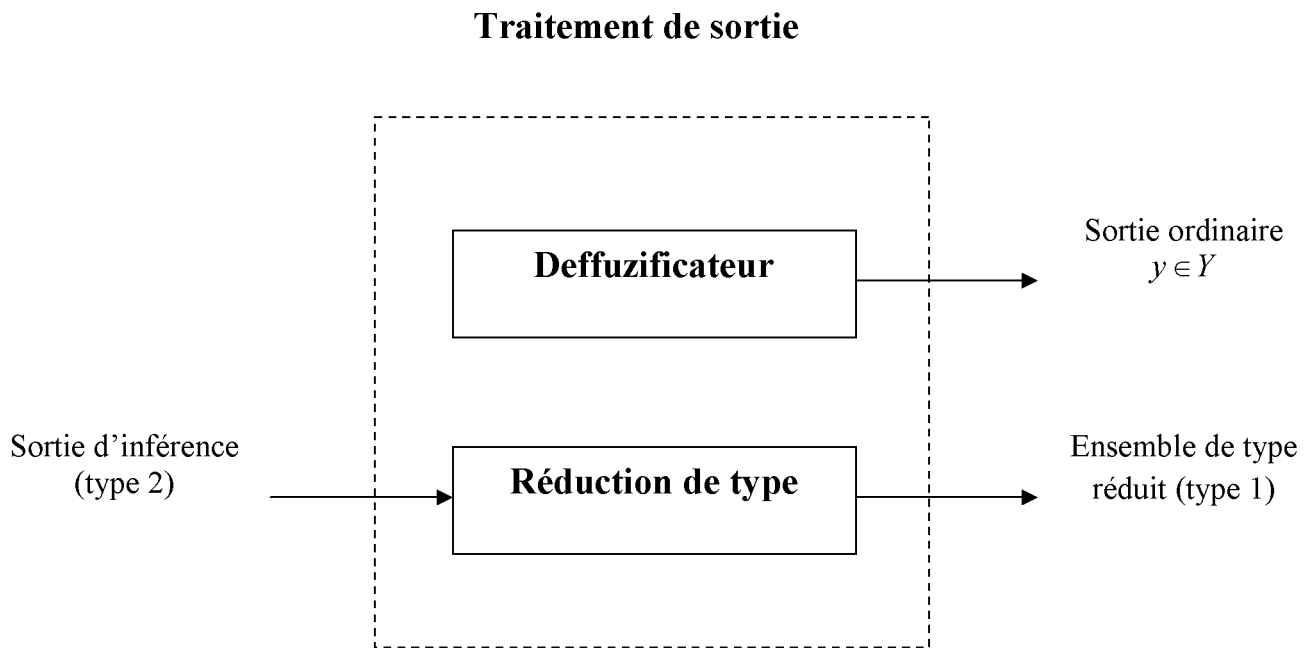


Figure 2.10 : Structure d'un système flou type 2, avec ses deux sorties

➤ **Le module du traitement de la sortie :**

Le module de traitement de la sortie se compose de deux blocs, le Réducteur de type et l'Inférence de défuzzification. Les méthodes de réduction de type donnent un EFT-1 à partir de l'EFT-2 obtenu à la sortie du mécanisme d'inférence. L'ensemble des résultats obtenus par la réduction de type sera par la suite défuzzifié pour obtenir une sortie numérique (déterministe).

• **Réduction du type :**

Dans un système flou type-1, où les ensembles de sortie sont des ensembles flous type-1, nous effectuons la défuzzification dans le but d'obtenir une valeur numérique (ensemble de type-0) représentant la combinaison des ensembles de sortie.

Dans le cas de type-2, les ensembles de sortie sont des ensembles de type-2 ; donc nous devons utiliser les versions étendues des méthodes de défuzzification de type-1 appelée la réduction de type. Cette opération va transformer l'ensemble flou type-2 résultant en un ensemble flou type-1 appelé ensemble type réduit, qui sera défuzzifié par la suite. Cet ensemble type réduit résultant prend en considération plus d'information au sujet des incertitudes des règles que la valeur défuzzifié (un nombre).

Parmi les méthodes de réduction de type utilisées on cite :

- La réduction de type par le centre de gravité.
- La réduction du type par la hauteur.
- La réduction de type par le centre des ensembles.

II.12 Déffuzification :

A la fin de l'étape de la réduction de type, on obtient un EFT-1, type réduit et presque les entrées du système à commander sont des valeurs précises, alors il est nécessaire de transformer l'ensemble type réduit en une valeur numérique bien déterminer. Les méthodes utilisées pour la déffuzification sont les mêmes que pour le type-1 (cité précédemment). Mais la plus utilisée c'est celle de centre de gravité.

La façon la plus naturelle de faire ceci est de trouver le centre de gravité de l'ensemble type réduit. Le calcul du centre de gravité est équivalent a trouver une moyenne pondérée des sorties de tous les ensembles flou type 1 imbriqués dans le système flou type 2, ou les poids correspondent aux appartenances dans l'ensemble type réduit.

Conclusion :

Nous avons vu dans ce chapitre l'intérêt de la logique floue dans le domaine du contrôle de processus. Cette approche permet de tenir compte à la fois des connaissances d'un expert humain et de l'incertitude et de l'imprécision des données traitées par le contrôleur.

Les variables linguistiques permettent de traiter ces deux informations initialement très différentes à l'aide d'un formalisme unique.

La conception d'un contrôleur flou n'est pas toujours chose facile. En fait, le fonctionnement d'un contrôleur flou dépend d'un nombre très important de paramètres (fonctions d'appartenance, règles floues, règles d'inférence, défuzzification) qu'il faut régler lors de la conception. Comme ces paramètres sont en influence mutuelle, il est peu probable qu'une méthode de synthèse traitant indépendamment chaque sous système du contrôleur flou puisse fournir un résultat «optimal».

Chapitre III

Introduction :

Comme il a été mentionné précédemment la logique floue est utilisée pour approximer au mieux le raisonnement humain. Cependant la synthèse d'un correcteur flou est principalement basée sur l'expert d'où la difficulté de généraliser à tous les systèmes. Contrairement à la commande classique les lois de commande sont obtenues en utilisant directement les modèles mathématiques disponibles.

Dans ce chapitre, la synthèse du régulateur pour le canal longitudinal est étudiée en utilisant l'inférence floue de type Sugeno. La méthode peut être divisée en deux parties.

- Représentation du modèle non linéaire par l'approximation floue de type Sugeno.
- Synthèse du régulateur floue de type Sugeno.

III.1 Approximation du modèle non linéaire par le modèle Sugeno :

L'obtention du modèle flou peut se faire par deux méthodes, à savoir la méthode « Secteur Non linéaire » ou bien par la méthode « d'approximation local ». [8]

Pour la première méthode, l'idée est :

Considérons un système non linéaire:

$$\dot{x}(t) = f(x(t))$$

Avec

$$f(0) = 0$$

Le problème est de trouver des secteurs globaux tel que :

$$\dot{x}(t) = f(x(t)) \in [a_1 \quad a_2]x(t)$$

La figure 3.1 illustre cette méthode :

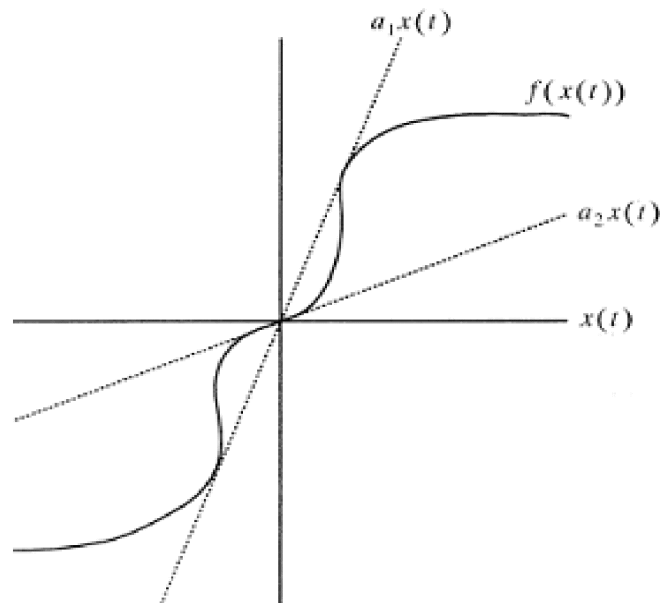


Figure 3.1 : Secteur Non linéaire

Cette approche peut garantir l'approximation exacte du modèle non linéaire par un modèle flou. Cependant, souvent il est difficile de définir ou de trouver les secteurs globaux. Pour remédier à cette difficulté une méthode basée sur les secteurs locaux à été proposée.

Cette méthode consiste définir des secteurs locaux pour chaque variable d'état. La figure 3.2 montre un exemple ou le secteur est dans l'intervalle $-d < x(t) < d$.

Dans ce cas, le modèle flou est représenté exactement dans cette région « locale »

$$(-d < x(t) < d)$$

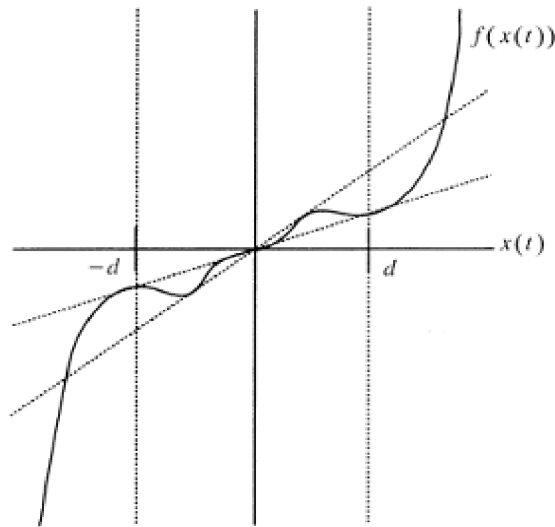


Figure 3.2 : Approximation locale

Pour chaque modèle obtenu nous construisons une règle floue, les variables utilisées dans la partie prémisses sont celles utilisées durant la linéarisation.

Après approximation du modèle non linéaire par plusieurs modèles linéaires, la deuxième tâche consiste à réaliser un contrôleur pour chaque règle tout en gardant les mêmes variables de la prémisses de chaque règle.

Cette méthode est détaillée dans ce qui suit :

Le modèle flou de Takagi-Sugeno (T-S) d'un système dynamique est décrit par un ensemble de règles floues *Si-Alors* représentant des relations locales d'entrées/sorties linéaires en différents points de fonctionnement d'un système, en exprimant chaque conclusion par un système linéaire. Ces représentations locales appelées « *sous modèles* », permettent d'exprimer la dynamique d'un système autour d'un point de fonctionnement particulier de l'espace d'état. La particularité de ce type de modèle est que la logique floue intervient seulement dans la partie prémisses des règles. La partie conclusion de ces règles utilise l'espace d'état linéaire.[9]

D'une manière générale la partie conclusion s'exprime sous la forme d'une constante ou d'une fonction ou d'une équation différentielle dépendant des variables d'entrées.

La $i^{\text{ème}}$ règle du modèle flou T-S s'écrit sous la forme:

$$\text{Si } z_1 \text{ est } M_{i_1} \text{ et } \dots z_n \text{ est } M_{i_n} \text{ alors } \begin{cases} \dot{x}(t) = A_i x(t) + B_i u(t) + G_i w(t) \\ y(t) = C_i x(t) \end{cases} \quad (3.1)$$

M_{ij} est l'ensemble flou dépendant des états du système, $x(t) \in \mathbb{R}^n$ représente le vecteur d'état, $u(t) \in \mathbb{R}^m$ est le vecteur de commandes, $y(t) \in \mathbb{R}^q$ est le vecteur de sortie du système, $A_i \in \mathbb{R}^{n \times n}$ est la matrice d'état, $B_i \in \mathbb{R}^{n \times m}$ est la matrice de commande du système, $C_i \in \mathbb{R}^{q \times n}$ est la matrice de sortie et $z_1(t) \rightarrow z_p(t)$ sont les prémisses en fonction des états du système.

Pour la paire $(y(t), u(t))$ donnée, l'inférence du système flou est donnée par :

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = \frac{\sum_{i=1}^r w_i(z(t)) \{A_i x(t) + B_i u(t) + G_i w(t)\}}{\sum_{i=1}^r w_i(z(t))} \\ y(t) = \frac{\sum_{i=1}^r w_i(z(t)) \{C_i x(t)\}}{\sum_{i=1}^r w_i(z(t))} \end{cases} \quad (3.2)$$

Avec : $z(t) = [z_1(t) \ z_2(t) \ \dots \ z_p(t)]$, $w_i(z(t)) = \prod_{j=1}^n M_{ij}(z_j(t)) \quad i = 1, 2, \dots, r$.

$M_{ij}(z_j(t))$ est la valeur de la fonction d'appartenance $Z_j(t)$ dans l'ensemble flou M_{ij} , et

$\forall t \geq 0$ on a :

$$\begin{cases} \sum_{i=1}^r w_i(z(t)) > 0 \\ w_i(z(t)) > 0 \end{cases}$$

En posant :

$$h_i(z(t)) = \frac{w_i(t)}{\sum_{i=1}^r w_i(t)}$$

Le modèle flou T-S s'écrit :

$$\begin{cases} \dot{x} = \sum_{i=1}^r h_i(z(t)) \{A_i x(t) + B_i u(t) + G_i w(t)\} \\ y(t) = \sum_{i=1}^r h_i(z(t)) \{C_i x(t)\} \end{cases}$$

Les $h_i(z(t)) \geq 0$ possèdent la propriété de somme convexe :

$$\forall t \geq 0 \quad \sum_{i=1}^r h_i(z(t)) = 1$$

Nous utilisons la compensation parallèlement distribuée (PDC) pour concevoir des contrôleurs afin de stabiliser le système flou. [10][11]

L'idée est de concevoir un compensateur pour chaque règle du modèle flou (la figure 3.1)

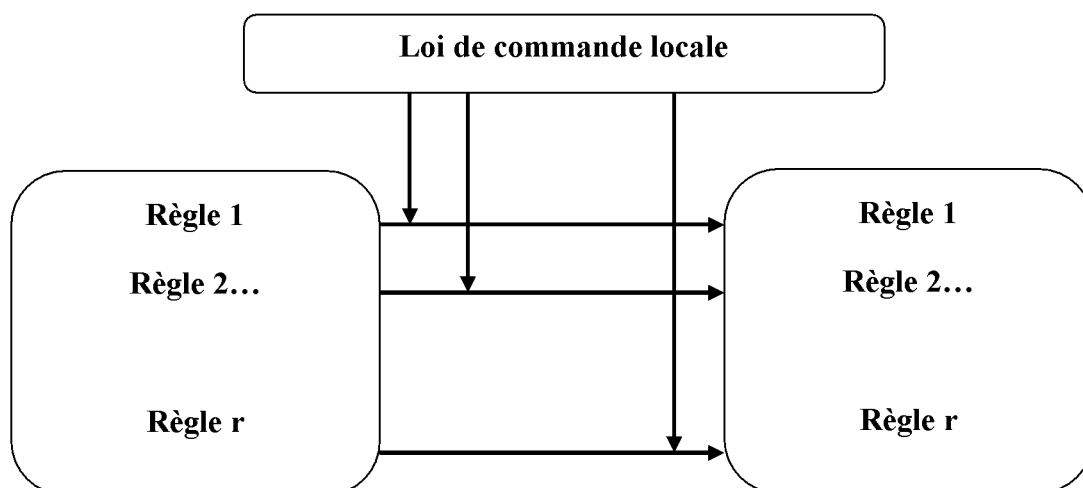


Figure 3.3 : Principe de la commande PDC

La figure montre le concept de la compensation parallèlement distribuée pour chaque règle nous pouvons utiliser des techniques de commande classique pour chaque modèle.

En général, après agrégation de règles nous obtenons un régulateur non linéaire.

III.2. Construction du contrôleur pour la $i^{\text{ème}}$ règle :

$$\text{Si } z_1 \text{ est } M_{i1} \text{ et } \dots z_n \text{ est } M_{in} \text{ alors } u(t) = -F_i x(t) \quad (3.3)$$

Par conséquent:

$$u(t) = \frac{-\sum_{i=1}^r w_i(t) F_i x(t)}{\sum_{i=1}^r w_i(t)} \quad (3.4)$$

En remplaçant $u(t)$ dans l'équation (3.2) on obtient :

$$\dot{x}(t) = \frac{\sum_{i=1}^r \sum_{j=1}^r w_i(t) w_j(t) \{ (A_i - B_i F_i) x(t) + G_i w(t) \}}{\sum_{i=1}^r \sum_{j=1}^r w_i(t) w_j(t)} \quad (3.5)$$

Comme indiqué F_i peut être obtenue en utilisant l'une des méthodes de synthèse des régulateurs classique (LQR, placement des pôles.....). Dans notre cas nous avons utilisés la méthode LQR.

Le modèle non linéaire obtenu dans le premier chapitre rend difficile l'utilisation de ces deux méthodes.

Définir les secteurs non linéaire pour l'évolution de chaque variable d'état (N, L, M,.....) et en prenant en compte l'évolution du véhicule dans l'atmosphère (perturbation externes) chose nécessitant beaucoup de temps et de connaissance à priori des conditions météorologique de l'environnement du vol. Pour cela la méthode utilisée dans ce mémoire et l'approximation local. Cette méthode est basée sur la linéarisation du modèle non linéaire autour de plusieurs points de fonctionnement.

III.3. Etude de la stabilité du régulateur flou en utilisant l'approche LMI :

La procédure décrite dans la section précédente consiste à synthétiser un régulateur par une méthode itérative. Pour chaque règle floue un contrôleur est synthétisé sur la base de la performance locale. La stabilité étudiée pour chaque point de fonctionnement, si la stabilité n'est obtenue, le contrôleur doit être recalculé encore une fois.

Dans la section suivante la formulation de la commande TSK sous forme LMI est donnée, l'idée est de synthétiser une seule loi de commande.[9]

$$u(t) = \frac{-\sum_{i=1}^r w_i(t) F_i x(t)}{\sum_{i=1}^r w_i(t)}$$

Tel que F_i admettent une seule solution de Lyapunov P.

III.3.1 : Problème LMI:

$F(x) \succ 0$: est une LMI donnée, donc le problème LMI donnée est de trouver x^{fais} tel que $F(x^{fais}) \succ 0$ ou bien est de déterminer que le LMI n'est pas faisable. [8]

III.3.2 Condition de stabilité :

Soit un système flou décrit par

$$\dot{x}(t) = \sum_{i=1}^r \sum_{j=1}^r h_i(z(t)) h_j(z(t)) \{A_i - B_i F_j\} x(t) \quad (3.6)$$

$$\dot{x}(t) = \sum_{i=1}^r h_i(z(t)) h_i(z(t)) G_{ii} x(t) + 2 \sum_{i=1}^r \sum_{i < j} h_i(z(t)) h_j(z(t)) \left\{ \frac{G_{ij} + G_{ji}}{2} \right\} x(t) \quad (3.7)$$

Théorème: l'équilibre du système flou décrit par (3.2) est asymptotiquement stable s'il existe une matrice P commune définie positive tel que

$$G_{ii}^T P + P G_{ii} \prec 0 \quad (3.8)$$

$$\left(\frac{G_{ij} + G_{ji}}{2} \right)^T P + P \left(\frac{G_{ij} + G_{ji}}{2} \right) \leq 0 \quad (3.9)$$

III.4: Formulation du problème LMI :

Le problème est de déterminer un des retours d'état F_i en utilisant la condition de stabilité définie dans le théorème. La condition du théorème n'est pas toujours convexe en F_i et P . Multiplions les deux cotés par P^{-1} et posons $X = P^{-1}$, la condition peut être réécrite comme suit : [9]

$$-XA_i^T - A_iX + M_i^T B_i^T + B_i M_i > 0 \quad (3.10)$$

$$-XA_i^T - A_iX - XA_j^T - A_jX + M_j^T B_i^T + B_i M_j + M_i^T B_j^T + B_j M_i > 0 \quad (3.11)$$

Ou : $M_i = F_i X$ tel que $X > 0$, alors $F_i = M_i X^{-1}$ par substitution dans (3.11). Nous aurons donc le contrôleur flou est stable si : nous définissons au LMI (3.11)

Admet une solution $X > 0$ et M_i ($i = 1, \dots, r$) ou $X = P^{-1}$ et $M_i = F_i X$.

Conclusion

Dans cette partie on a synthétisé un contrôleur flou de type T-S et pour ce, on a fait une approximation non linéaire par le modèle de Sugeno et on a construit un régulateur pour chaque règle floue tout en gardant la même prémisse. Ensuite on a élaboré une loi de commande avec l'approche LMI.

Chapitre IV

Introduction :

La mise en œuvre de la démarche décrite précédemment est donnée dans ce chapitre. Le logiciel utilisé est Matlab/Simulink. Dont les blocs diagramme composé des sous systèmes est donné, pour prouver l'efficacité de la méthode deux résultats de simulation sont donné. Les premiers résultats concernent le modèle du drone sans modèle de Dryden (absence de perturbation externe) ; les seconds en présence des perturbations externes

L'objectif dans ces simulation est de stabilisé le véhicule à une certain altitude et à une vitesse donnée, chose très difficile dans ce domaine compte tenu des problèmes de l'aérodynamique (ex : si l'appareil gagne en vitesse il perd en altitude, bien sur pour ce type d'appareil).

IV.1 Bloc Simulink sans perturbation atmosphérique :

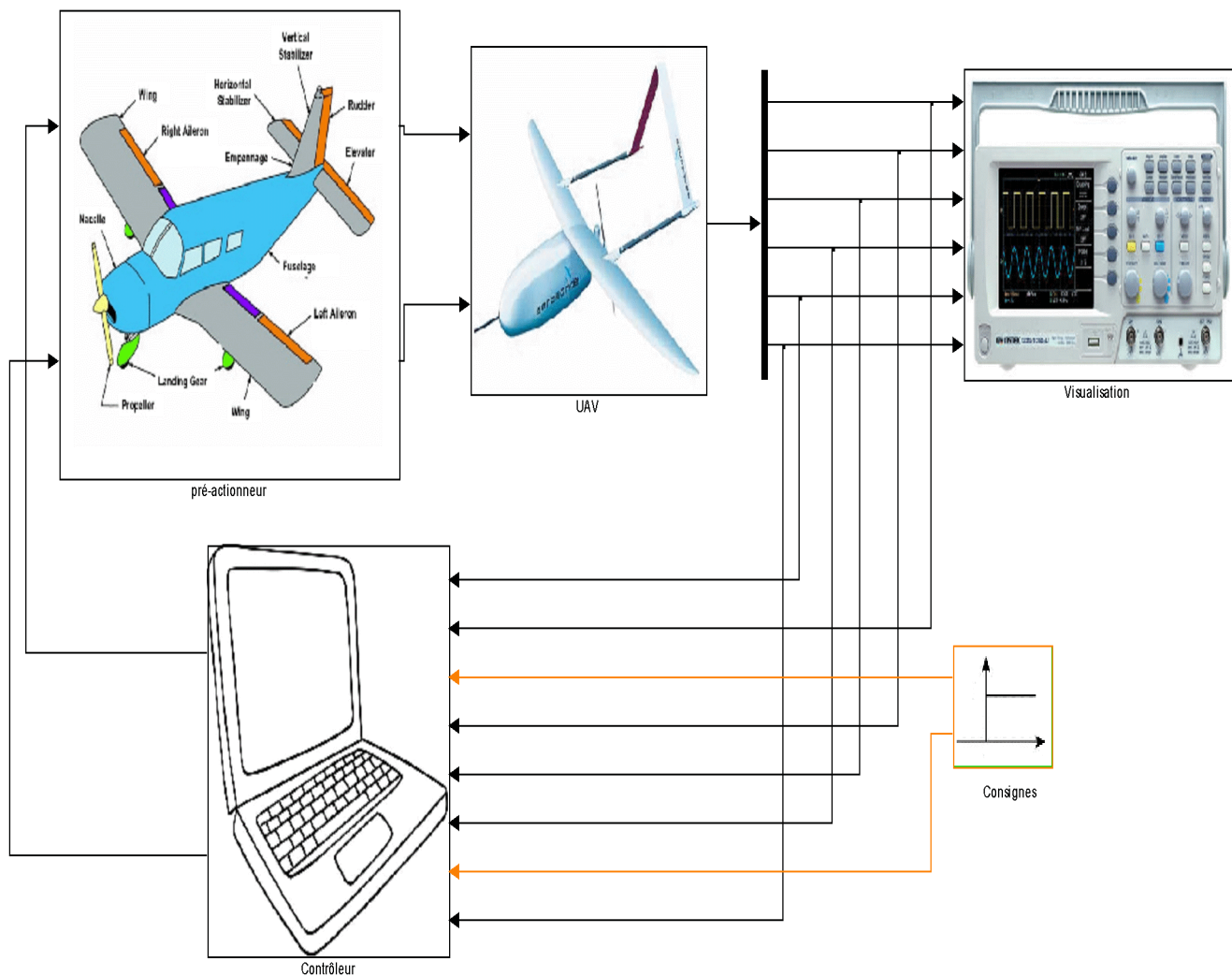


Figure 4.1 : Bloc Simulink sans perturbations atmosphériques

Cette figure est constituée de 5 blocs qui sont : les pré-actionneurs, UAV, contrôleur, consignes et visualisation.

1. Les pré-actionneurs :

Dans le bloc pré-actionneurs on trouve la figure suivante :

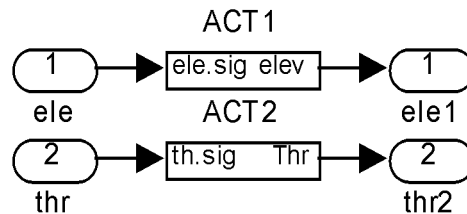


Figure 4.2 : Pré-actionneurs

2. UAV :

La figure suivante illustre le bloc UAV :

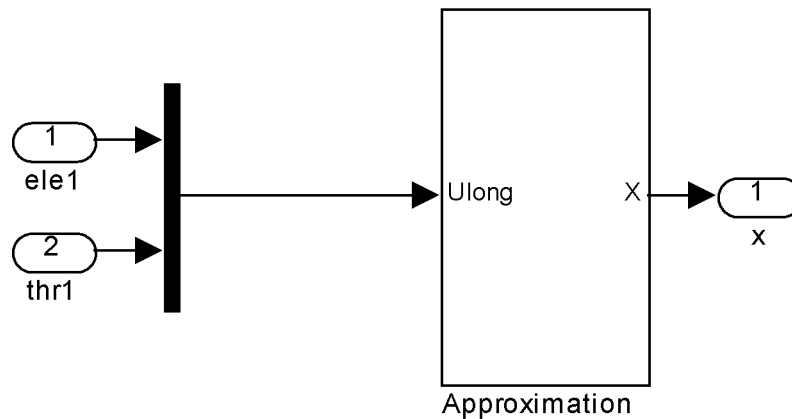


Figure 4.3 : UAV

Le bloc UAV est constitué d'un bloc qui est : approximation par T-S flou du modèle non linéaire, ses détails sont illustrés dans la figure suivante :

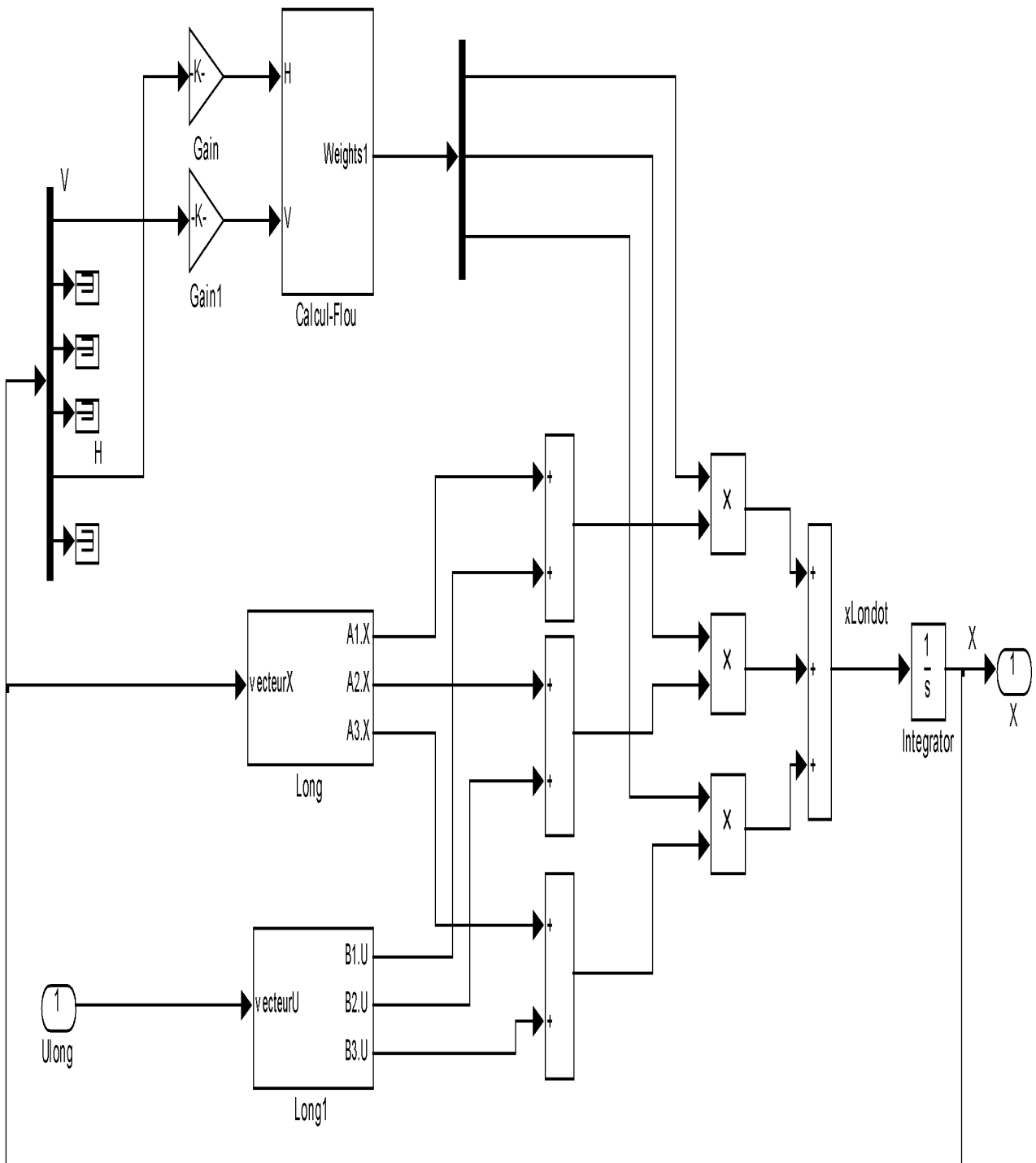


Figure 4.4 : Approximation pas T-S flou du modèle non linéaire

Cette figure est constitué d'un bloc pour le calcul flu

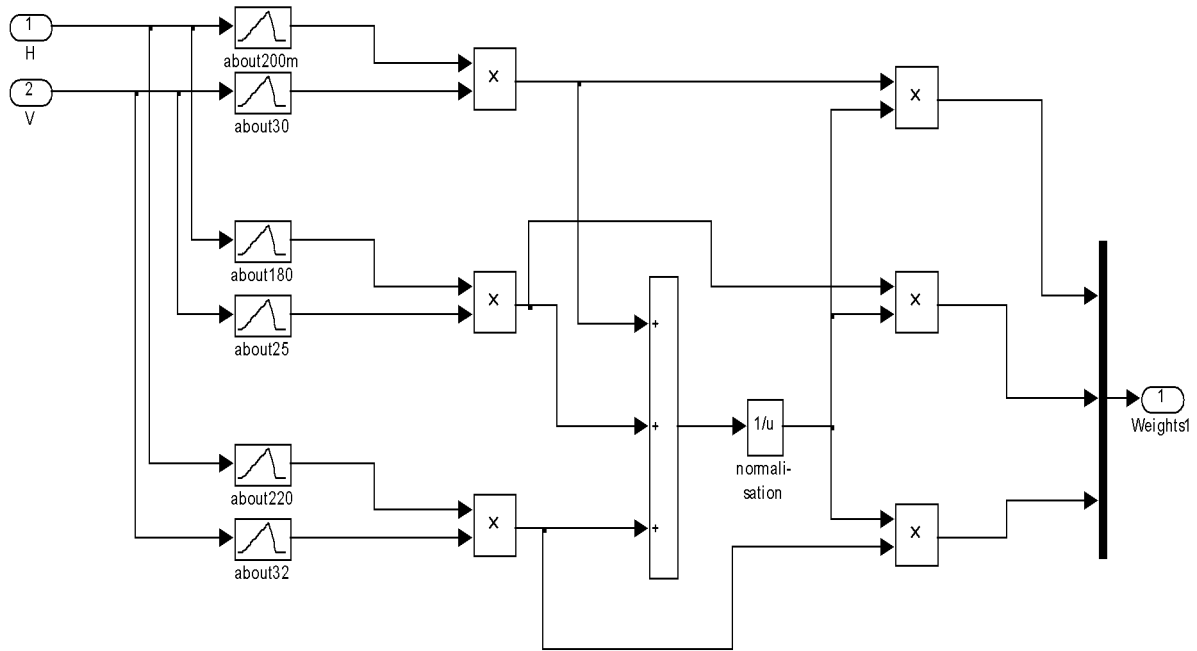


Figure 4.5 : calcul flu

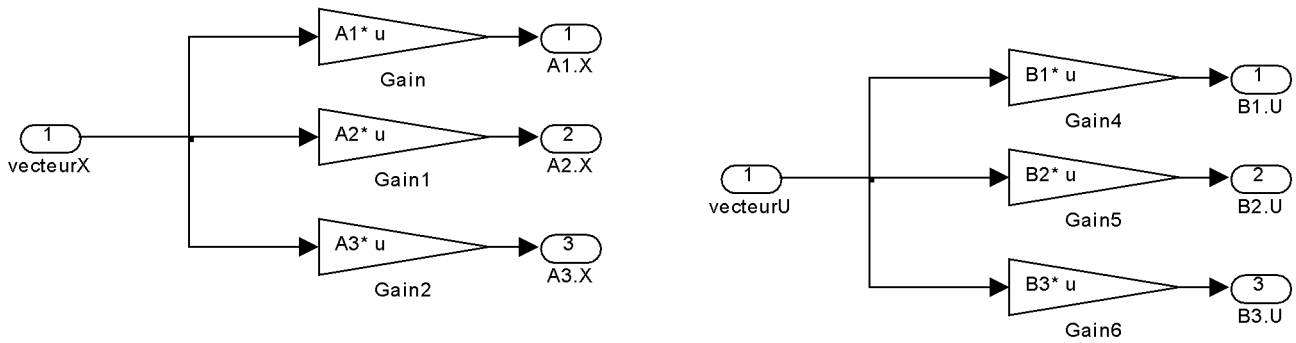


Figure 4.6 : Modèle du drone sans perturbations

3. Contrôleur :

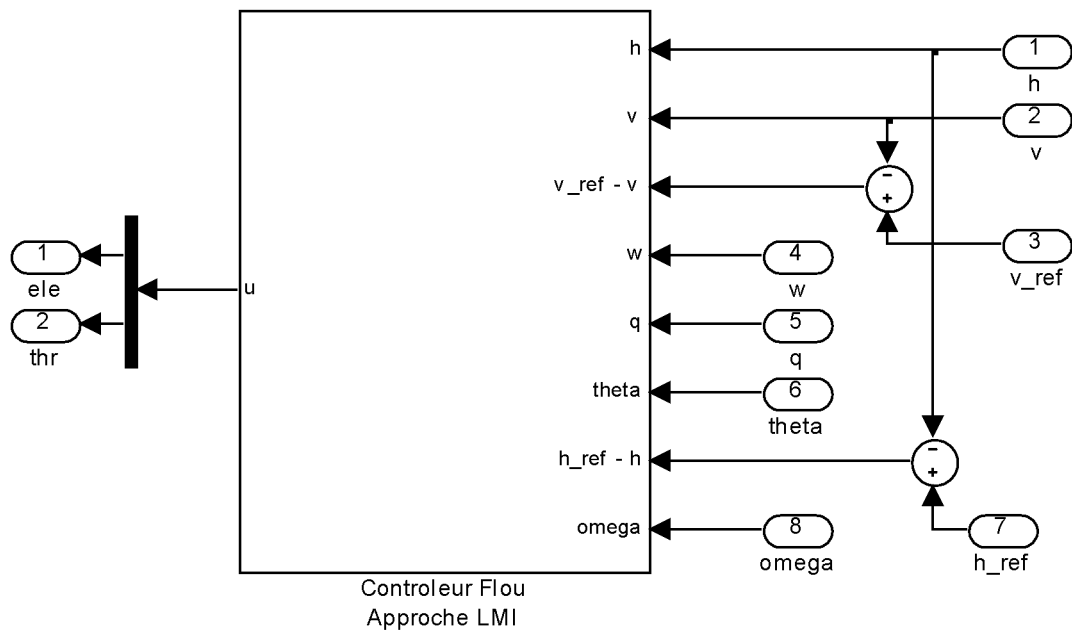


Figure 4.7 : contrôleur

Ce bloc est construit à base d'un contrôleur flou par approche LMI qu'est illustré dans la figure suivante

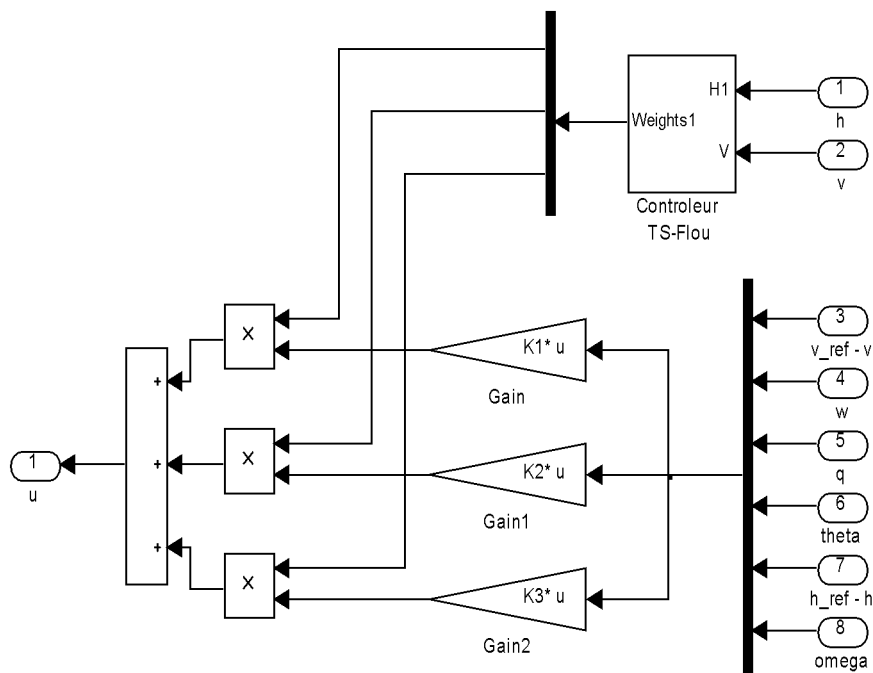


Figure 4.8 : contrôleur flou par approche LMI

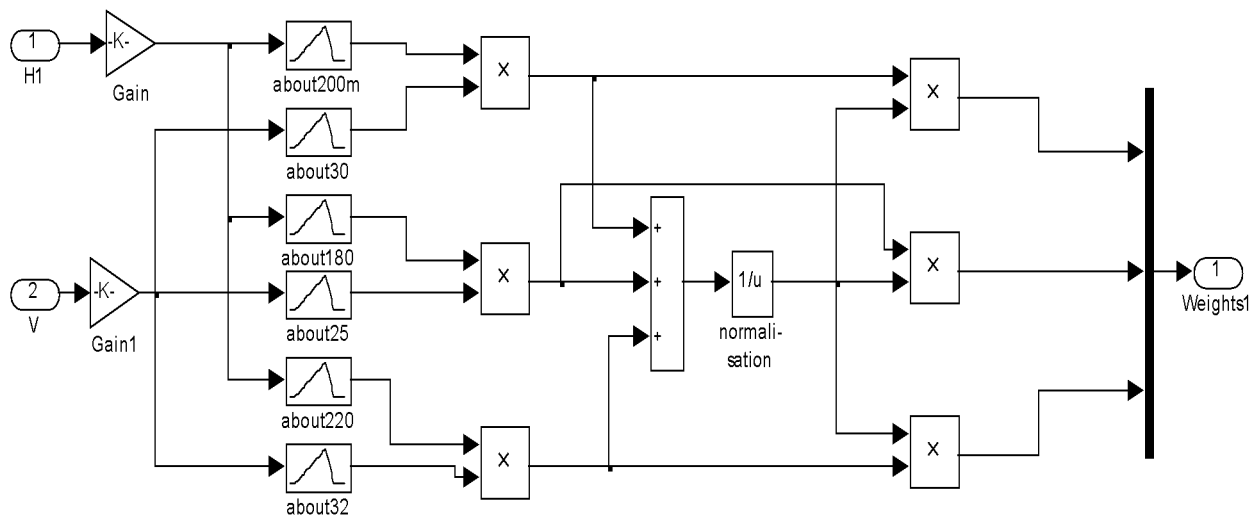


Figure 4.9 Contrôleur TS Flou

4. Consigne :

La figure suivante illustre le bloc de consignes

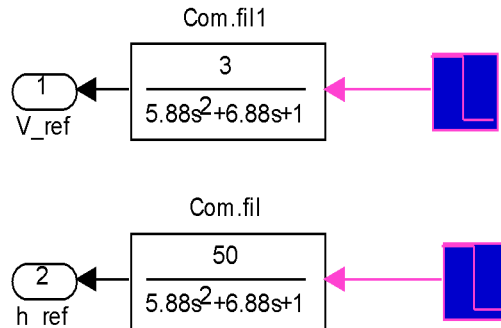


Figure 4.10 : Consignes

5. Visualisation :

La figure suivante illustre le bloc de visualisation dont les scopes affichent :

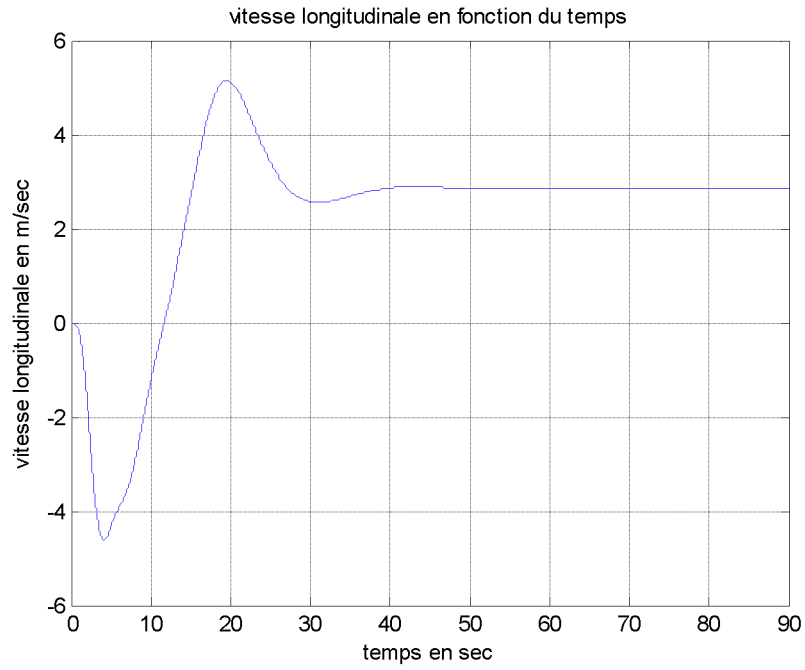


Figure 4.11: vitesse longitudinale en fonction du temps sans perturbations externes

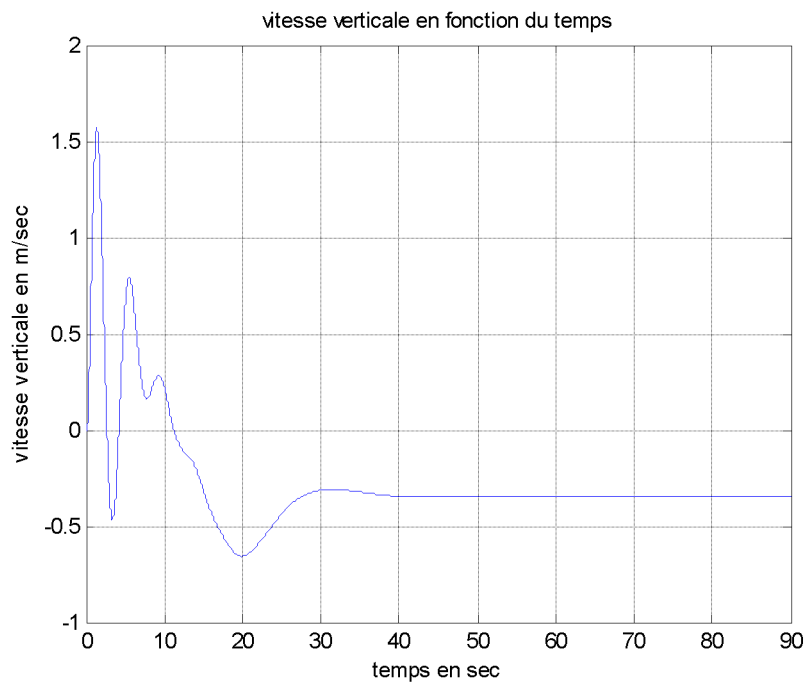
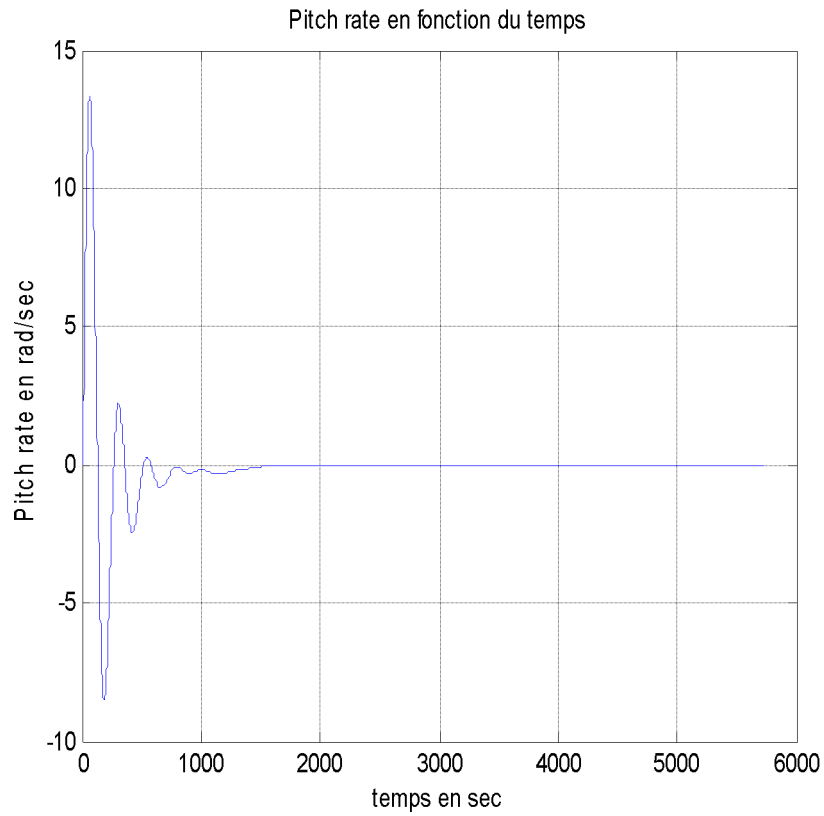
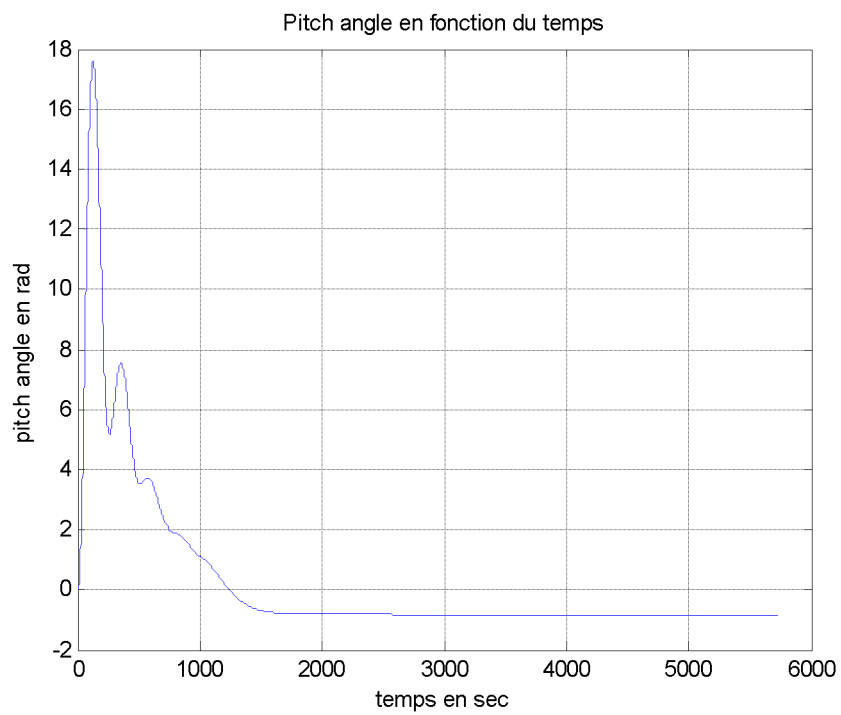


Figure 4.12 : vitesse de variation du tangage sans perturbations externes

**Figure 4.13** : variation du tangage**Figure 4.14** : Angle de tangage en fonction du temps sans perturbations externes

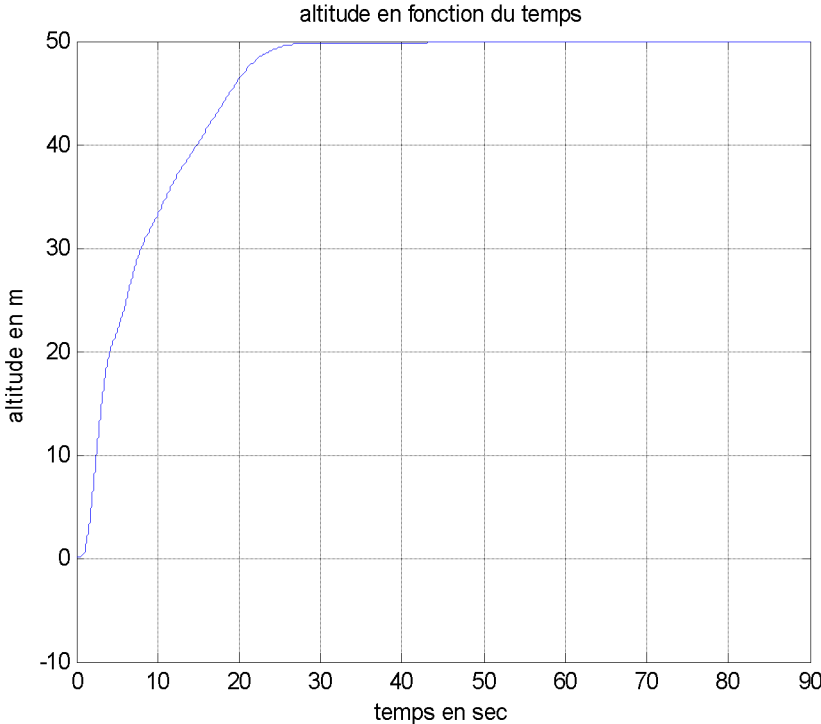


Figure 4.15 : altitude en fonction du temps sans perturbations externes

IV.2 Bloc Simulink avec perturbation atmosphérique:

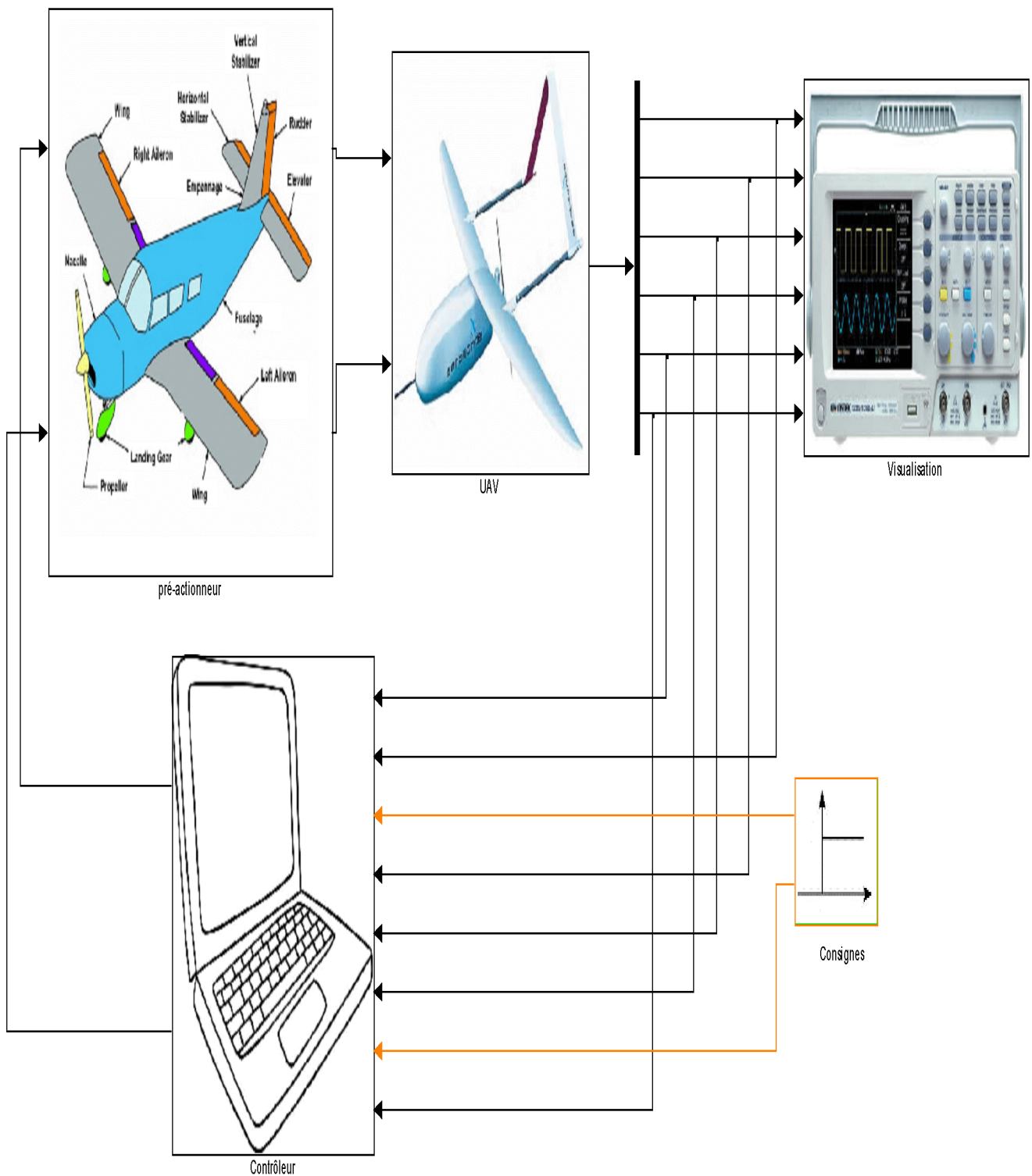


Figure 4.16 : Bloc Simulink avec perturbation atmosphérique

Cette figure est constituée de 06 blocs qui sont : le filtre de Dryden, les pré-actionneurs, UAV, contrôleur, consignes et visualisation.

1. Filtre de Dryden :

Dans le bloc filtre de Dryden on trouve la figure suivante :

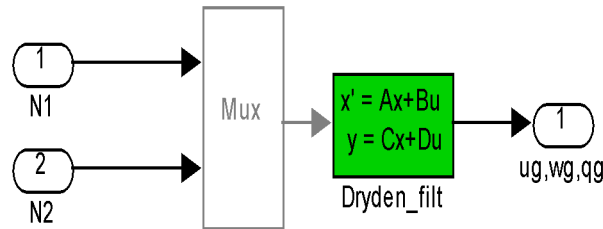


Figure 4.17 : Filtre de Dryden

2. Pré-actionneurs :

Dans le bloc pré-actionneurs on trouve la figure suivante :

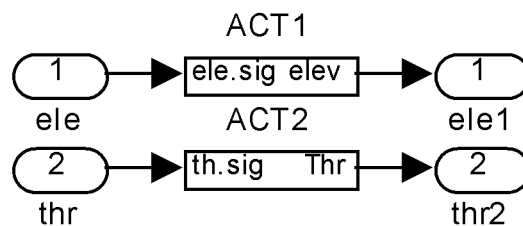


Figure 4.18 : Pré-actionneurs

3. UAV :

La figure suivante illustre le bloc UAV :

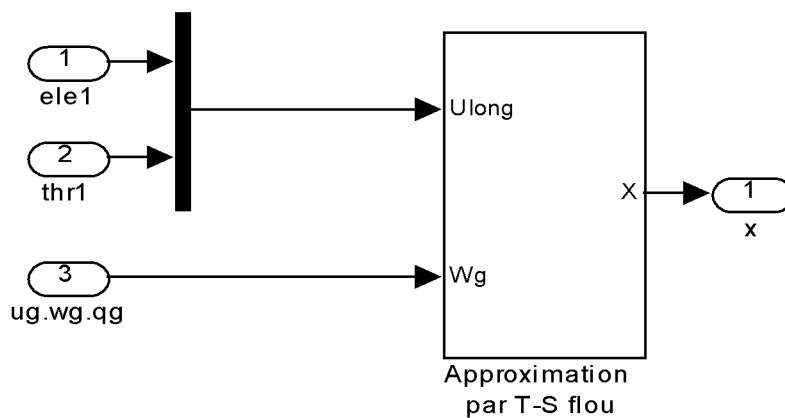


Figure 4.19 : UAV

Le bloc UAV est constitué d'un bloc qui est : Approximation par T-S flou du modèle non linéaire, ses détails sont illustrés dans la figure suivante :

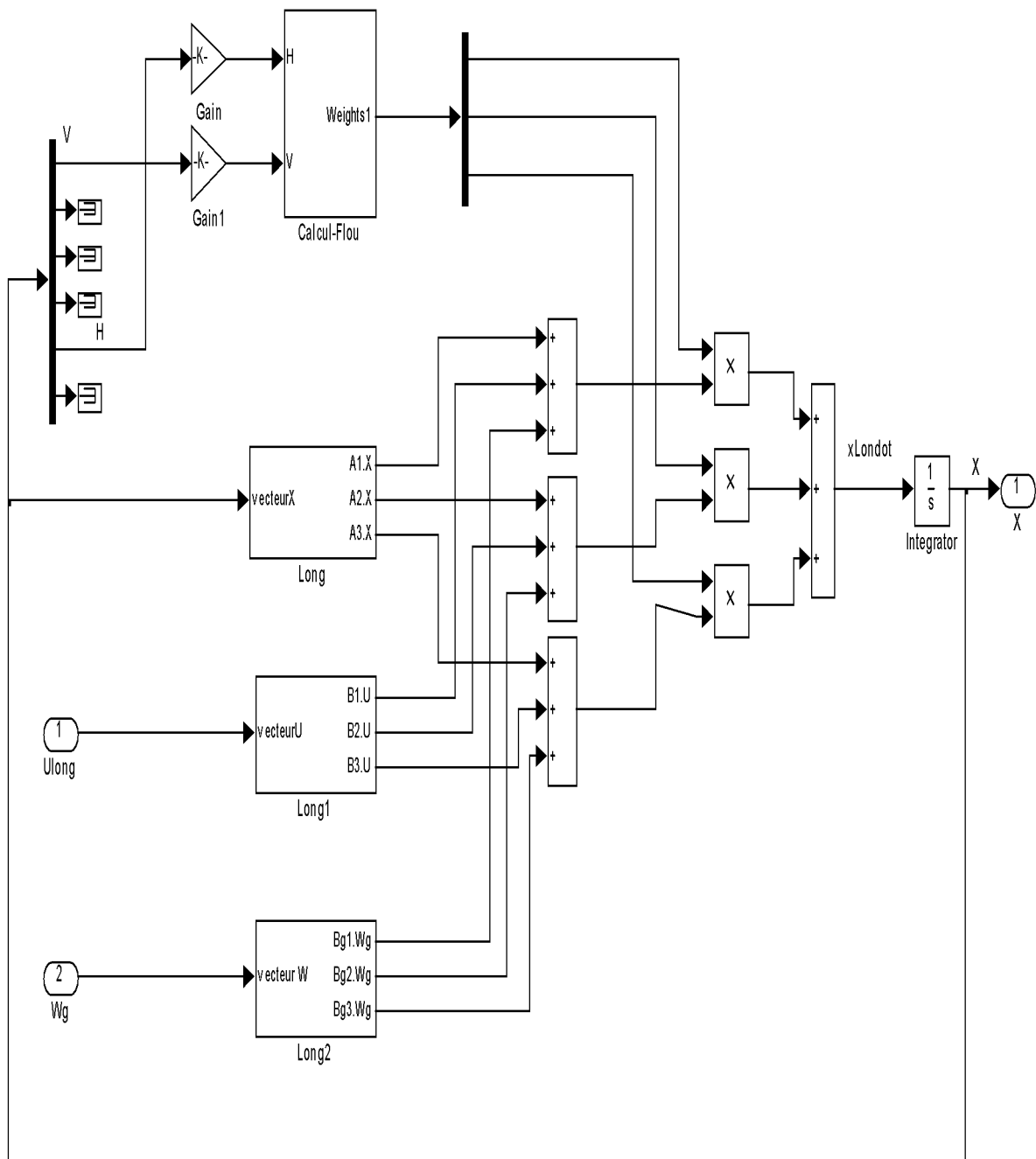


Figure 4.20 : Approximation par T-S Flou du modèle non linéaire

Cette figure est constituée d'un bloc pour le calcul flou,

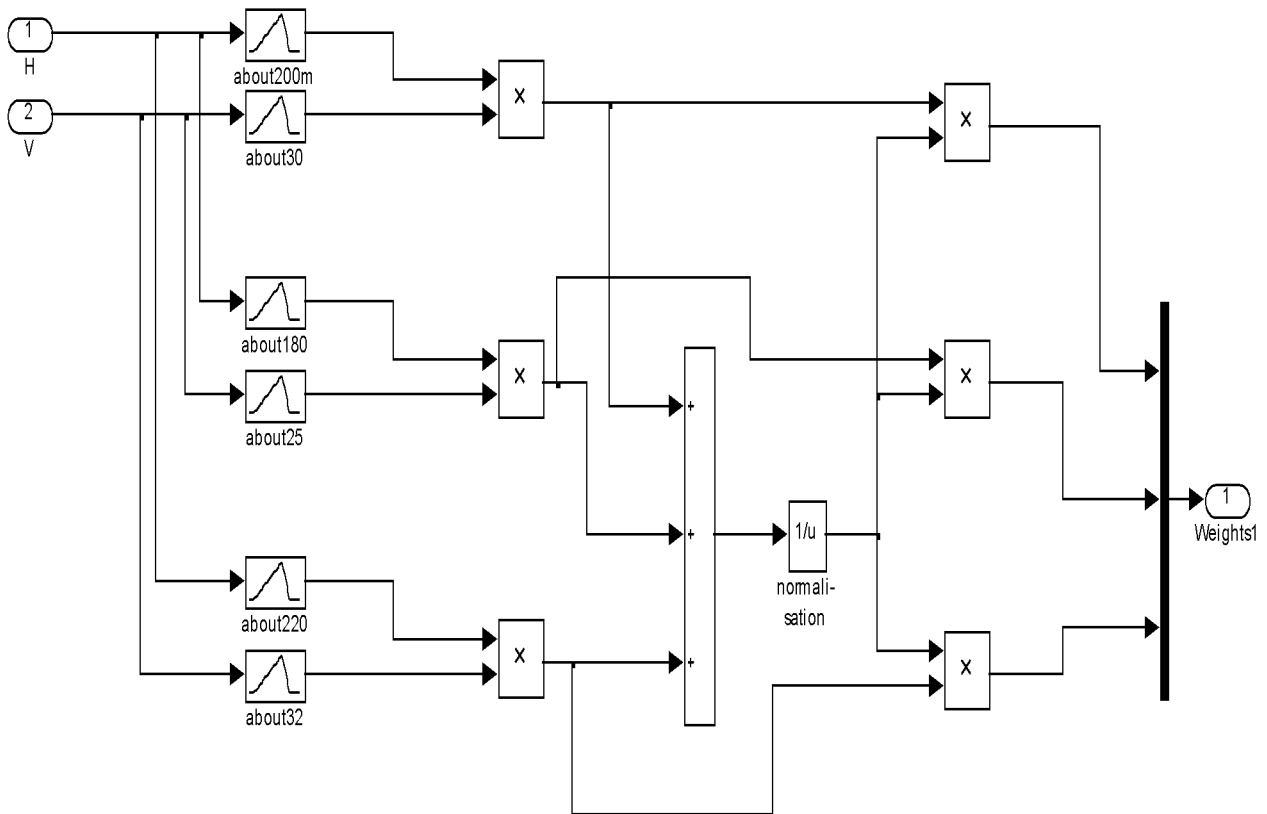


Figure 4.21 : Calcul Flou

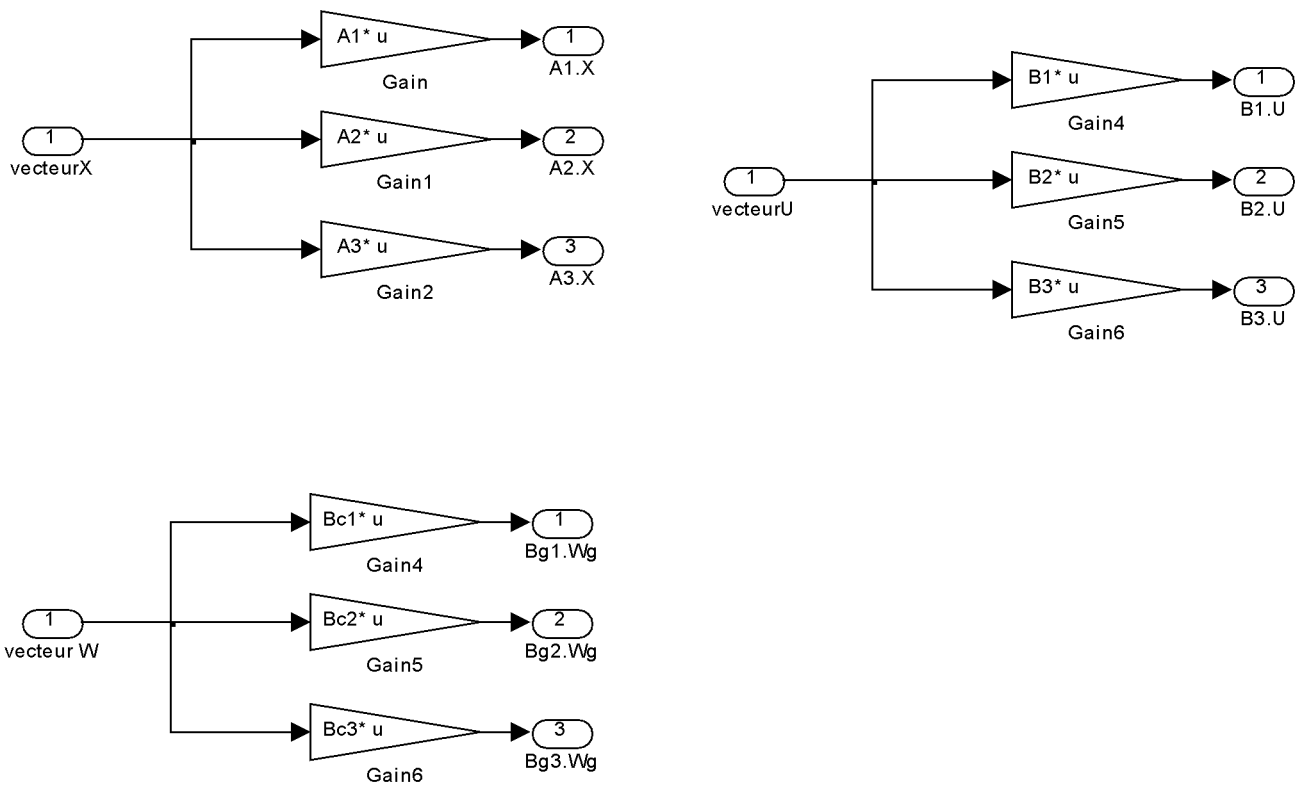


Figure 4.22 : Modèle du drone

4. Contrôleurs :

La figure suivante illustre le bloc contrôleur.

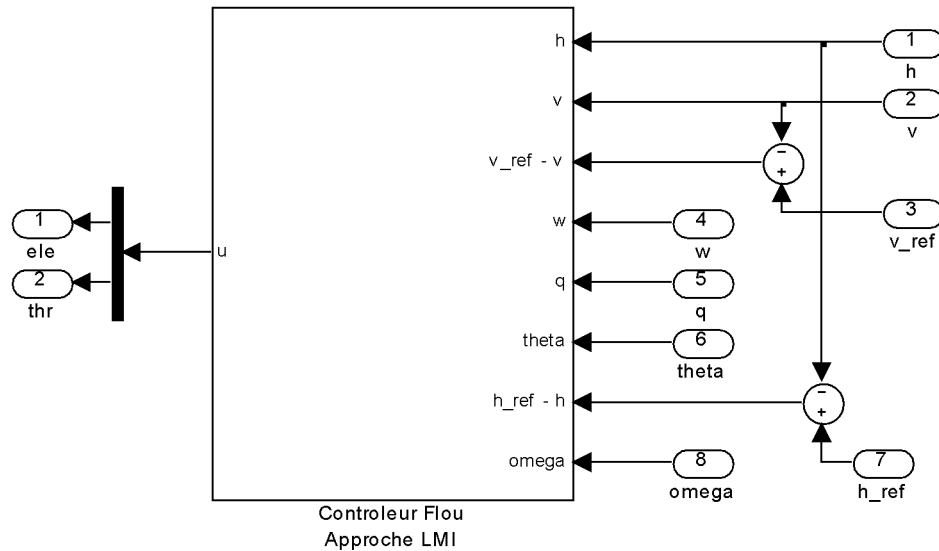


Figure 4.24 Contrôleur

Ce bloc est construit à base d'un contrôleur flou par approche LMI qui est illustrée dans la figure suivante

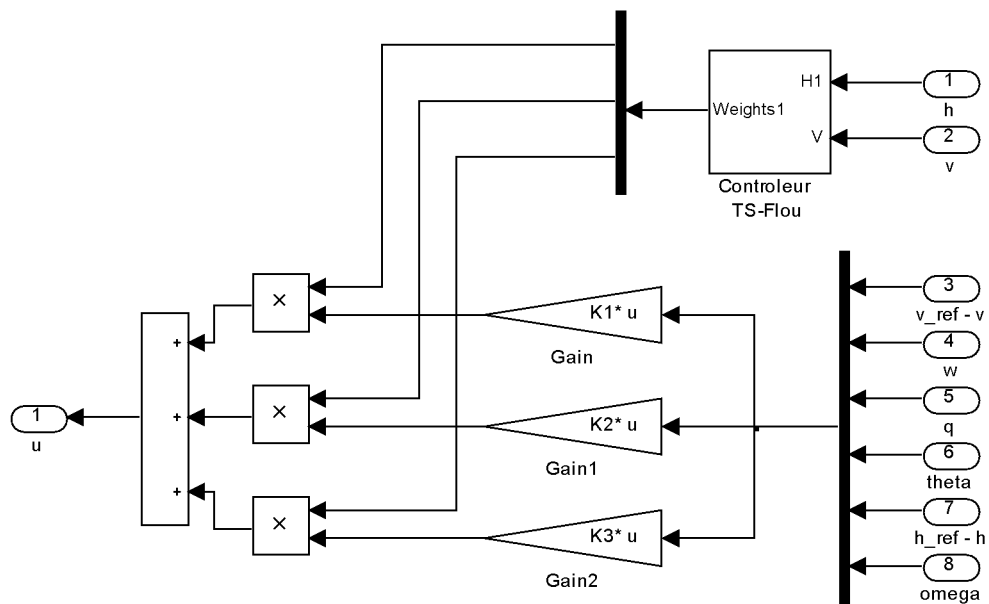


Figure 4.25 : Contrôleur flou par approche LMI

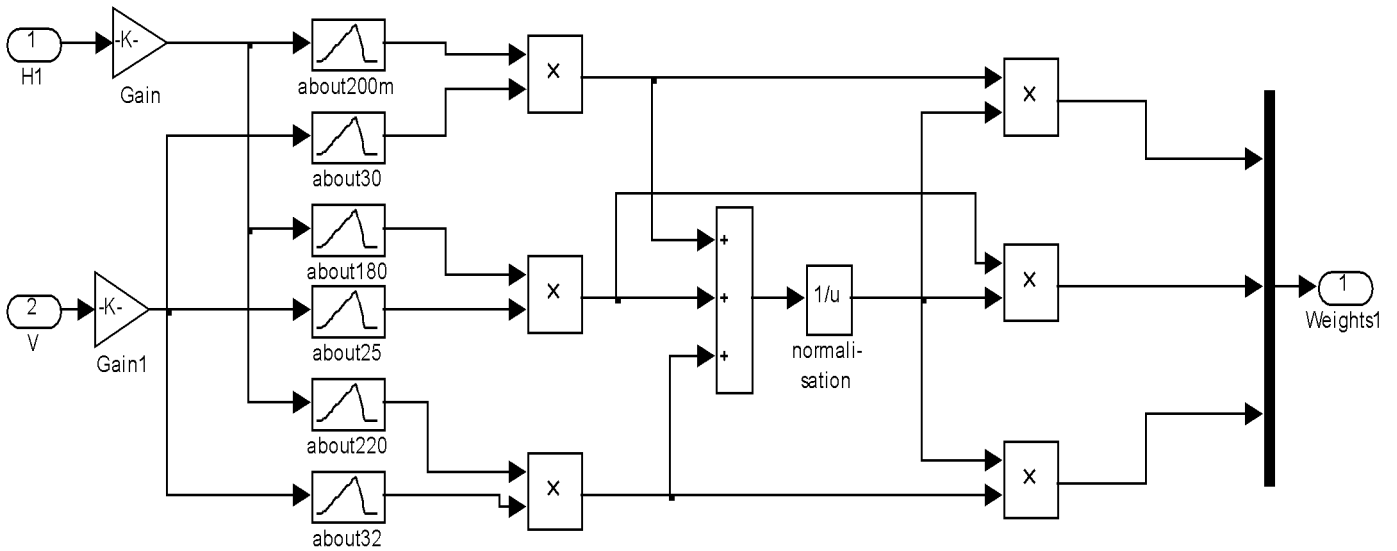


Figure 4.26. Contrôleur TS Flou

5. Consigne :

La figure suivante illustre le bloc de consignes

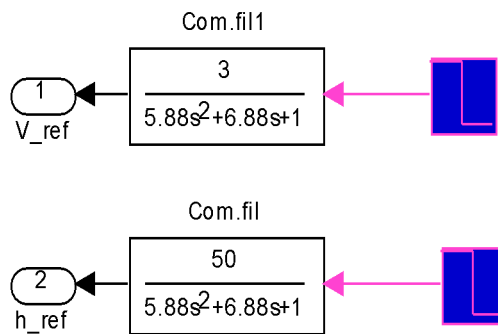


Figure 4.27 : Consignes

6. Visualisation :

La figure suivante illustre le bloc de visualisation dont les scopes affichent :

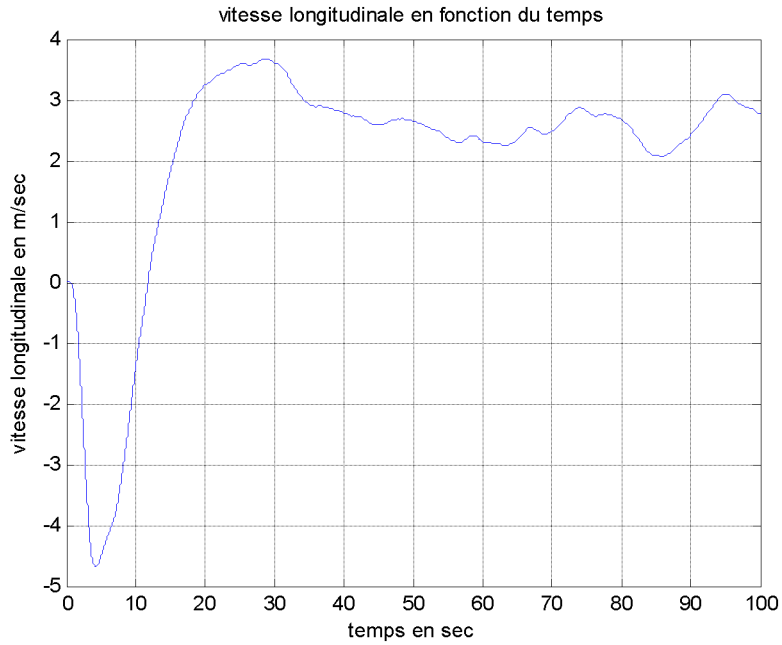


Figure 4.28 : vitesse longitudinale en fonction du temps en présence de perturbations externes

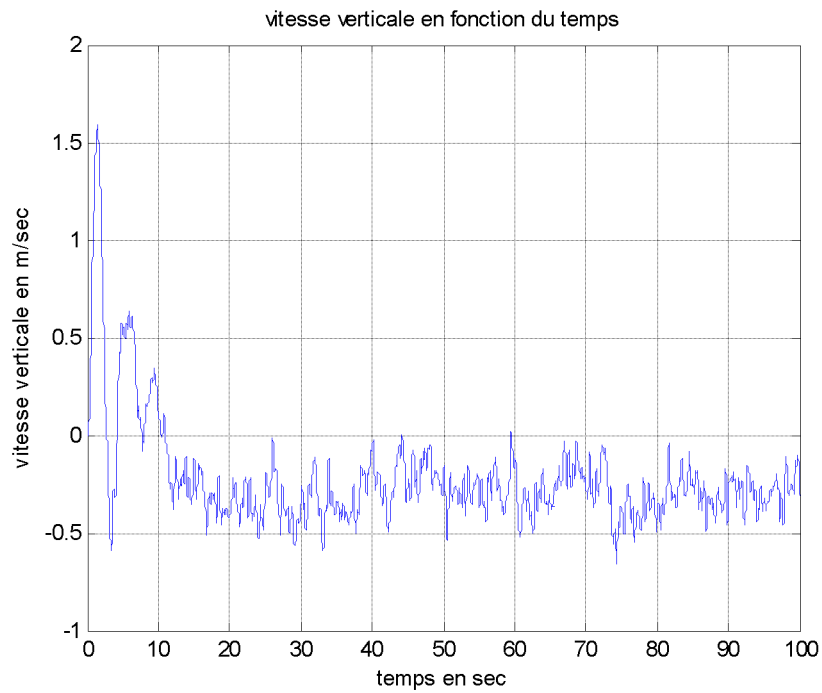


Figure 4.29 : vitesse de variation du tangage en présence de perturbations externes

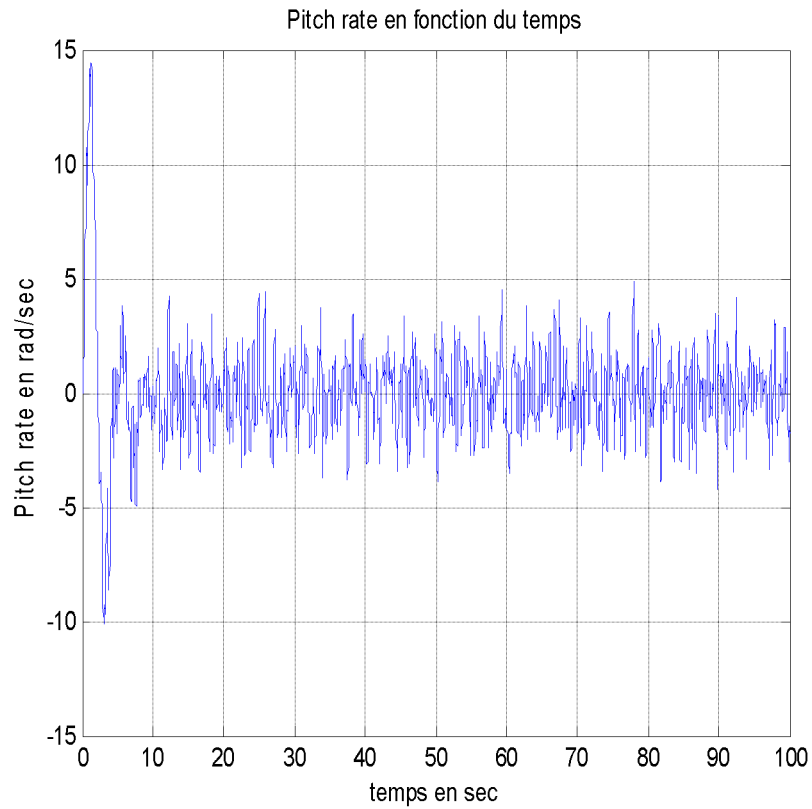


Figure 4.30 : variation du tangage en présence de perturbations externes

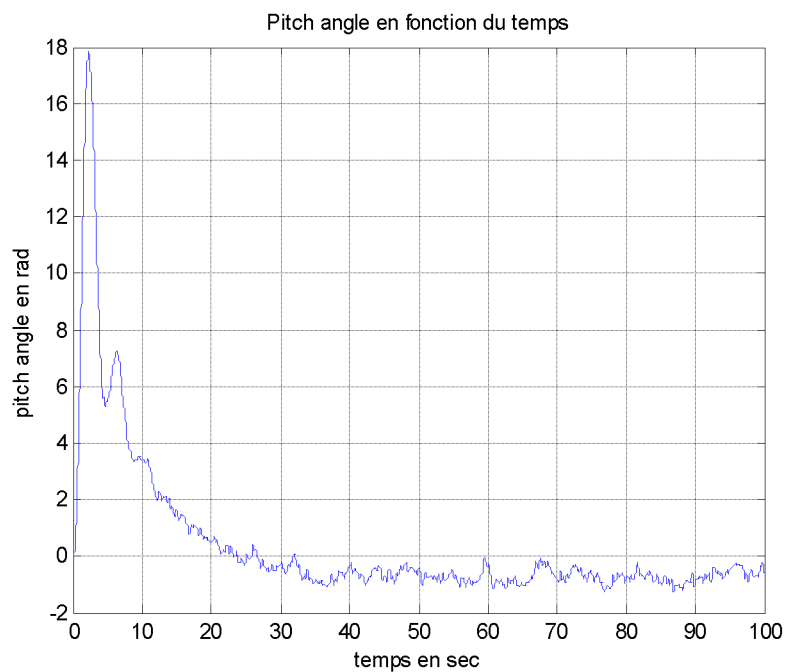


Figure 4.31 : Angle de tangage en fonction du temps en présence de perturbations externes

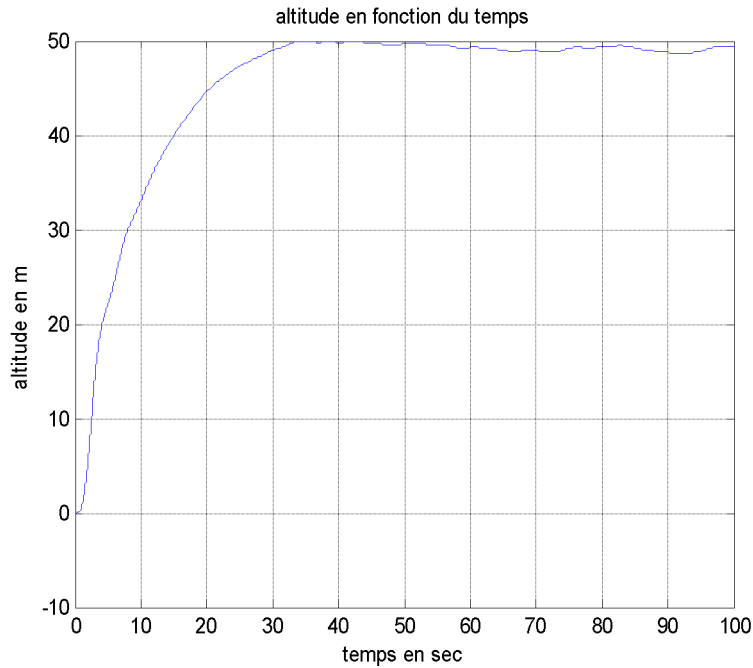


Figure 4.32 : altitude en fonction du temps en présence de perturbations externes

IV.3 Interprétation des résultats :

- La figure (4.11) représente la vitesse longitudinale en fonction du temps en absence de perturbations externes, tandis que la figure (4.28) représente la vitesse longitudinale en fonction du temps en présence des perturbations.

Interprétation :

La consigne en vitesse est de 3m/s ; nous remarquerons que la sortie à atteint la consigne en présence et en absence de vent avec une erreur statique de 0.4m/s qui est tolérable vue la difficulté citée précédemment.

- La figure (4.12) représente la vitesse verticale en fonction du temps en absence de perturbations externes, tandis que la figure (4.29) représente la vitesse verticale en fonction du temps en présence des perturbations.

Interprétation :

Pendant que le drone prend de l'altitude la vitesse verticale augmente vu l'angle de tangage qui augment, mais dès que l'altitude se stabilise w doit revenir vers zéro, sur la figure à $t = t_r$

ou

t_r : temps de réponse $w = -0.4$ vu l'erreur statique soulevée précédemment

- La figure (4.13) représente la variation du tangage en absence de perturbations externes, tandis que la figure (4.30) représente la variation du tangage en présence de perturbations.
- La figure (4.14) représente l'angle de tangage en fonction du temps en absence de perturbation externe, tandis que la figure (4.31) représente l'angle de tangage en fonction du temps en présence de perturbations.

Interprétation :

Les variations de l'angle de tangage θ est resté dans l'intervalle de tolérance $0 \leq \theta \leq 18$ ainsi que $-15 < q < +15$; C'est variation doivent être respecte rigoureusement afin d'évité le décrochage de l'avion.

- La figure (4.15) représente l'altitude en fonction du temps en absence de perturbations externes, tandis que la figure (4.32) représente l'altitude en fonction du temps en présence de perturbations.

Interprétation :

Nous pouvons voir sur la figure que l'altitude est stabilisée à la consigne $h_{ref} = 50m$ en présence et en absence de perturbation.

IV.4. la solution du problème LMI :

Dans ce qui suit nous donnons la solution unique trouvée en utilisant LMI, ainsi que les différents gains k_1, k_2 et k_3

$$P = \begin{bmatrix} 0.2841 & 0.0173 & -0.0021 & 0.9640 & 0.0551 & 0.0095 \\ 0.0173 & 0.5761 & -0.0944 & 4.8711 & 0.2750 & -0.0052 \\ -0.0021 & -0.0944 & 0.7260 & 1.7645 & 0.0222 & -0.0023 \\ 0.9640 & 4.8711 & 1.7645 & 215.5598 & 5.6172 & -0.2193 \\ 0.0551 & 0.2750 & 0.0222 & 5.6172 & 0.3764 & -0.0048 \\ 0.0095 & -0.0052 & -0.0023 & -0.2193 & -0.0048 & 0.4522 \end{bmatrix}$$

$$k_1 = \begin{bmatrix} 0.1123 & -0.8041 & 0.1414 & 0.0257 & -0.3578 & -0.0022 \\ 0.2186 & 0.0524 & 0.0112 & 0.0006 & -0.1119 & -0.0139 \end{bmatrix}$$

$$k_2 = \begin{bmatrix} 0.1284 & -0.8586 & 0.1387 & 0.0266 & -0.3487 & -0.0027 \\ 2.0679 & 0.4897 & 0.1070 & 0.0053 & -1.0228 & -0.1216 \end{bmatrix}$$

$$k_3 = \begin{bmatrix} 0.1356 & -0.8464 & 0.1524 & 0.0274 & -0.3970 & -0.0027 \\ 0.5029 & 0.1194 & 0.0259 & 0.0014 & -0.2513 & -0.0314 \end{bmatrix}$$

Conclusion :

La conception d'une loi commande du vol nécessite de prendre plusieurs paramètres en charge tel que le respect des plages de variation des angles. Nous avons pu stabiliser le drone en suivant les deux consigne altitude et la vitesse tout en respectant les intervalles de variations de p et de θ afin d'éviter le décrochage du drone.

Conclusion générale

Conclusion générale

Nous avons présenté en premier lieu la dynamique du drone en vol et ses surfaces de commande et comme système de commande. Egalement la modélisation et la mise sous forme de modèle d'état non linéaire de la dynamique de vol ont été obtenues, dans le but de le linéariser et séparer les dynamiques en deux canaux longitudinale et latérale.

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 à la commande des systèmes.

Dans ce manuscrit, nous avons étudié le régulateur TS, en premier lieu nous avons utilisé pour l'approximation du modèle non linéaire du drone, en suite nous avons gardé les mêmes paramètres de la prémisse pour la synthèse du régulateur. Pour garantir la stabilité de la boucle nous avons formulé le problème sous forme LMI.

Pour prouver l'efficacité de la méthode utilisée, des résultats de simulation du canal longitudinale accompagnés d'une interprétation sont données à la fin.

Il sera intéressant de synthétiser le même type de régulateur pour le canal et d'utiliser les deux contrôleurs pour la commande du système non linéaire afin de prouver l'efficacité de la méthode.

References et bibliographies:

- [1]: Roskam J. Airplane flight dynamics and automatic flights control Part II/J Roskam//Design, Analysis and Research Corporation (DARcorporation).-1998, 780p.
- [2]: Kimon P. Valavanis “Advanced in Unmanned Aerial Vehicles state of the Art and the Road to Autonomy”. Springer, 2007,-p.
- [3]: G.J. Holland, T. McGeer, H.Yonngreb ‘Autonomous Aerosondes for Economical Atmosphric Souding Anywhere on the Globe. December 1992 American Meteorological Society. Vol 7, N° 12 pp 1987-1998.
- [4]: Roskam J. Airplane flight dynamics and performance / J. Roskam, C. T. Lan//Design, Analysis and research Corporation (DARCorporation).-1997, 840 p.
- [4]: Rauw M. The flight dynamics and control toolbox / M.Rauw – math works company, 2000. – 263p.
- [5]: McLean D. Automatic Flight Control Systems / D.McLean – Englewood: Prentice Hall Inc, 1990 - 593 p.
- [6]: Aerosonde Robotic aircraft Web site: www.aerosonde.com.
- [7]: Ronald R. Yager, Dinitar P. Filev Essential of fuzzy Modeling and control. John wiley & sons, Inc. 1994.385p.
- [8]:Kazou Tanaka,Hua O.Wang. Fuzzy control Systems Design And Analysis. John wiley & sons, Inc .2001.309p.
- [9]: Wang, H.O., Tanaka, K., and Griffin, M., An approach to fuzzy control of non linear systems : Stability and design issues. *IEEE Transactions on Fuzzy Systems*, Vol 4,pp 14-23, 1996.
- [10]: K. Tanaka and M. Sano, “A robust stabilization problem of fuzzy control systems and its application to backing up control of a truck-trailer,” *IEEE Trans. Fuzzy Syst.*, vol. 2, no. 2, pp. 119-134, 1994.
- [11]: K. Tanaka, *A Theory of Advanced Fuzzy Control*. Tokyo, Japan: Kyouritsu Pub., 1994 (in Japanese)