

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

Université Mouloud Mammeri De Tizi-Ouzou



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

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

Présenté par
Mourad KAHIL
Mustapha MESSAOUDENE

Mémoire dirigé par : M. TOUAT. M.A

Thème

**Commande floue du canal longitudinal
D'un drone**

Mémoire soutenu publiquement le 25 septembre 2014 devant le jury composé de :

M
M
M
M

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

Université Mouloud Mammeri De Tizi-Ouzou



Faculté de Génie Electrique et d'Informatique
Département d'Automatique

**Mémoire de Fin d'Etude
de MASTER ACADEMIQUE
Spécialité : Automatique**

Présenté par
**Kaddour MOHAND KACI
Mohand ADDELLALI**

Mémoire dirigé par **Xavier ROBERT** et co-dirigé par **Prénoms NOM**

Thème

**Ecrire le thème sans modifier ni la police
ni la taille des caractères. Eviter de
modifier l'ensemble de cette page.
N'ajouter ni logo ni rubrique ni couleurs**

Mémoire soutenu publiquement le 24 juin 2014 devant le jury composé de :

M. Nacer BENNAMROUCHE

Pr, UMMTO, Président

M. Abdellah SID ELHAOURI

MA CArade, Lieu d'exercice, Rapporteur

M Prénom NOM

Grade, Lieu d'exercice, Examineur

M Prénom NOM

Grade, Lieu d'exercice, Examineur

Remerciements

Avant tout, nous remercions DIEU le Tout-puissant de nous avoir donné le courage, la volonté et la patience durant toutes ces années d'études et que grâce à lui ce travail a pu être réalisé.

Nos vifs remerciements vont en premier lieu, à nos chers parents de nous avoir aidé pour arriver au terme de ce travail.

A l'issue de ce travail, nous tenons à exprimer nos remerciements et gratitude à notre promoteur Mr : TOUAT pour son aide et son orientation judicieuse.

Notre profonde gratitude va également aux membres de jury qui fera l'honneur d'évaluer ce travail.

A travers ce mémoire, nous adressons nos reconnaissances à tous nos enseignants qui ont contribué à notre formation depuis la première classe du primaire jusqu'à aujourd'hui.

Nous tenons à exprimer toute notre gratitude à l'ensemble des personnes qui ont participées, chacune à sa manière, à l'accomplissement de ce travail.

Sommaire

Introduction générale	1
Chapitre I : Les drones comme objet de commande	
I.1.Brève description du drone considéré et les particularités de sa mission de vol.....	3
I.1.1.Caractéristiques du drone Aéromonde Mark3.....	4
I.2.Surface de commande.....	7
I.3.Drones comme objets de commande.....	7
I.4.Détermination des équations de mouvement	9
I.4.1.Mouvement de translation.....	9
I.4.2.Mouvement de rotation.....	12
I.4.3.Contribution de la force de gravitation aux équations de mouvement.....	14
I.4.4.Système non linéaire.....	16
I.4.4.a. Linéarisation des termes inertiels et gravitationnels.....	16
I.4.4.b. Linéarisation des forces et moments aérodynamique à l'aide de la méthode de Taylor	19
I.5.Perturbations atmosphériques.....	20
I.5.1.Fonction mathématique d'une rafale de vent.....	21
I.5.2.Représentation des interactions atmosphériques.....	21
5.2.1. Composantes des turbulences longitudinales.....	22
5.2.2. Composantes des turbulences latérales.....	23
I.6.Modèle des actionneurs.....	24
I.7.Modèle linéaire du canal longitudinale du drone.....	25
I.8.Problématique.....	26
I.9.Conclusion.....	26

Sommaire

I.8.Problématique.....	26
Conclusion.....	26

Chapitre II: la logique floue et la commande

II.1.Introduction.....	27
II.2.La logique floue aujourd’hui.....	27
II.3.Historique de la logique floue.....	27
II.4.Théorie de la logique floue.....	28
II.5.Les concepts.....	30
II.5.1.Sous-ensemble flou.....	30
II.5.2.Variable linguistique.....	31
II.5.3.Operateurs de la logique floue.....	32
II.5.4.Fonction d’appartenance.....	33
II.5.5.Propositions et règle floue.....	35
II.6.Commande par la logique floue.....	35
II.6.1.Principe et réalisation d’un contrôleur flou	36
II.6.1.1.Procédé général lors de la conception d’une commande par la logique floue.....	36
II.6.1.2.Propriétés d’une commande par logique	37
II.6.2.Les différentes étapes de la commande floue.....	37
II.6.2.1.Base de connaissances	38
II.6.2.2.Mise en forme des entrées, normalisation.....	39
II.6.2.3.Interface de fuzzification.....	39
II.6.2.4.Traitement de prémisses composées.....	41

Sommaire

II.6.2.5.Moteur d'inférence floue.....	41
II.6.2.6.Interface de défuzzification.....	44
II.6.3.Déférents types de régulateurs floues.....	45
II.6.3.1.Régulateur de type Mamdani.....	45
II.6.3.2.Régulateur de type sugeno.....	46
II.6.4.Avantages et inconvénients de la commande par logique floue.....	47
II.7.Conclusion.....	48

Chapitre III : Résultats de simulation

III.1.Introduction.....	49
III.2. Régulateur de la boucle interne.....	49
III.3. Régulateur de la boucle externe.....	50
III.4.Résultats de simulation.....	50
Conclusion générale.....	54

Sommaire

Introduction générale

Introduction générale :

Dans la langue française, le mot drone utilisé pour décrire tout véhicule terrestre, aérien, marin ou sous-marin doté d'une certaine autonomie. Dans ce manuscrit mémoire, la signification anglo-saxonne lui sera cependant préférée et le mot drone représentera uniquement un véhicule aérien autonome.

Les drones, véhicules volants sans pilote, apparurent principalement à des fins militaires, leur utilisation pour des missions de surveillance s'est en suite répandue. Depuis de nombreux drones ont été développés, et leur usage à des fins civiles a également débuté. Les drones ont connu un véritable essor grâce à la nouvelle technologie, comme la navigation par satellite et les microprocesseurs informatiques.

Selon leur nature on distingue plusieurs classes :

- Les drones HALE (de l'anglais High Altitude, Long Endurance), ayant une autonomie de plusieurs jours pour certains et évoluant à plus de 20 000 mètres d'altitude.
- Les drones MALE (de l'anglais Medium Altitude, Long Endurance), ayant une autonomie d'une trentaine d'heures et évoluant entre 5 000 et 15 000 mètres d'altitude.
- Les TUAV (de l'anglais Tactical Unmanned Aerial Vehicles), ayant une autonomie d'une dizaine d'heures et évoluant à moins de 5 000 mètres d'altitude.

Les drones tactiques tels que l'Aerosonde, conçu pour l'étude de phénomènes météorologiques, peut être aussi utilisé pour la localisation de victimes lors des catastrophes naturelles, surveillance en milieu urbain, analyse ou collecte d'échantillons en atmosphère polluée, exploration de zones contaminées, supervision du trafic routier, prises de vues de bâtiments ou d'ouvrages d'art pour la maintenance, inspection de lignes électriques ou de voies ferrées, etc. On note que ce drone sera l'objet d'étude de ce présent mémoire.

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. À cet égard, une méthode de conception d'une loi de commande floue, en présence et en absence de rafales de vent et

Introduction générale

des bruits de mesure des capteurs, sera étudiée tout au long de ce mémoire, organisé comme suit :

Le premier chapitre consiste en une brève présentation des caractéristiques du drone Aerosonde Mark 3 et en développement du modèle non linéaire des drones. A la fin de ce chapitre, le modèle linéaire du canal longitudinal sera donné autour de trois points d'équilibre.

Un modèles de turbulence atmosphérique sera présenté à savoir le modèle de Dryden.

Le deuxième chapitre introduit les concepts de base nécessaires à la bonne compréhension de la logique floue et pour cela ce chapitre est principalement consacré à la théorie des ensembles flous et 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.

Les schémas et résultats de simulation ainsi que leurs interprétations seront exposés dans le troisième chapitre.

I.1.Brève description du drone considéré et les particularités de sa mission du vol :

Comme mentionné dans l'introduction, le type de drone utilisé pour la conception de la loi de commande est appelé Aerosonde Mark3 qui est un véhicule aérien sans pilote, il est utilisé dans plusieurs domaines, vu son coût et sa flexibilité. Ce drone a été conçu à l'origine pour l'étude des phénomènes météorologiques dans les zones dangereuses. Un prototype a fait son premier vol en 1993, ce qui démontre la fiabilité de sa plate-forme. En 1998, un programme intensif de développement avait conduit à l'Aerosonde Mark 1, qui a passé toutes les exigences d'un processus pleinement opérationnel par le Bureau Météorologique Australien. A cet égard, Huit Aerosondes Mark1 ont été achetées par l'Université nationale de Taiwan en cette année, puis il rejoint South China Sea Monsoon Expérimente [1,2,3] .

Par la suite, Ce drone a entrepris plusieurs missions, qui ont tiré l'attention des chercheurs à son développement et à étendre sa zone d'intervention à la surveillance et la reconnaissance. Par conséquent, de nombreux pays ont accordé une attention à l'Aerosonde pour son utilisation dans d'autres tâches relatives à ses spécificités. L'originalité de ce drone donne plus de perspective de son éventuelle utilisation en Algérie en matière de surveillance des frontières et des transports de gazoducs. Son modèle est donné par la figure (1) suivante :

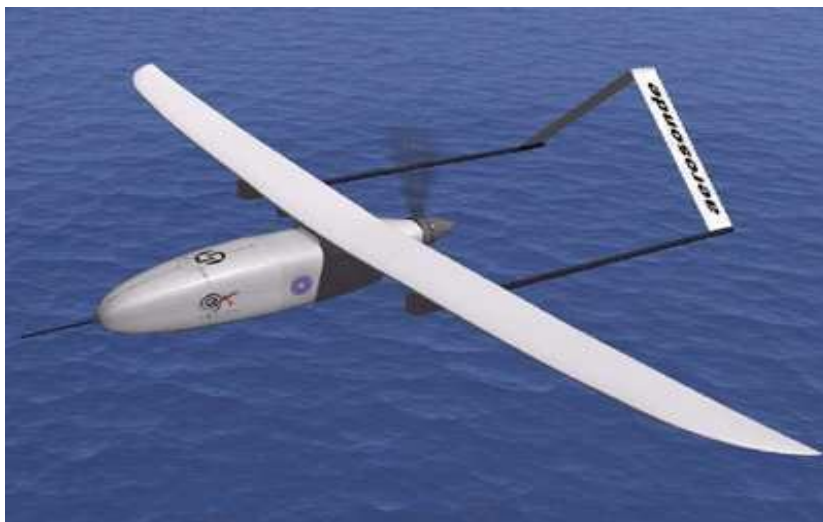


Fig. 1. Drone Aerosonde

La plate forme de l'avionique se compose d'un ordinateur principal embarqué, basé sur un processeur Motorola 68332 , des capteurs pour la commande du vol, y compris le GPS pour la navigation et les mesures de vitesse du vent, d'un gyromètre piézoélectrique pour la stabilisation et d'un pilote automatique, des capteurs de données aérodynamiques pour la mesure de l'altitude et d'un ordinateur utilisé pour les mesures des données météorologiques. Une radio UHF (Ultra Haute Fréquence) et un amplificateur de fréquence radio à longue portée fournit une ligne de visée télémétrique continue de 180 km, plus un communicateur de satellite miniature fournit des communications, un logiciel embarqué traite la navigation spécialisée, un contrôleur du vol (la vitesse et l'altitude), un ordinateur chargé d'envoyer des mesures météorologiques provenant des capteurs associés et calcule la vitesse du vent à partir de données GPS. Plusieurs composants et logiciels de la station au sol fournissent le commandement du drone. De plus, la station au sol comporte des capacités de communication à longue portée(UHF) en permettant à plusieurs autres stations de se connecter à distance via le téléphone ou internet

I.1.1. Caractéristiques du drone Aérosonde Mark 3

La configuration de base de l'Aerosonde est comme un "pousseeur", avec un moteur à l'arrière. Cette conception présente quelques limitations aéronautiques, mais elle a le grand avantage de permettre aux instruments de rester propres, sans crainte de contamination par la chaleur du moteur et de l'échappement. Le tableau (1) suivant résume les caractéristiques de l'Aerosonde Mark.

Le véhicule est autonome et facile à programmer afin d'exécuter des missions souhaitées pour l'utilisateur final. L'Aerosonde fonctionne dans un mode Complètement robotisé avec une commande 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 une variété des conditions météorologiques.

Specification	
poids, envergure	13-15 kg, 2.9 m
Moteur	24 cc, carburant injecté.
charge pleine de carburant	5 Kg
Navigation	GPS et INS
Distance max de Communication via UHF	180 km selon la hauteur et le terrain
la génération électrique à bord	générateur Maxon fournissant 18 V DC à 1 Amp, 40 W
Temps maximal du vol	250 heures
Opérations	
Staff de lancement et de Récupération	2-3: Contrôleur, ingénieur, pilote / Maintenance
sol et communication	UHF vers / depuis Aerosonde
Performances	
Vitesse de translation	18-32 ms ⁻¹
Endurance	20 à 30 h, 2000 à 3000 Km.
Altitude	100 m > 7000 m
Charge utile	Max 5 kg ~ 10 heures d'endurance. 2 kg max ~ 30

Tableau 1.Caractéristiques du l' Aerosonde Mark 3

Quel que soit la forme de modèle qu'un drone peut prendre, ses performances peuvent être déterminées par son pouvoir à évoluer et à respecter un chemin donné en fonction de temps et cela depuis le point de départ jusqu'à l'atteinte de point d'arrivé. Durant l'étude de mouvement d'un objet, il est possible d'exprimer son comportement en fonction de son vecteur de vitesse, les vecteurs de position et d'accélération peuvent être obtenus avec une simple intégration ou dérivation de la vitesse respectivement, le vecteur de vitesse ; noté \dot{x} ; est exprimé en fonction de la position de l'objet, de la commande u , qui sont à leurs tour dépendants du temps t , et éventuellement une certaine perturbation ξ . Souvent le vecteur de vitesse est représenté sous la forme générale par l'équation différentielle :

$$\dot{x} = f(x, u, \varepsilon, t) \quad (1.1)$$

Où: Est une fonction exprimant la relation entre les différentes grandeurs physiques.

Une autre forme est souvent rencontrée pour la plupart des machines industrielles, et elle possède une structure affine qui est très intéressante vue sa simplicité pour son étude par rapport à (1.1) :

$$\dot{x} = f(x, t) + g(x, t)u + b(x, t)\varepsilon \quad (1.2)$$

L'expression du mouvement est caractérisée par l'ordre du système et le nombre d'entrées/sorties, la difficulté se situe dans le nombre de degrés de liberté ; par exemple, c'est plus aisé de travailler avec des systèmes évoluant dans une seule dimension que dans deux ou plus ; et en prenant un drone qui diffère des autres systèmes ordinaires car il possède six degrés de liberté : les trois premiers associés au mouvement angulaire de centre de gravité (c.g), les autres associés au mouvement de translation, c'est pour cela le problème de commande devient difficile.

La structure et les conditions de vol des drones tendent à les rendre instables, pour les maintenir dans l'air il est recommandé de concevoir des lois de commande robustes, qui assurent le contrôle tout au long de la trajectoire de vol, tout en procurant :

- Stabilité.
- Éliminations des perturbations internes (bruits de fond), externes (rafales de vent, chutes de pression...) ...etc.).
- Rendre le drone apte à poursuivre un itinéraire prédéterminé

I.2. Surfaces de commande

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

Nous pouvons distinguer ; pour la plupart des drones ; quatre surfaces de commande qui prédominent le mouvement longitudinal, transversal et latéral [4-5] :

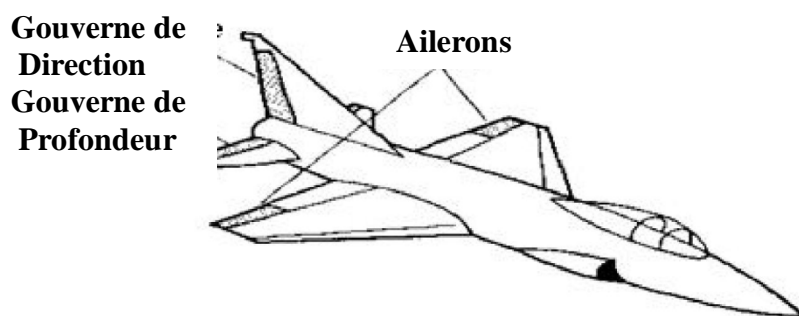


Figure 1.1 : Surfaces de commande

I.3. Drones comme objets de commande :

Précédemment, nous avons cité les principales surfaces de commande pour gouverner le drone, et chaque appareil est doté des capteurs de mouvement qui détectent et qui délivrent les changements au niveau des grandeurs de mouvement, qui correspondent soit aux réponses de l'appareil dus aux commandes et/ou aux perturbations auxquelles le drone est soumis. Par ailleurs, vu la dimension et le poids de ce genre d'appareil il sera judicieux de réduire au minimum le nombre de capteurs utilisés à bord [6-7]. De ce fait il est primordial d'introduire un observateur dans la loi de commande. La Figure 1.2 met en évidence le sens et le signes de chaque surface de contrôle.

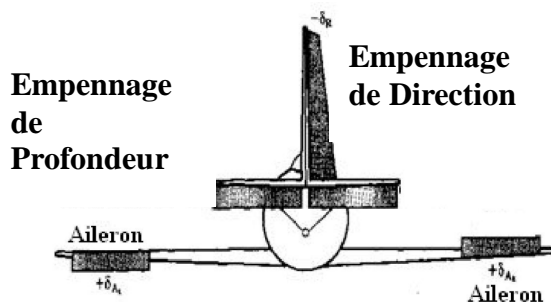


Figure 1.2 : Sens conventionnel des surfaces de commande

➤ **Description de la dynamique du vol :**

Nous considérons en premier temps que le drone est un corps rigide ; la distance entre deux points de ce corps ne change pas durant le vol. Le mouvement de cet objet est donc exprimé par six degrés de liberté. Souvent, durant un vol dans l'atmosphère la mesure de mouvement de drone est liée à la terre, et par convention un repère orthogonal $(O_E X_E Y_E Z_E)$ sera pris sur terre, l'origine de ce repère qui peut être confondu avec le centre de la terre ou pris sur une certaine surface sur terre [4-5], et les axes sont orientés comme suit :

- $(O_E X_E)$ 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 (B est l'initial de 'Body' dont la signification en Anglais est corps ou structure) est centre de gravité du drone et les divers axes orthogonaux leurs sens sont définis comme suit :

- $(O_B X_B)$ en avant de drone.
- $(O_B Y_B)$ vers son tribord (coté droit de drone).
- $(O_B Z_B)$ vers le bas suivant le vecteur gravitationnel.

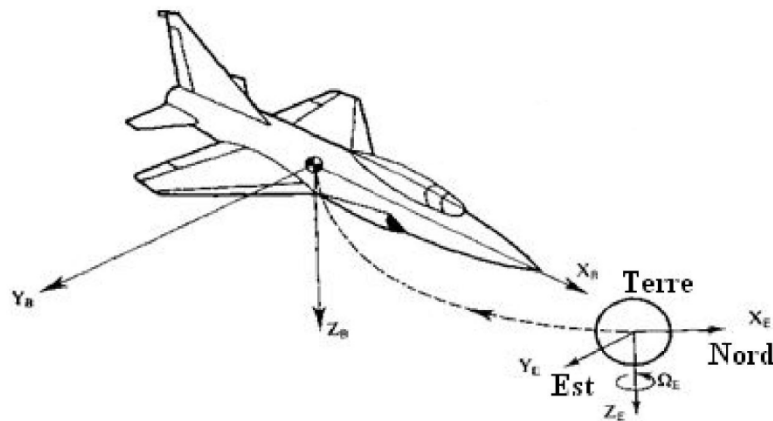


Figure 1.4 : Représentations des deux repères

Les moments, forces et vitesses sont aussi définis. Avec usage de repère fixe sur le centre de gravité, les termes dus à l'inertie apparaissent dans les équations de mouvement et peuvent être considérés constants, en outre, les forces et les moments aérodynamiques dépendent seulement de des angles α et β (angle d'attaque et angle de dérive horizontales respectivement) qui orientent le vecteur de la vitesse résultant, rapport à l'axe .

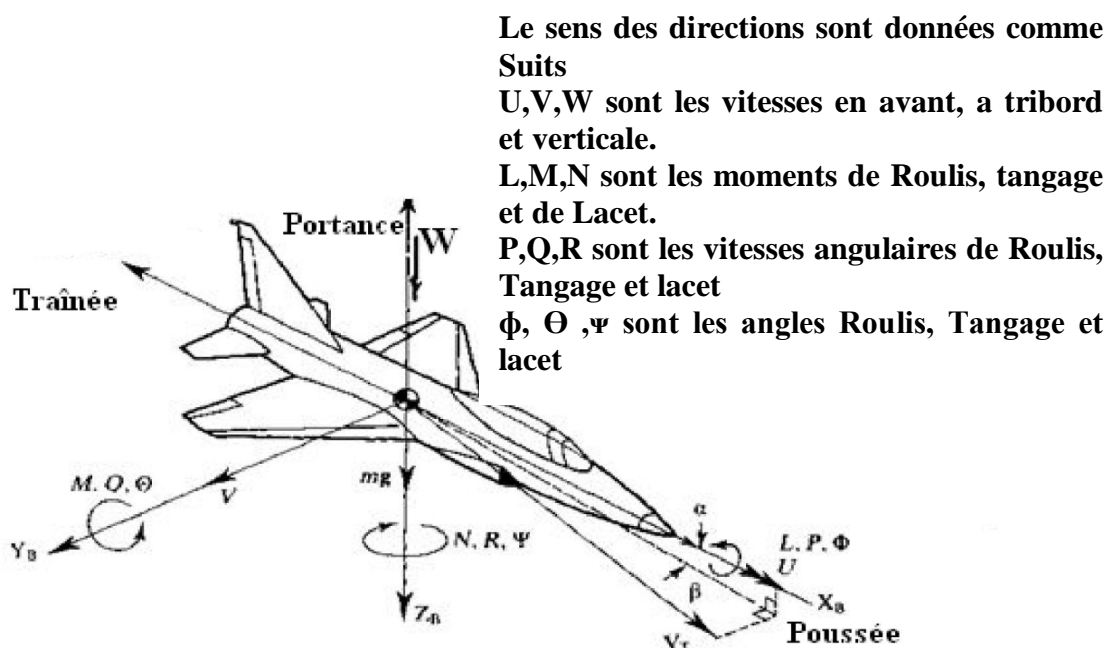


Figure 1.5 : Axes liés au drone

I. 4. Détermination des équations de mouvement :

En appliquant la deuxième loi de Newton sur ce système rigide, les équations de mouvement peuvent être établies en termes de translation et d'accélération angulaire, dues aux forces et moments appliqués sur le drone [4-8].

I.4.1. Mouvement de translation :

Le mouvement de translation est obtenu en appliquant la deuxième loi de Newton, cette loi relie la masse de système, le vecteur de vitesse de son centre de masse et les forces exercées sur l'objet F_j .

$$f = \frac{d}{dt} (mV \rightarrow) \quad (1.3)$$

$$M = \frac{d}{dt} (H) \quad (1.4)$$

Avec F représente la somme des forces extérieures, M représente la somme des couples appliqués au système, et H est le moment angulaire.

La somme des forces externes est composée de trois composantes : gravitationnelles, aérodynamiques et propulsives. Dans la plupart des avions une partie de la poussée est générée en brûlant un carburant qui fait parti de leur masse. Si nous supposons qu'il n'y aura pas de changement au niveau de la source de propulsion, forcésaéro dynamiques et gravitationnelles autour de point de fonctionnement [5], les équations 1.3 et 1.4 deviennent :

$$f = f_0 + df = m \frac{d}{dT} \left(V \rightarrow_T \right) \quad (1.5)$$

$$M = M_0 + dM = \frac{d}{dT} (H) \quad (1.6)$$

L'indexe 0 est attribué au composants d'équilibre, et d aux petits changements autour de point d'équilibre, et puisque le système est référencé par un repère inertiel sur terre

$$df = m \frac{d}{dT} \left(V \rightarrow_T \right) E \quad (1.7)$$

$$dM = \frac{d}{dT} (H) E \quad (1.8)$$

Par définition, un vol en équilibre ne doit pas manifester des accélérations tout au long de sa trajectoire décrivant une droite ; durant ce vol le vecteur de vitesse relatif au repère fixe est constant, et la vitesse angulaire est nulle. Donc F_0 et M_0 sont nuls.

Les deux équations 1.7 et 1.8 requièrent l'invocation des relations de dérivation, pour le mouvement d'un repère dans un autre :

$$f = m \left[\frac{d}{dT} (VT) \right] E = m \left[\frac{d}{dT} (VT) \right] B + \frac{WB}{E} \times VT \quad (1.9)$$

Où $w_{B/E}$ est la vitesse angulaire de drone par rapport au repère fixe (terre) et ' \times ' est le produit vectoriel. En exprimant le système dans ce repère fixe à l'aide de coordonnées cartésiennes avec respect des axes fixes X_E , Y_E et Z_E la vitesse devient:

$$VT = Ui + Vj + Wk \quad (1.10)$$

$$W = Pi + Qj + Rk \quad (1.11)$$

$$\frac{d}{dt}VT/B = \dot{U}i + \dot{V}j + \dot{W}k \quad (1.12)$$

Et le produit vectoriel est défini comme suit :

$$W \times VT = \begin{vmatrix} i & j & k \\ R & Q & P \\ U & V & W \end{vmatrix} = i(QW - VR) + j(UR - PW) + k(PV - UQ) \quad (1.13)$$

Les composantes des petites variations autour du point de fonctionnement peuvent être réécrites d'une façon similaire telle que :

$$df = df_x i + df_y j + df_z k \quad (1.14)$$

En conséquence,

$$df = m[(\dot{U} + QW - VR)i + (\dot{V} + UR - PW)j + (\dot{W} + PV - UQ)k] \quad (1.15)$$

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

$$df_x = m(\dot{u} + QW - VR) \quad (1.16)$$

$$df_y = m(\dot{v} + UR - PW) \quad (1.17)$$

$$df_z = m(\dot{w} + PV - UQ) \quad (1.18)$$

Pour une commodité et simplicité d'écriture des variations df_i seront remplacés comme suit :

$$df_x \equiv dX$$

$$df_y \equiv dY$$

$$df_z \equiv dZ$$

Il est très important de se rappeler que X, Y et Z symbolisent des forces, les équations 1.16-1.18 deviennent :

$$dX = m(\dot{U} + QW - VR) \quad (1.19)$$

$$dY = m(\dot{V} + UR - PW) \quad (1.20)$$

$$dZ = m(\dot{W} + PV - UQ) \quad (1.21)$$

I.4.2. Mouvement de rotation :

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

$$H = I * W \quad (1.22)$$

Et I est sa matrice d'inertie, qui a comme expression :

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (1.23)$$

Pour un drone, I peut s'écrire :

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (1.24)$$

Avec I_{ii} signifier un moment d'inertie, et I_{ij} est le produit inertiel tel que $i \neq j$.

En partant de l'équation 1.6 et en introduisant la vitesse de rotation w nous obtenons :

$$M = \frac{d}{dt} H + W \times H \quad (1.25)$$

Le changement de coordonnées des axes de fuselage par ceux de la terre (pour plus de détails ; voir Gaines and Hoffman, 1972), l'équation 1.25 peut être ré-exprimée comme suit :

$$M = I \left[\frac{d}{dt} W + W \times W \right] + W \times H \quad (1.26)$$

Sachons que le produit vectoriel d'un vecteur par lui-même est un autre vecteur nul, par conséquent :

$$W \times W = 0 \quad (1.27)$$

$$\frac{d}{dt} W = \dot{p}i + \dot{Q}j + \dot{R}k \quad (1.28)$$

ET

$$W \times H = \begin{bmatrix} i & j & k \\ P & Q & R \\ h_x & h_y & h_z \end{bmatrix} \quad (1.29)$$

Les h_i sont déduits de l'équation 1.22 tels que :

$$h_x = I_{xx}P - I_{xy}Q - I_{xz}R \quad (1.30)$$

$$h_y = -I_{yx}P + I_{yy}Q - I_{yz}R \quad (1.31)$$

$$h_z = -I_{zx}P - I_{zy}Q + I_{zz}R \quad (1.32)$$

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

$$I_{xy} = I_{yz} = 0 \quad (1.33)$$

$$h_x = I_{xx}P - I_{xz}R \quad (1.34)$$

$$h_y = I_{yy}Q \quad (1.35)$$

$$h_z = -I_{zx}P + I_{zz}R \quad (1.36)$$

ET

$$dM_x = I_{xx}\dot{p} + I_{zx}(\dot{R} + PQ) + QR(I_{zz} - I_{yy}) \quad (1.37)$$

$$dM_y = I_{yy}\dot{q} + I_{xz}(P^2 - R^2) + PR(I_{xx} - I_{zz}) \quad (1.38)$$

$$dM_z = I_{zz}\dot{R} - I_{xz}\dot{p} - PQ(I_{xx} - I_{yy}) + I_{zz}QR \quad (1.39)$$

Et suivant toujours la notation américaine :

$$dM_x \equiv dL \quad dM_y \equiv dM \quad dM_z \equiv dN$$

Avec L, M et N sont les moments des axes de roulis, de tangage et de lacet respectivement, les équations 1.37- 1.39 peuvent être réécrites :

$$dL = I_{xx}\dot{p} + I_{zx}(\dot{R} + PQ) + QR(I_{zz} - I_{yy}) \quad (1.40)$$

$$dM = I_{yy}\dot{Q} + I_{xz}(P^2 - R^2) + PR(I_{xx} - I_{zz}) \quad (1.41)$$

$$dN = I_{zz}\dot{R} - I_{xz}\dot{p} - PQ(I_{xx} - I_{yy}) + I_{zz}QR \quad (1.42)$$

I.4.3. Contribution de la force de la gravitation aux équations de mouvement :

Les forces générées par l'effet gravitationnel sont souvent représentées sur les drones, en négligeant tout changement de champ gravitation avec la variation de l'altitude, et ces variations sont importantes dans le cas où le véhicule est destiné à voler en extra-atmosphère, ce qui nous permet de dire que la gravitation se manifeste juste à travers le centre de gravité de drone. Et puisque les centres de gravité et de masse se coïncident au niveau des drones, il n'aura pas de moment externe produit par la gravité sur le c.g. Et pour elle contribue seulement aux forces externes F.

Les forces agissent sur le drone et c'est ce qu'est représenté dans le repère terrestre [5] , avec respect des axes de ce repère le point, mg , est dirigé tout au long de l'axe ZE et de même sens que k , la Figure 1.12 montre l'alignement de vecteur de la gravité avec les axes fixes lié au fuselage(centre de gravité), dans cette figure, θ représente l'angle entre le vecteur gravitationnel et le plan YBZB ; l'angle est positif si le net est dirigé vers le haut. Et Φ représente l'angle entre l'axe ZB et la projection de vecteur de la gravitation sur le plan YBZB ; l'angle est considéré positif si l'aile droite est inclinée vers le bas.

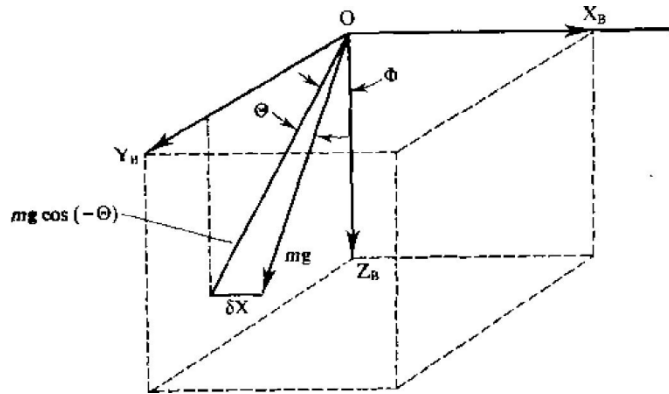


Figure 1.6 : Orientation de vecteur de poids avec les axes du système

La projection de vecteur de poids de drone sur les différents axes liés au fuselage est :

$$\delta X = mg \sin(-\theta) = -mg \sin(\theta) \quad (1.43)$$

$$\delta Y = mg \cos(-\theta) \sin(\phi) = mg \cos(\theta) \sin(\phi) \quad (1.44)$$

$$\delta Z = mg \cos(-\theta) \cos \phi = mg \cos(\theta) \cos \phi \quad (1.45)$$

Généralement, les angles θ et Ψ ne sont pas directement obtenus par une simple intégration des vitesses angulaires P et Q respectivement ; pour cette effet, deux autres variables ont été introduites, et il nécessaire de les lier elles et leurs dérivées avec les vitesses angulaires P , Q et R . Cette liaison dépend de la façon dont le vecteur gravitationnel est vu par le drone (s'il est fixe ou en rotation).

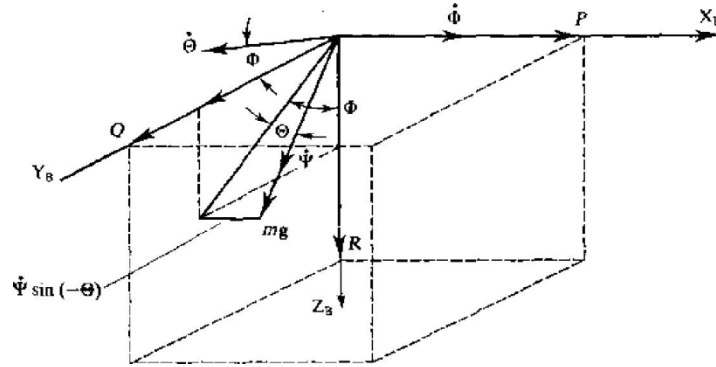


Figure 1.7 : Orientation angulaire et le vecteur de la gravité relatif aux axes de fuselage.

Il semble maintenant qu'il est plus aisé de trouver les expressions des angles :

$$\begin{cases} p = \dot{\varnothing} - \dot{\psi} \sin \theta \\ Q = \dot{\theta} \cos \varnothing + \dot{\psi} \cos \theta \sin \varnothing \\ R = -\dot{\theta} \sin \varnothing + \dot{\psi} \cos \theta \sin \varnothing \end{cases} \quad (1.46)$$

Par simples calculs, nous arrivons à écrire :

$$\begin{cases} \dot{\varnothing} = P + \dot{\psi} \sin \theta \\ \dot{\theta} = Q \cos \varnothing - R \sin \varnothing \\ \dot{\psi} = \frac{R \cos \varnothing}{\cos \theta} + \frac{Q \sin \varnothing}{\cos \theta} \end{cases} \quad (1.47)$$

Et par un simple remplacement nous obtenons :

$$\dot{\varnothing} = P + R \tan \theta \cos \varnothing + Q \tan \theta \sin \varnothing \quad (1.48)$$

ψ, θ et \varnothing sont appelés les angles d'Euler

I.4.4. Système non linéaire:

Les équations 1.19-1.21 et 1.40-1.42 représentent les forces d'inertie agissant sur le drone. Les équations 1.43-1.45 représentent la contribution des forces dues à la gravité. Toutes ces forces sont proportionnelles à la masse de drone, en conséquence, ces termes peuvent être réunis pour former une composante d'accélération qui pourrait être mesurée par capteur (un accéléromètre) situé dans le drone tel que ses axes de mesure doivent être confondus avec ceux de fuselage, donc les forces externes peuvent être réécrites comme suit :

$$\begin{aligned} X &= dX + \delta X \\ Y &= dY + \delta Y \\ Z &= dZ + \delta Z \end{aligned} \quad (1.49)$$

Avec δX , δY et δZ sont les termes gravitationnels et dX , dY et dZ représentent les forces aérodynamiques et la poussée. Et par convention dL , dM et dN sont simplement symbolisés par L , M et N . Cependant, les équations régissant le mouvement du drone rigide, pour ses six degrés de liberté sont :

$$\begin{aligned} X &= m(\dot{U} + QW - VR - g \sin \theta) \\ Y &= m(\dot{V} + UR - PW + g \cos \theta \sin \phi) \\ Z &= m(W + P\dot{V} - UQ + g \cos \theta \cos \phi) \\ L &= I_{xx} \dot{P} + I_{zx}(R\dot{+} PQ) + QR(I_{zz} - I_{yy}) \\ M &= I_{yy} \dot{Q} + I_{xz}(P^2 - R^2) + PR(I_{xx} - I_{zz}) \\ N &= I_{zz} \dot{R} + I_{zz}QR - I_{xz} \dot{P} - PQ(I_{xx} - I_{yy}) \end{aligned} \quad (1.50)$$

I.4.4.a. Linéarisation des termes inertiels et gravitationnels :

Les équations formant 1.50 sont non linéaires ce qui est dû à la présence de produit entre deux variables, puissances supérieures à un et d'autres fonctions non linéaires ; la solution d'un tel système ne peut être déterminée analytiquement. Certaines simplifications peuvent se faire autour d'un point de fonctionnement, cependant, les variables seront construites à partir de deux autres, une est liée à la valeur de la grandeur à remplacer au point de fonctionnement suffixée par le chiffre 0 et une en minuscule représentant les petites variations autour de ce point, nous prenons à titre d'exemple U :

$$U = U_0 + u$$

Pour mettre en évidence cette méthode linéarisons la première équation de 1.49 :

$$X=m((\dot{U}_0+u)+(Q_0+q)(W_0+w)-(V_0+v)(R_0+r)-g \sin(\Theta_0+\theta))$$

En négligeant le produit de deux grandeurs en minuscule et en considérant les approximations et les transformations trigonométriques suivantes :

$\sin \xi = 0$ et $\cos \xi = 1$ pour des valeurs faibles de ξ . Nous obtiendrons :

$$X=X_0+x=m[Q_0W_0-R_0V_0-g \sin \Theta_0]+m[\dot{U}Q_0w+W_0q-R_0v-V_0r-g \cos \Theta_0\theta] \quad (1.51)$$

$$\text{donc:} \quad \begin{cases} X_0 = m[Q_0W_0 - R_0V_0 - g \sin \Theta_0] \\ Y_0 = m[U_0R_0 - P_0W_0 - g \cos \Theta_0 \sin \Phi_0] \\ Z_0 = m[P_0V_0 - Q_0U_0 + g \cos \Theta_0 \cos \Phi_0] \\ L_0 = Q_0R_0(I_{zz} - I_{yy}) - P_0Q_0 \\ M_0 = (P_0^2 - R_0^2)I_{zx} + (I_{xx} - I_{zz})P_0R_0 \\ N_0 = I_{zx}Q_0R_0 + (I_{xx} - I_{yy})P_0Q_0 \end{cases} \quad (1.52)$$

L'expression des petites variations est :

$$\begin{cases} dx = m[\dot{u} + Q_0w - W_0q - R_0v - V_0r - (g \cos \Theta_0)\theta] \\ dy = m[\dot{v} + U_0r - R_0u - W_0p - P_0w - (g \cos \Theta_0 \cos \Phi_0)\Phi] \\ dz = m[\dot{W} + V_0p - P_0v - U_0q - Q_0u - (g \sin \Theta_0 \cos \Phi_0)\theta - (g \sin \Phi_0)\Phi] \\ dl = I_{xx}\dot{q} - I_{xz}\dot{r} + (I_{zz} - I_{yy})(Q_0r + R_0q) - I_{xz}(P_0q - Q_0p) \\ dm = I_{yy}\dot{q} + (I_{xx} - I_{zz})(P_0r - R_0q) - (2R_0r - 2P_0p)I_{xz} \\ dn = I_{zz}\dot{r} - I_{xz}\dot{p} + (I_{yy} - I_{xx})(P_0q + Q_0p) + I_{xz}(Q_0r + R_0q) \end{cases} \quad (1.53)$$

Les angles Φ_0, θ_0 et Ψ_0 représentent le maintien de cap (pas de changement de direction durant le fonctionnement autour de point d'équilibre), et Ψ, θ et Φ sont les petites variations des angles d'Euler autour de ce point.

Parfois, il est nécessaire de linéariser les vitesses angulaire, car les équation 1.50-1.53 dépendent de ces variables, et pour les avoir à notre disposition, il suffit de linéariser l'équation 1.46

$$\begin{cases} p = \dot{\Phi} - \dot{\Psi} \sin \theta_0 - \theta(\dot{\Psi}_0 \cos \theta_0) \\ q = \dot{\Phi} \cos \Phi_0 - \theta(\dot{\Psi}_0 \sin \Phi_0 \sin \theta_0) + \dot{\Psi} \sin \Psi_0 \cos \theta_0 + \Phi(\dot{\Psi}_0 \cos \theta_0 \cos \Phi_0 - \theta_0 \sin \Phi_0) \\ r = \dot{\Psi} \cos \Phi_0 \cos \theta_0 - \Phi(\dot{\Psi}_0 \sin \Phi_0 \cos \theta_0 + \dot{\Psi}_0 \cos \Phi_0) - \dot{\theta} \sin \Phi_0 + \theta(\dot{\Psi}_0 \sin \theta_0 \cos \Phi_0) \end{cases} \quad (1.54)$$

Il est possible de classifier le vol en trois modes (types) qui sont :

1. vol droit : implique que $\Psi_0=0$.
2. vol symétrique : implique $\Psi_0=V_0=0$.
3. vol avec les ailes au même niveau impliquant $\Phi_0 = 0$.

Donc pour un vol droit, symétrique et les ailes au même niveau les équations représentant le mouvement de translation deviennent :

$$\begin{cases} x = m[\dot{u} + Q_0 w + W_0 q - \dot{R}_0 v - (g \cos \theta_0)\theta] \\ y = m[\dot{v} + U_0 r + R_0 u - W_0 p - P_0 w + (g \cos \theta_0)\Phi] \\ z = m[\dot{w} + V_0 p + P_0 v - U_0 q - Q_0 u - (g \sin \theta_0)\theta] \end{cases} \quad (1.55)$$

Les équations 1.54 deviennent :

$$\begin{cases} p = \dot{\Phi} - \dot{\Psi} \sin \theta_0 \\ q = \dot{\theta} \\ r = \dot{\Psi} \cos \theta_0 \end{cases} \quad (1.56)$$

Et en prenant toujours le même mode de vol, nous pouvons déduire que $P_0 = Q_0 = R_0 = 0$

Ce qui nous permet de écrire :

$$\begin{cases} x = m[\dot{u} + W_0 q - (g \cos \theta_0)\theta] \\ y = m[\dot{v} + U_0 r - W_0 p + (g \cos \theta_0)\Phi] \\ z = m[\dot{w} - U_0 q - (g \sin \theta_0)\theta] \\ l = I_{xx}\dot{p} - I_{xz}\dot{r} \\ m = I_{yy}\dot{q} \\ n = I_{zz}\dot{r} - I_{xz}\dot{p} \end{cases}$$

Une vue bien minutieuse sur cet ensemble d'équation montre que le système peut être séparé en deux, ensemble distincts ; deux descriptions une longitudinale et une autre latérale, et ça peut se faire comme suit :

1-La partie longitudinale :

$$\begin{aligned} x &= m[\dot{u} + W_0 q - (g \cos \theta_0)\theta] \\ z &= m[\dot{w} - U_0 q - (g \sin \theta_0)\theta] \\ m &= I_{yy}\dot{q} \end{aligned} \quad (1.57)$$

2- La partie latérale :

$$y = m[\dot{v} + U_0 r - W_0 p + (g \cos \theta_0)\Phi]$$

$$\begin{aligned} l &= I_{xx}\dot{p} - I_{xz}\dot{r} \\ n &= I_{zz}\dot{r} - I_{xz}\dot{p} \end{aligned} \quad (1.58)$$

Il faut toujours se rappeler que ce découplage est fait grâce au choix de mode du vol, car durant les vols normaux les grandeurs peuvent être fortement couplées, et la seule façon d'y remédier est d'insérer un correcteur qui, parfois, joue deux rôles ; un pour le découplage et l'autre pour la stabilité.

I.4.4.b. Linéarisation des forces et moments aérodynamique à l'aide des Méthodes de Taylor :

Le développement de la partie gauche des de mouvement nécessite une méthode spécifique pour sa linéarisation, et nous choisissons le développement en série de Taylor. Pour illustrer cette méthode soit x une fonction dépendante des variables $u, v, w, q, p, r, \dot{u}, \dot{v}, \dot{w}, \delta_E$ et $\dot{\delta}_E$, ce développement est la somme des produits de la première dérivée de x par rapport a une des variables et cette variable.

$$x = \frac{dx}{du}u + \frac{dx}{dv}v + \frac{dx}{dw}w + \frac{dx}{dp}p + \frac{dx}{dq}q + \frac{dx}{dr}r + \frac{dx}{d\dot{u}}\dot{u} + \frac{dx}{d\dot{v}}\dot{v} + \frac{dx}{d\dot{w}}\dot{w} + \frac{dx}{d\delta_E}\delta_E + \frac{dx}{d\dot{\delta}_E}\dot{\delta}_E \dots$$

Si la variation x dépend d'autres grandeurs, et leur apport est significatif il est judicieux de les ajouter. Pour l'instant, considérons l'équation (1.56) exprimant le mouvement longitudinal, et l'empennage de profondeur

$$\begin{aligned} \frac{dx}{du}u + \frac{dx}{dw}w + \frac{dx}{dq}q + \frac{dx}{d\delta_E}\delta_E &= m \left[\dot{u} + w_0q - (g \cos \theta_0)\theta \right] \\ \frac{dz}{du}u + \frac{dz}{dw}w + \frac{dz}{dq}q + \frac{dz}{d\delta_E}\delta_E &= m \left[\dot{w} + u_0q - (g \sin \theta_0)\theta \right] \\ \frac{dm}{du}u + \frac{dm}{dw}w + \frac{dm}{dq}q + \frac{dm}{d\delta_E}\delta_E &= I_{yy} \dot{q} \end{aligned} \quad (1.59)$$

Et des équations 1.58, la translation latérale s'obtiennent en les linéarisant :

$$\begin{aligned}
\frac{dy}{dv}v + \frac{dy}{dr}r + \frac{dy}{dp}p + \frac{dy}{d\delta_A}\delta_A + \frac{dy}{d\delta_R}\delta_R &= m \left[\dot{v} + U_0 r - w_0 p + (g \cos \theta_0) \phi \right] \\
\frac{dl}{dv}v + \frac{dl}{dr}r + \frac{dl}{dp}p + \frac{dl}{d\delta_A}\delta_A + \frac{dl}{d\delta_R}\delta_R &= I_{xx} \dot{p} - I_{xz} \dot{r} \\
\frac{dn}{dv}v + \frac{dn}{dr}r + \frac{dn}{dp}p + \frac{dn}{d\delta_A}\delta_A + \frac{dn}{d\delta_R}\delta_R &= I_{zz} \dot{r} - I_{xz} \dot{p}
\end{aligned} \tag{1.60}$$

En adaptant toujours la notation suivante :

$$y_i = \frac{1}{m} \frac{dy}{dj}, l_j = \frac{1}{I_{xx}} \frac{dl}{dj}, n_j = \frac{1}{I_{zz}} \frac{dn}{dj} \tag{1.61}$$

Et en incluant l'équation 1.57 , nous arrivons a :

$$\begin{aligned}
\dot{v} &= y_v v + (y_r - U_0) r + (y_p - w_0) p + y_{\delta_A} \delta_A + y_{\delta_R} \delta_R - (g \cos \theta_0) \phi \\
\dot{p} &= \frac{I_{xz}}{I_{xx}} \dot{r} + l_v v + l_r r + l_p p + l_{\delta_A} \delta_A + l_{\delta_R} \delta_R \\
\dot{r} &= \frac{I_{xz}}{I_{xx}} \dot{p} + n_v v + n_r r + n_p p + n_{\delta_A} \delta_A + n_{\delta_R} \delta_R \\
p &= \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta_0 \\
r &= \dot{\psi} \cos \theta_0
\end{aligned} \tag{1.62}$$

Ces deux modèles linéarisés autour d'un point de fonctionnement (1.59 et 1.61) ci-dessus représentent les modèles de translation longitudinale et latérale respectivement, qui sont exprimés sous la forme :

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

Avec A : matrice d'état.

B : matrice de commande.

E : matrice d'interaction des perturbations dues à des perturbations atmosphériques.

I.5- Perturbation atmosphériques :

Durant le déplacement de drone dans l'atmosphère, les masses d'air rencontrées ne sont pas régulières, ce qui induit le drone à effectuer des vols irréguliers et parfois instables, la nature de ces perturbations sont influencées par plusieurs facteurs (densité de l'air, direction et vitesse de vent, altitude, ...). Et vue que les turbulences sont très variées et compliquées, les spécialistes

sont mis d'accord que la seule méthode efficace pour l'analyse des problèmes de la dynamique dans telles turbulences est la méthode statistique. Cependant, une large gamme de rafale, qui est déterminée avec précision survient, mais à des instants aléatoires. Estimation des effets de la rencontre de la structure de drone avec les rafales de vent, emploie des rafales discrètes, qui seront classées parmi les phénomènes déterministes.

I.5.1. Fonction mathématique d'une rafale du vent :

Un modèle mathématique à été proposé pour une rafale aiguisée, pour des drones menés des ailes fixes qui défini par :

$$X_{g(t)=\frac{k}{T}(1-\cos(\frac{2\pi}{T}t))}$$

Avec : g pour gust (rafale).

T : pour durée de la rafale donnée par :

$$T = \frac{L}{U_0}$$

L est la longueur d'onde de la rafale en mètre, U_0 est la vitesse de translation (en avant) déterminée pour un certain point de fonctionnement, et k est un facteur de calibrage dont le rôle est de régler l'intensité de la rafale.

I.5.2. Représentation des interactions atmosphériques :

Pour concevoir un correcteur fiable, il faut inclure le modèle mathématique de l'interaction de l'atmosphère et celui de la dynamique des actionneurs dans les modèles de vol de drone, et la Figure(1.8) montre les interactions atmosphériques. Et pour se faire, commençons par conversion des fonctions de transfert de Dryden en un modèle, et pour une commodité des écritures, réécrivons chacune sous forme de polynômes moniques.

Il est connu que les paramètres du drone sont vulnérables à l'influence des conditions atmosphériques (pression d'air, densité, température), le vecteur d'état obtenu après la linéarisation à six états est:

$$X=[U \ W \ Q \ \theta \ h \ \Omega]$$

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

$$\begin{cases} \dot{X} = AX + BU + GW \\ Y = CX + DU \end{cases}$$

Où X, U et W sont l'état, la commande et le vecteur de la rafale du vent, respectivement.

I.5.2.1. Composantes des turbulences longitudinales :

Les fonctions de transfert sont définies comme suit :

$$\begin{aligned} \text{➤ } H_u(s) &= \frac{\sigma_u \sqrt{\frac{1}{\pi} + \frac{L_u}{v}} \left(1 + 2.7478 \left(\frac{L_u}{v} \right) s + 0.3398 \left(\frac{L_u}{v} \right)^2 s^2 \right)}{1 + 2.9958 \left(\frac{L_u}{v} \right) s + 1.9754 \left(\frac{L_u}{v} \right)^2 s^2 + 0.1539 \left(\frac{L_u}{v} \right)^3 s^3} \\ \text{➤ } H_w(s) &= \frac{\sigma_w \sqrt{\frac{1}{\pi} + \frac{L_w}{v}} \left(1 + 2.7478 \left(\frac{L_w}{v} \right) s + 0.3398 \left(\frac{L_w}{v} \right)^2 s^2 \right)}{1 + 2.9958 \left(\frac{L_w}{v} \right) s + 1.9754 \left(\frac{L_w}{v} \right)^2 s^2 + 0.1539 \left(\frac{L_w}{v} \right)^3 s^3} \\ \text{➤ } H_q(s) &= \frac{\frac{s}{v}}{\left(1 + \left(\frac{4b}{\pi v} \right) s \right)} H_w(s) \end{aligned}$$

Nous n'avons pas précisé la fonction de transfert $H_w(s)$ à $H_q(s)$ pour la simple raison que l'entrée du système dont la TF est $H_q(s)$ sera la sortie du $H_w(s)$, qui est une équivalence ce qui est représenté par la figure (1.8)

Avec :

$$\begin{cases} K_u = \sigma_u \sqrt{\frac{2L_u}{\pi V}} , T_u = \frac{L_u}{V} \\ K_w = \sigma_w \sqrt{\frac{2L_w}{\pi V}} , T_w = \frac{L_w}{V} , b_u = \frac{\sqrt{3}L_w}{V} \\ T_q = \frac{4b}{\pi V} \text{ et } b_u = \frac{1}{V} \end{cases}$$

Les perturbations atmosphériques pour le mouvement longitudinal sont représentées dans la figure (1.8).

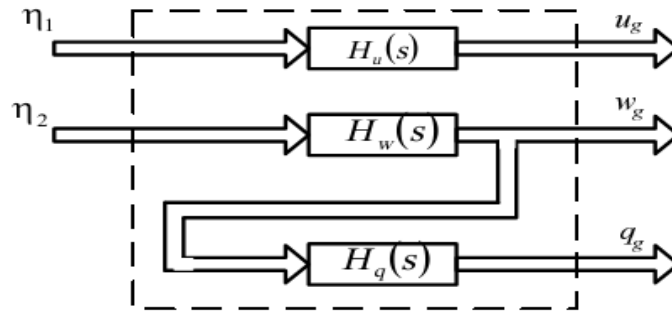


Figure (1.8) : Représentation des perturbations atmosphériques pour le mouvement longitudinal selon le modèle de Dryden.

I.5.2.2. Composantes des turbulences laterales:

Pour le mouvement latéral les entrées sont les rafales de vent laterale η_1 et verticales η_2 , les sorties sont : vitesse de turbulence latérale (v_g), le taux de variations du roulis (roll rate) des turbulences (r_g) et le taux variations lacet (yaw rate) des turbulences (p_g).

Les composantes des turbulences laterales sont données par :

$$\begin{aligned} \text{➤ } H_p(s) &= \sigma_w \sqrt{\frac{0.8}{V}} \cdot \frac{(\frac{\pi}{4b})^{1/6}}{L_w^{1/3} (1 + \frac{4b}{V}s)} = \frac{K_v}{T_v} \cdot \frac{1}{s + \frac{1}{T_v}} \\ \text{➤ } H_v(s) &= \sigma_v \sqrt{\frac{L_v}{\pi V}} \cdot \frac{\frac{\sqrt{3}L_v s}{V}}{(1 + \frac{L_v}{V}s)^2} = \frac{K_v}{T_v^2} \cdot \frac{1}{s^2 + \frac{2}{T_v}s + \frac{1}{T_v^2}} \\ \text{➤ } H_r(s) &= \frac{\frac{s}{V}}{1 + \frac{3b}{\pi V}s} = \frac{b_r}{T_r} - \frac{\frac{b_r}{T_v^2}}{s + \frac{1}{T_r}} \end{aligned}$$

Et nous proposons les mêmes notations que précédemment :

$$\left\{ \begin{aligned} K_p &= \sigma_w \left(\frac{\pi}{4bL_w^2}\right)^{\frac{1}{6}} \sqrt{\frac{0.8}{V}} , \quad T_p = \frac{4b}{\pi V} \\ K_v &= \sigma_v \sqrt{\frac{L_v}{\pi V}} , \quad T_p = \frac{L_v}{V} , \quad b_v = \frac{\sqrt{3}L_v}{V} \\ T_r &= \frac{L_v}{\pi V} \text{ et } b_r = \frac{1}{V} \end{aligned} \right.$$

Les perturbations atmosphériques pour le mouvement latéral sont représentées dans la figure (1.9)

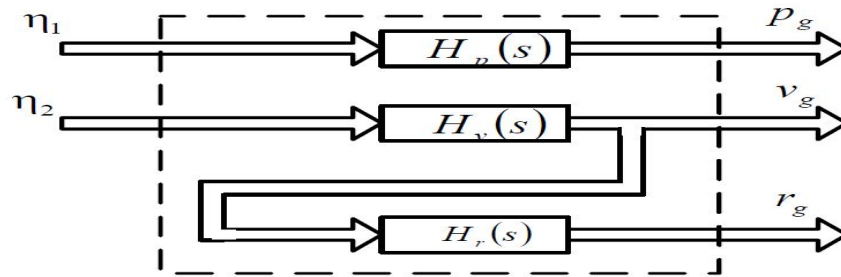


Figure (1.9) : Représentation des perturbations atmosphériques pour le mouvement latéral Selon le modèle de Dryden.

1.6 .Modèle des actionneurs

Le modèle de l'actionneur utilisé dans ce travail est réalisé par une approximation d'un système du premier ordre, et est donné par la fonction de transfert suivante:

$$G_{act} = \frac{1}{1 + \tau_s s}$$

Ou $\tau_s = 0.25sec$ est la constante du temps de l'actionneur. L'entrée de la fonction vient du signal de Commande du régulateur, la sortie est la déflexion de surface physique exprimée en Unités de radians.

I.7 Modèle linéaire du canal longitudinal du drone : $X=[u \ w \ q \ \Theta \ h \ \Omega]$

- Modèle nominal $V= 30 \text{ m/s}$:

$$A_{long} = \begin{bmatrix} -0.2933 & 0.3877 & -0.5578 & -9.7843 & -0.0000 & 0.0138 \\ -0.5509 & -5.3691 & 29.2779 & -0.1849 & 0.0009 & 0 \\ 0.3382 & -5.6317 & -6.1948 & 0 & 0 & -0.0107 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0189 & -0.9998 & 0 & 29.9997 & 0 & 0 \\ 41.5394 & 0.7850 & 0 & 0 & -0.6355 & -3.8541 \end{bmatrix};$$

$$B_{long} = \begin{bmatrix} -0.3 \\ -3.7 \\ -50.2 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}; \quad G_{long} = \begin{bmatrix} -0.2933 & 0.3877 & -0.5578 \\ -0.5509 & -5.3691 & 29.2779 \\ 0.3382 & -5.6317 & -6.1948 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

- Modèle perturbé $V=25$ m/s:

$$Along_{p1} = \begin{bmatrix} -0.2391 & 0.5304 & -1.192 & -9.808 & 0 & 0.011 \\ -0.5685 & -4.471 & 24.37 & -0.476 & 0 & 0 \\ 0.4301 & -4.835 & -5.158 & 0 & 0 & -0.008 \\ 0 & 0 & 0.999 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0484 & -0.998 & 0 & 24.99 & 0 & 0 \\ 34.664 & 1.682 & 0 & 0 & -0.030 & -3.232 \end{bmatrix};$$

$$Blong_{p1} = \begin{bmatrix} 0.3 \\ -2.5 \\ -35.2 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}; \quad Glong_{p1} = \begin{bmatrix} -0.2392 & 0.5304 & -1.1922 \\ -0.5686 & -4.4716 & 24.3751 \\ 0.4302 & -4.8351 & -5.1587 \\ 0 & 0 & 1.0000 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

- Modèle perturbé $V=20$ m/s:

$$Along_{p2} = \begin{bmatrix} -0.348 & 0.2819 & -0.057 & -9.818 & 0 & 0.0161 \\ -0.550 & -6.252 & 34.164 & -0.016 & 0.0009 & 0 \\ 0.2815 & -6.433 & -7.211 & 0 & -0.0001 & -0.0125 \\ 0 & 0 & 0.999 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0016 & -0.999 & 0 & 34.999 & 0 & 0 \\ 48.484 & 0.0792 & 0 & 0 & -0.7830 & -4.4361 \end{bmatrix};$$

$$Blong_{p2} = \begin{bmatrix} -0.5 \\ -5.03 \\ -68.1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}; \quad Glong_{p2} = \begin{bmatrix} -0.3484 & 0.2819 & -0.0571 \\ -0.5508 & -6.2523 & 34.1645 \\ 0.4302 & -4.8351 & -5.1587 \\ 0 & 0 & 1.0000 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

I.8.Problématique :

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 des perturbations atmosphériques , A cet égard quelle est la loi de commande la plus simple pour atteindre une altitude désiré de ce drone spécifier tout on tenant compte de ces complexités.

I.9.Conclusion :

Dans ce chapitre, nous avons présenté la structure interne du drone Aerosonde, ainsi que ses différents composants et leurs utilisation, nous avons aussi présenté les modèle mathématiques des deux canal .Comme on peut conclure que le filtre de Dryden est plus simple a utilisé par apport au autres.

II.1.Introduction

L'objectif de ce chapitre est de présenter les notions principales de théorie de la logique floue, ainsi que la commande floue. D'abord, nous présentons quelques concepts de base de la logique floue ainsi que leurs applications pour la synthèse d'une commande floue. Les éléments de base d'un régulateur par logique floue, les différents types de régulateurs flous, ainsi que leurs avantages et leurs inconvénients seront donnés.

II.2.La logique floue aujourd'hui

La logique floue, dans la plupart des applications, permet de prendre en compte toutes sortes de connaissances qualitatives des concepteurs et de l'opérateur dans l'automatisation des systèmes. Elle suscite un intérêt médiatique depuis les années 90. Les nombreuses applications dans l'électroménager et l'électronique grand public réalisées notamment en Japon en ont été l'élément déclenchant. Machines à laver sans réglage, caméscopes anti-bougé et de nombreuses autres innovations ont fait connaître le terme « LOGIQUE FLOUE » à un large public. Dans le domaine l'automobile les transmissions automatiques, les contrôles d'injection et d'ante-clicquetis, l'air conditionné sont réalisées sur des véhicules de série grâce à la logique floue. Dans le domaine de processus de la production, continue et par lots, et dans les automatismes (qui nous intéresse essentiellement ici) les applications se sont également multipliées. La logique floue s'y développe car il s'agit d'une approche essentiellement pragmatique et efficace. On dit parfois qu'elle permet de systématiser ce qui est du domaine de l'empirisme, et donc difficile à maîtriser. La théorie des ensembles flous forment une méthode pertinente et facilement réalisable dans les applications temps réel; elle permet de transcrire et rendre dynamique les connaissances des concepteurs ou des opérateurs.

Cet aspect adaptable et universel de la logique floue permet de s'attaquer à l'automatisation des procédures telles que la mise en route, le réglage des paramètres pour lesquelles peu d'approches existaient auparavant.

II.3.Historique de la logique floue

❖ Apparition de la logique floue

Le terme d'ensemble flou apparaît pour la première fois en 1965 lorsque le professeur Lotfi A.Zedah, de l'université de Berkeley aux USA publie un article intitulé «Ensembles flous» (Fuzzy sets). Il a réalisé depuis de nombreuses avancées théoriques majeures dans le domaine et a été rapidement accompagné par de nombreux chercheurs développant des travaux théoriques.

❖ Premières applications

Parallèlement, certains chercheurs se sont penchés sur la résolution par la logique floue de problèmes réputés difficiles. Ainsi en 1975, le professeur Mamdani à Londres développe une stratégie pour le contrôle des procédés et présente des résultats très encourageantes qu'il a obtenus sur la conduite d'un moteur à vapeur. En 1978, la société Danoise F.L.Smidt réalise le contrôle d'un four à ciment. C'est la première véritable application industrielle de la logique floue[10].

❖ Essor

C'est au Japon, où la recherche n'est pas seulement théorique mais également très applicative, que la logique floue connaît son véritable essor. A la fin des années 1980, c'est un véritable boum qu'il fait parler. Les produits grand public, machines à laver, appareils photographiques et autres caméscopes estampillés «fuzzy logic» ne se comptent plus.

Dans l'industrie, le traitement des eaux, les grues portuaires, les métros, les systèmes de ventilations et de climatisation sont touchés. En fin des applications existent dans des domaines très différents tels que la finance ou le diagnostic médical[10].

A partir de 1992, c'est en Allemagne que des applications apparaissent en grand nombre ainsi qu'à une moindre échelle aux USA.

II.4. Théorie de la logique floue

Les compréhensions de l'univers dans lequel nous évoluons sont généralement imparfaites dans la mesure où elles peuvent être entachées d'incertitudes et/ou d'imprécisions, ne serait-ce qu'à travers la perception que nous en avons. Or, nous pouvons constater que l'homme intègre naturellement ces imperfections dans la vie de tous les jours, en particulier au niveau de raisonnement et de la décision. L'idée du professeur Lotfi A.Zadeh, en 1965[10], à travers le nouveau concept ensembliste d'appartenance graduelle d'un élément à un ensemble, a été de définir une logique multi évaluée permettant de modéliser ces imperfections c'est à dire prendre en compte les états intermédiaires entre le tout ou rien. L'utilité de cette approche peut être illustrée de la manière suivante :

Une température de 10°C, pour un humain, est généralement considérée comme froide ; une autre de 40°C est qualifiée de chaude. Si chacune de ces valeurs appartient à une catégorie (ensemble) bien définie, qu'en est-il pour des valeurs intermédiaires ? Une réponse intuitive consiste à affirmer qu'elles appartiennent à une ou deux des catégories précédentes avec des niveaux ou des degrés (normalisés) différents. On évite ainsi des transitions brusques entre différentes catégories, comme cela est le cas en logique binaire (figureII.1).Il semble en effet

surprenant de considérer qu'une température de 40°C est chaude, alors qu'une température de 39,9°C ne l'est pas.

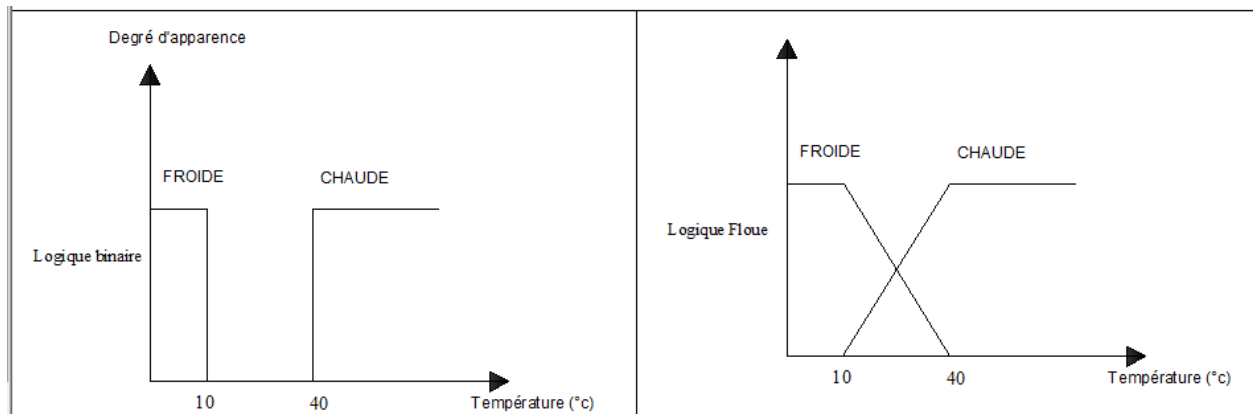


Figure II.1. Exemple de définition d'ensemble sur un univers de discours logique binaire et en logique floue

Cet exemple permet d'illustrer le fait qu'une logique binaire classique soit, dans certains cas, trop limitative. Donc il est nécessaire de faire appel à une autre logique multi évaluée qui sera vue comme une extension de la précédente, c'est bien la logique floue.

En ce qui concerne la commande d'un processus quelconque, la logique floue permet une approche fondatrice par rapport à l'automatique classique. En automatique, en général, on s'attache à modéliser le processus à travers un certain nombre d'équations différentielles. Cette modélisation est rendue difficile et par fois impossible à mesurer que la complexité des processus à contrôler augmente. D'une manière radicalement opposée, un contrôleur va décrire non pas le processus mais la façon de le contrôler, tout comme le fait un expert humain à travers des règles intégrant naturellement imprécisions et incertitudes.

Un certain nombre d'applications utilisant la logique floue ont vu le jour ces dernières années. Les plus médiatisées sont certainement les réalisations des chercheurs et industriels japonais qui, depuis les années 80, se sont intéressés notamment au contrôle/commande de processus. Ces applications s'appuient sur les travaux de Mamdani, qui fut certainement le premier à avoir la potentialité de la théorie des sous-ensembles flous dans ce domaine. Nous pouvons trouver d'autres applications dans des domaines généraux, tels que le marketing les traitements médicaux, le domaine de traitement de l'image, le traitement de signal, la robotique, et autres [9].

II.5. Les concepts

Le concept de la théorie des sous-ensembles flous, s'appuie sur la notion de degré d'appartenance d'un élément à un sous-ensemble flou. Tandis que les ensembles traditionnels sont caractérisés par une fonction d'appartenance notée χ , (également appelée fonction caractéristique) définie sur $\{0,1\}$, les sous-ensembles flous sont, eux, caractérisés par une fonction d'appartenance notée μ défini sur $[0,1]$.

En d'autres termes, dans le langage ensembliste classique, un élément appartient ou n'appartient pas à un ensemble tandis qu'un élément appartient à un sous-ensemble flou avec un certain degré (éventuellement nul). En résumé, pour un sous-ensemble A défini sur un univers de discours U , on peut écrire :

A sous-ensemble classique : fonction caractéristique $\chi_A : U \rightarrow \{0,1\}$

A sous-ensemble flou : fonction d'appartenance $\mu_A : U \rightarrow [0,1]$

Par extension, ce nouveau concept définit une logique multi évaluée qui apparait comme une génération de la logique binaire. Nous allons maintenant définir un certain nombre de termes propres au domaine de la logique floue [9].

II.5.1. Sous-ensemble flou

Nous venons de voir ce que l'on entend par sous-ensemble où, A sur un univers de discours U , est représenté dans la figure II.2 à travers sa fonction caractéristique μ_A . Il peut également être décrit par un certain nombre de caractéristiques comme :

- **Son support :** $\text{Supp}(A) = \{x \in U / \mu_A(x) \neq 0\}$ (2.1)

- **Sa hauteur :** $\text{ht}(A) = \sup_{(x \in U)} \{\mu_A(x)\}$ (2.2)

- **Son noyau :** $\text{noy}(A) = \{x \in U / \mu_A(x) = 1\}$ (2.3)

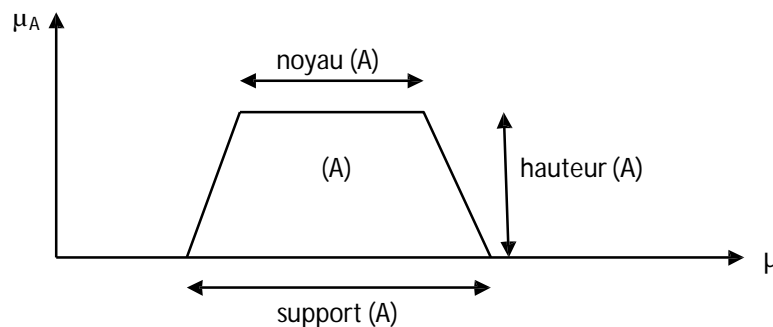


Figure II.2. Représentation d'un sous ensemble flou et principales caractéristiques

Le concept de sous-ensemble flou a été introduit pour éviter les passages brusques d'une classe à une autre et autoriser des éléments à n'appartenir complètement ni à l'une ni à l'autre ou encore appartenir partiellement à chacune [9].

La notion de sous-ensemble flou permet de traiter :

- des catégories aux limites mal définies (comme « centre ville » ou « ancien »),
- des situations intermédiaires entre le tout et le rien (« presque noir »),
- des valeurs approximatives (« environ 2 Km »),
- des classes en évitant l'utilisation arbitraire de limites rigides (il est difficile de dire qu'une maison située à 200 m de la plage en est proche, mais qu'à 210 m elle en est éloignée).

Remarque

Le terme « sous-ensemble » flou provient du fait que celui-ci est considéré comme une partie de l'univers de discours U . Dans la littérature, on peut trouver parfois ensemble flou, qui constitue un abus de langage.

II.5.2. 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 $(V; U; T_V)$ où V représente la variable classique (âge, température,..) définie sur l'univers de discours U . T_V est l'ensemble des instanciations possibles de la variable V : il s'agit de sous-ensembles flous repérés par leur label A_i : on écrit ainsi $T_V = \{A_1; A_2; K; A_n\}$ [10].

Graphiquement, une variable linguistique peut être représentée comme dans la figure II.3

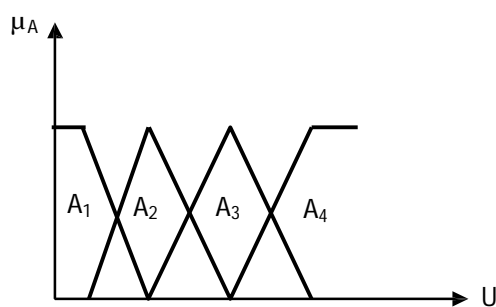


Figure II.3. Représentation d'une variable linguistique définie comme : $\{U, V, T_V = \{A_1, A_2, A_3, A_4\}\}$

Un sous-ensemble flou permet de représenter différentes notions, en particulier la spécificité et la précision. Ces différentes notions apparaissent dans la figure II.4 :

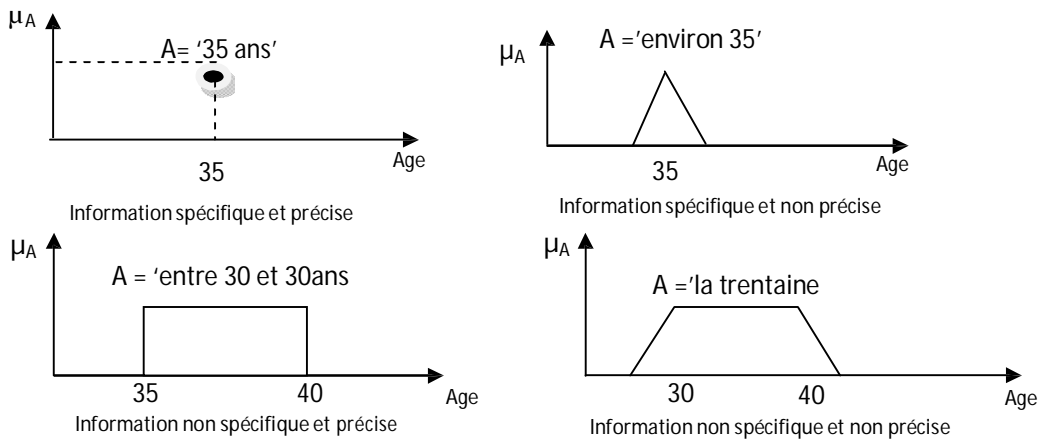


Figure II.4.Notions de spécificité et de précision représentées à l’aide de sous-ensembles flous

II.5.3. Operateurs de la logique floue

Les variables linguistiques sont liées entre elles au niveau des inférences par des operateurs ET / OU sont réalisées respectivement par les règles « min » et « max ». Il s’agit d’opérateurs de la logique floue qui interviennent sur les fonctions d’appartenances représentant les variables linguistiques.

Le plus souvent, les operateurs ET ou OU sont réalisés respectivement par les règles « min » et « max ». Il ya alors une certaine affinité avec les règles de la logique classique. Cependant, il existe un grand nombre de règles pour la réalisation des operateurs ET et OU qui tiennent compte du caractère particulier de la logique floue [10].

Soit A et B deux ensembles flous définis dans le référentiel U avec les fonctions d’appartenances μ_A et μ_B respectivement :

Définition 1 : (Union)

La fonction d’appartenance $\mu_{A \cup B}$ de l’union $A \cup B$, est définie pou tout $u \in U$ par :

$$\mu_{A \cup B}(u) = \text{Max} = \{ \mu_A(U), \mu_B(U) \} \tag{2.4}$$

Dans le domaine de la commande, le + représente souvent la Max :

$$\mu_A(U) + \mu_B(U) = \text{Max} \{ \mu_A(U), \mu_B(U) \} \tag{2.5}$$

Définition 2 : (intersection)

La fonction d’appartenance $\mu_{A \cap B}$ de l’intersection $A \cap B$, est définie pour tout $u \in U$ par :

$$\mu_{A \cap B}(u) = \text{min} \{ \mu_A(U), \mu_B(U) \} \tag{2.6}$$

Définition 3 : (Complémentation)

La fonction d'appartenance $\mu_{\bar{A}}$ du complément de l'ensemble A , notée \bar{A} est définie pour tout $u \in U$ par :

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

Définition 4 : (produit cartésien)

Soit A_1, \dots, A_n des ensembles flous respectivement définis sur U_1, \dots, U_n , le produit cartésien de A_1, \dots, A_n , est un ensemble flou défini sur U_1, \dots, U_n , de fonction d'appartenance :

$$\begin{aligned} \mu_{A_1 \times \dots \times A_n}(u_1, u_2, \dots, u_n) &= \min(\mu_{A_1}(u_1), \dots, \mu_{A_n}(u_n)) \\ &= \mu_{A_1}(u_1) \times \mu_{A_2}(u_2) \times \dots \times \mu_{A_n}(u_n) \end{aligned} \tag{2.8}$$

Définition 5 : (relation floue)

Une relation floue représente le degré de présence, ou d'absence d'une association entre les éléments de deux ou plusieurs ensembles flous. Une relation floue d'ordre n est ensemble flou défini sur $U_1 \times \dots \times U_n$ par l'expression suivante :

$$R_{U_1 \times K \times U_n} = \{ ((u_1, K, u_n), U_R(u_1, K, u_n)) / (u_1, K, u_n) \in U_1 \times K \times U_n \} \tag{2.9}$$

Définition 6 : (composition des règles floues)

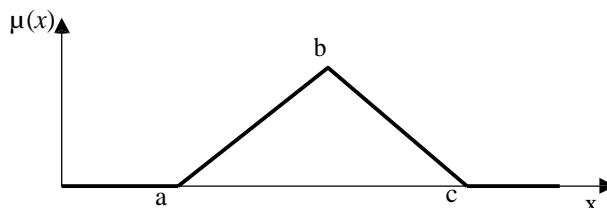
Soit R et S deux relations floues définies respectivement dans $U \times V$ et $V \times W$. La composition de R et S est un ensemble flou, symbolisé par $R \circ S$, de fonction d'appartenance :

$$\mu_{R \circ S}(u, w) = \{ [(u, w), \text{SUP}(\mu_R(u, v) * \mu_S(v, w))] , u \in U, v \in V, w \in W \} \tag{2.10}$$

II.5.4. Fonction d'appartenance

Afin de permettre un traitement numérique des variables linguistiques dans la prise de décisions floues sur ordinateur, une définition des variables linguistiques à l'aide de fonctions d'appartenance s'impose. Dans ce contexte on associe à chaque valeur de la variable linguistique une fonction d'appartenance désignée par $\mu_A(x)$, qui sera désignée par le degré ou le facteur d'appartenance. Il est à noter que l'ensemble des éléments de x pour lesquels $\mu_A(x) > 0$, est appelé « Support de A » [10]. Le plus souvent on utilise pour les fonctions d'appartenance les fonctions suivantes :

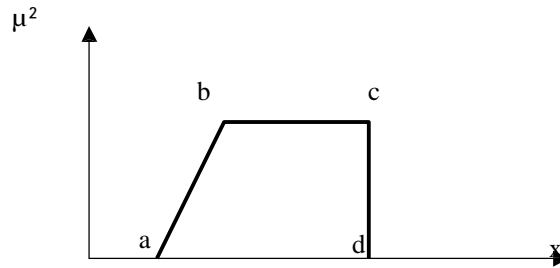
- Fonction triangulaire :



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

$$u(x) = \text{Max} \left(\min \left(\frac{x-a}{b-a}, 1, \frac{c-x}{c-b} \right), 0 \right) \quad (2.11)$$

➤ Fonction trapézoïdale :



Elle est définie par quatre paramètres $\{a, b, c, d\}$:

$$u(x) = \text{Max} \left(\min \left(\frac{x-a}{b-a}, 1, \frac{x-a}{b-a} \right), 0 \right) \quad (2.12)$$

➤ Fonction gaussienne :

Elle est définie par deux paramètres $\{\sigma, m\}$:

$$u(x) = \exp \left(-\frac{(x-m)^2}{2(\sigma)^2} \right) \quad (2.13)$$

II.5.5. Propositions et règle floue

Une proposition floue élémentaire est définie à partir d'une variable linguistique $(V;U;T_v)$ par la qualification « V est A », avec A appartient à T_v . Par exemple, « taille de Paul est MOYENNE » est une proposition élémentaire définie à partir de la variable linguistique :

(taille de paul , { taille } , {, MOYENNE ,..... }).

La valeur de vérité d'une proposition élémentaire « V est A » est égale à $u_A(v)$ où v correspond à la valeur numérique exacte de V.

Une proposition floue générale est définie à partir de propositions élémentaires et d'opérateurs logiques binaires (et, ou, implique) ou un aire (non).

Activation d'une règle floue

Une règle ne peut être activée (i.e. intervenir dans le processus d'inférence) que lorsque la valeur de vérité de la proposition floue constituant sa prémisse est nulle[11].

II.6. Commande par logique floue

Bien que la logique floue possède un champ d'application extrêmement vaste, nous nous intéressons ici qu'à son utilisation dans le cadre de la commande. En effet, cette méthode permet d'obtenir une loi de commande souvent très efficace sans devoir faire des études théoriques approfondies. L'algorithme de commande consiste en une collection de règles floues appelées base de règle. Dans cette section nous présentons toutes les bases générales de réglage et de commande par la logique floue.

Devant le problème délicat du contrôle et de la commande des systèmes complexes non linéaires et multi variables, les outils utilisés deviennent de plus en plus pointus. Un engouement certain s'est porté depuis quelques années autour de la logique floue, en parallèle des avancées de l'automatique classiques.

La motivation primaire de la logique floue est la possibilité d'exploiter la tolérance de l'imprécision et de l'exactitude.

L'idée d'appliquer les techniques floues au domaine de contrôle des processus a été proposée la première fois par Zadeh et Change en 1972. Leur démarche reposait sur une approche à la base de modèle en utilisant le concept de fonction flou. Les principes de la logique floue ont été appliqués en 1974 par E.M Mamadani à la construction d'un premier contrôleur flou[11].

Mais ce n'est que depuis quelques années que la commande floue a connu, essentiellement au Japon, un essor remarquable. Elle a été appliquée à des problèmes aussi divers que la purification des eaux, la fabrication du ciment, la marche automatisée d'une rame de métro, etc.

L'attitude des automaticiens à l'égard de la commande floue a d'abord été réservée : après avoir, pendant des décennies, affirmé la nécessité d'identifier le mieux possible un système pour pouvoir construire une commande ayant des performances satisfaisantes, fallait-il faire confiance à cette méthode, qui prétendait remplacer les commandes plus au moins sophistiquées, basées sur l'identification, par des techniques s'appuyant sur le savoir-faire humain plutôt que sur des équations ?

Actuellement, cette attitude a évolué. On peut penser que la commande floue va peu à peu prendre place dans la panoplie de l'ingénieur contemporain, sans supplanter les méthodes traditionnelles, et qu'elle constituera un complément précieux dans le cas des systèmes difficilement identifiables ou dont les paramètres subissent des variations brutales.

Il existe beaucoup d'efforts de recherches réussies pour les applications de la théorie de la logique floue aux systèmes à commander. Ces travaux montrent une performance remarquable de ce type de régulateur en comparant avec le régulateur PID conventionnel [11].

II.6.1. Principe et réalisation d'un contrôleur flou

II.6.1.1. Procédé général lors de la conception d'une commande par la logique floue

Le procédé à suivre lors de la conception d'une commande par la logique floue est assez différent de celui d'une commande conventionnelle. La figure II.5 en montre les étapes principales. Généralement, lors de la conception d'un réglage ou d'une commande par logique floue nous commençons par une analyse approfondie sur le système à commander, ici il ne s'agit pas d'une recherche d'un modèle mathématique, mais il s'agit d'une exploration complète du comportement du système vis-à-vis de la variation de la commande, cette exploration peut apparaître comme une description du comportement dynamique du système, qui se fait par des variables linguistiques qui peuvent être accompagnées d'une définition par fonction d'appartenance.

L'étape suivante consiste à une recherche d'une stratégie de commande, elle comprend la phase de fuzzification, les inférences et la défuzzification. En suite l'implémentation qui se fait généralement sur un PC, elle est suivie par une opération de test sur une installation réelle qui comporte bien sur le système à commander [11].

Finalement afin de trouver un comportement convenable, le changement de la stratégie de commande en plusieurs passages est très indispensable.

II.6.1.2. Propriétés d'une commande par logique floue

Les propriétés essentielles d'une commande par logique floue peuvent être résumées de la manière suivante :

- Mesure de plusieurs grandeurs : la grandeur à régler et d'autres grandeurs caractérisant le comportement dynamique du système à régler,
- Comportement non linéaire du système,
- Aptitude à commander convenablement surtout des systèmes avec un comportement dynamique compliqué, dont la modélisation est difficile,
- Connaissance approximative des paramètres du système à commander.

La détermination de la stratégie de commande représente l'étape la plus importante, lors d'une conception d'une commande par logique floue. En effet, cette dernière contient la détermination de plusieurs paramètres. L'ensemble de ces derniers est très important, nombre et forme des variables linguistiques des entrées, et mêmes des sorties, choix des différentes logiques, choix de la méthode de défuzzification... [11].

II.6.2. Les différentes étapes de la commande floue

Un contrôleur flou est un système à base de connaissances particulier, utilisant un raisonnement en profondeur limité, dans une procédure de chaînage ayant des règles (activation des règles par les prémisses). Toutes les règles activables (prémisses caractérisée par un degré d'appartenance non nul) sont activées. On considère en suite une 'moyenne' sur le résultat de ces règles pour engendrer une décision finale. On peut distinguer plusieurs étapes dans le traitement des règles [10]. Un schéma représentatif peut être le suivant :(figue II-5)

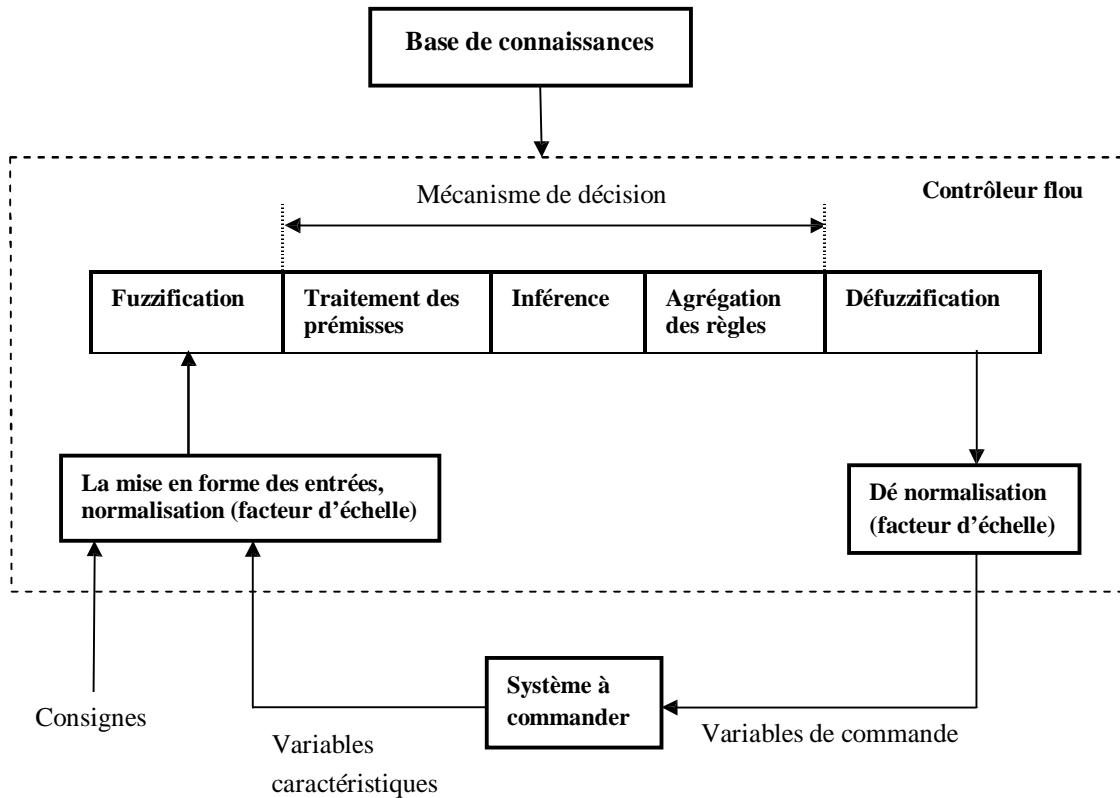


Figure II-5 : Structure de base d'un régulateur flou

Les variables caractéristiques du système à commander et les consignes définissent les variables d'entrées du contrôleur flou. Les variables caractéristiques sont, en général, les grandeurs de sortie de processus et, le cas échéant, d'autres mesures déterminantes pour saisir l'évolution dynamique de processus. Des variables de sortie du contrôleur flou sont les commandes à appliquer au processus [9].

II.6.2.1. Base de connaissances

La conception d'une base de connaissances représente la phase la plus importante dans la conception des systèmes experts. Elle comprend la base de données et la base des règles floues.

- **La base de données**

Contient la définition des ensembles flous, les facteurs d'échelles pour la normalisation des ensembles de référence et la partition de l'espace flou d'entrée et de sortie.

- **La base de règles floues**

Elle rassemble l'ensemble des règles floues de type «Si-Alors» décrivant en termes linguistiques basés sur la connaissance d'un expert le comportement dynamique du système.

R_1 : Si x_1 est A^1_1 et.....et x_n est A^1_n

Alors u_1 est B^1

Avec :

$[x_1, K, x_n]$: Les entrées du régulateur

u_1 : La sortie du régulateur

Chaque régulateur activé donne un sous-ensemble flou de sortie.

II .6.2.2.Mise en forme des entrées, normalisation

Cette première étape permet le traitement des variables d'entrées du contrôleur flou, par exemple, calcul d'erreurs (différences entre grandeurs mesurées et consignes) et de variation d'erreurs. L'utilisation de domaines normalisés (univers de discours compris entre -1et1) nécessite une transformation d'échelle. Celle-ci est réalisée par l'intermédiaire de facteurs d'échelle transformant les grandeurs physiques des entrées en des valeurs normalisées appartenant à l'intervalle $[-1, 1]$.

II.6.2.3.Interface de fuzzification

Transforme les entrées numériques (vecteurs précises) en des ensembles flous. Le choix de l'opérateur de fuzzification dépend de la confiance que l'on accorde aux mesures effectuées.

Ainsi si la mesure x_0 est exacte, le sous-ensemble flou A_x doit être représenté par un fait précis. Par conséquent, on utilise comme opérateur de fuzzification la transformation dite de singleton. La fonction d'appartenance du sous-ensemble flou A_x est alors définie par :

$$\mu_{A_x}(x) = \begin{cases} 1 & \text{si } x = x_0 \\ 0 & \text{si } x \neq x_0 \end{cases} \quad (2.15)$$

La figure II-6 montre l'aspect de cette fonction d'appartenance.

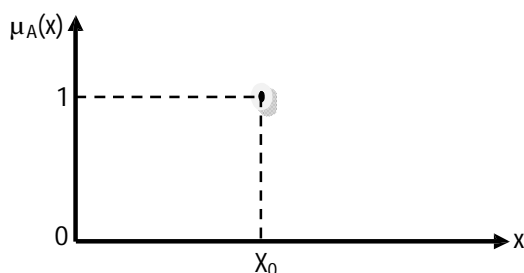


Figure II-6 : Méthode de fuzzification pour une mesure exacte

Par contre, si la mesure de la variable est incertaine, par exemple à cause de bruit, le sous-ensemble flou A_x doit être représenté par un fait imprécis. On utilise alors la méthode de fuzzification qui associé à la variable de la mesure x_0 une fonction d'appartenance telle que, par exemple :

$$\mu_{A_x}(x) = \max \left\{ 0; 1 - \frac{|x - x_0|}{\varepsilon} \right\} \quad (2.16)$$

La représentation graphique de cette fonction est représentée sur la figure II.7. Ce sous-ensemble flou comprend donc la mesure x_0 avec une appartenance unité et les valeurs voisines de x_0 avec une appartenance inversement proportionnelle à l'écart avec x_0 .

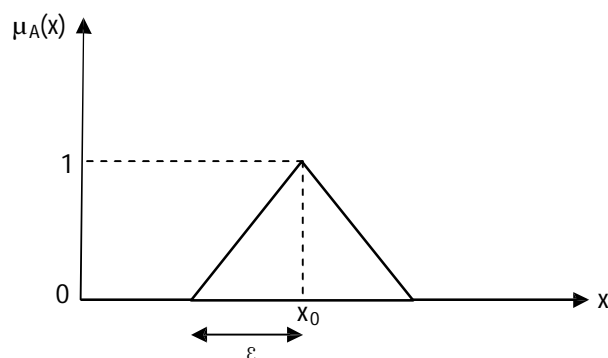


Figure II-7 : Méthode de fuzzification pour une mesure incertaine

La base de triangle (ε) est fonction de l'importance relative des erreurs des mesures. En effet, plus elles sont importantes, plus la mesure de la variable x_0 devient imprécise, et donc, plus le triangle droit s'élargit.

Le choix de la forme des fonctions d'appartenance (triangulaires, trapézoïdales, exponentielles, gaussiennes,..) est arbitraire. Des études comparatifs ont montrés, selon les différentes formes de fonctions d'appartenance, des résultats pratiquement similaires en boucle fermée mais les formes triangulaires facilitent la programmation ce qui explique qu'elles soient le plus fréquemment utilisées. Quand au nombre de fonctions d'appartenance, est généralement impair car elles se repartissent autour de zéro (3,5 et 7 sont des valeurs courantes). Un exemple de fonctions d'appartenance triangulaires est donné dans la figure II-8[11].

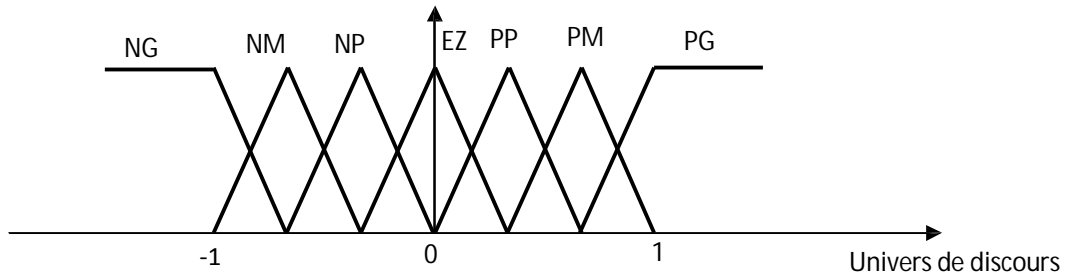


Figure II-8 : Exemple de fonctions d'appartenance triangulaire et trapézoïdale

NG, NM, ..., PG sont des valeurs linguistiques, avec :

- NG : Négatif Grand
- NM : Négatif Moyen
- NP : Négatif Petit
- EZ : Zero
- PP : Petit Positif
- PM : Positif Moyen
- PG : Positif Grand

II.6.2.4. Traitement des prémisses composées

En général, les prémisses des règles vont comporter plusieurs clauses liées par des connecteurs « ET », « OU » et « NON ». Dans la pratique, pour les opérations de conjonction et disjonction, on a souvent recours, parmi les normes et conformes triangulaires, aux opérateurs min et max. Quant à la négation A^c d'un ensemble flou A, elle est caractérisée par $\mu_{A^c}(x) = 1 - \mu_A(x)$ [11].

Des modificateurs linguistiques peuvent aussi être utilisés dans l'écriture de ces règles, par exemple :

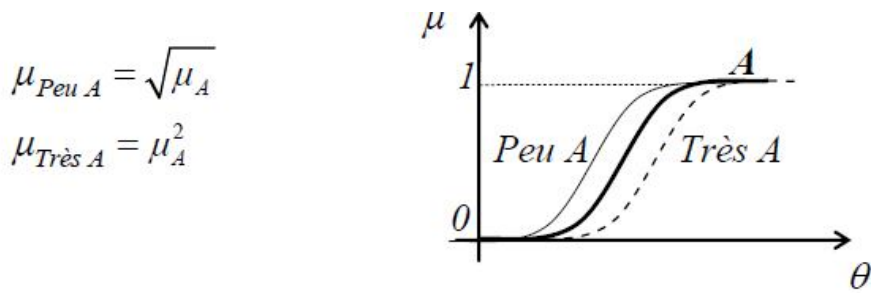


Figure II-9. Exemple de modificateurs linguistiques

II.6.2.5. Moteur d'inférence floue

C'est un mécanisme de décision. Il permet à partir d'un fait observé de la base des règles floues une décision en exploitant le raisonnement approximatif. Dans les inférences de régulateur par

logique floue interviennent les opérateurs ET et OU. L'opérateur ET s'applique aux variables à l'intérieur d'une règle tandis que l'opérateur OU lie les différentes règles.

Il existe plusieurs méthodes pour réaliser ces opérateurs dans une inférence et qui s'appliquent aux fonctions d'appartenance à savoir :

- Méthode d'inférence max-min (Mamdani)
- Méthode d'inférence max-prod (Larsen)
- Méthode d'inférence somme-prod (Sugeno)

❖ **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.

La figure II-10. Représente graphiquement le principe de la méthode d'inférence max-min.

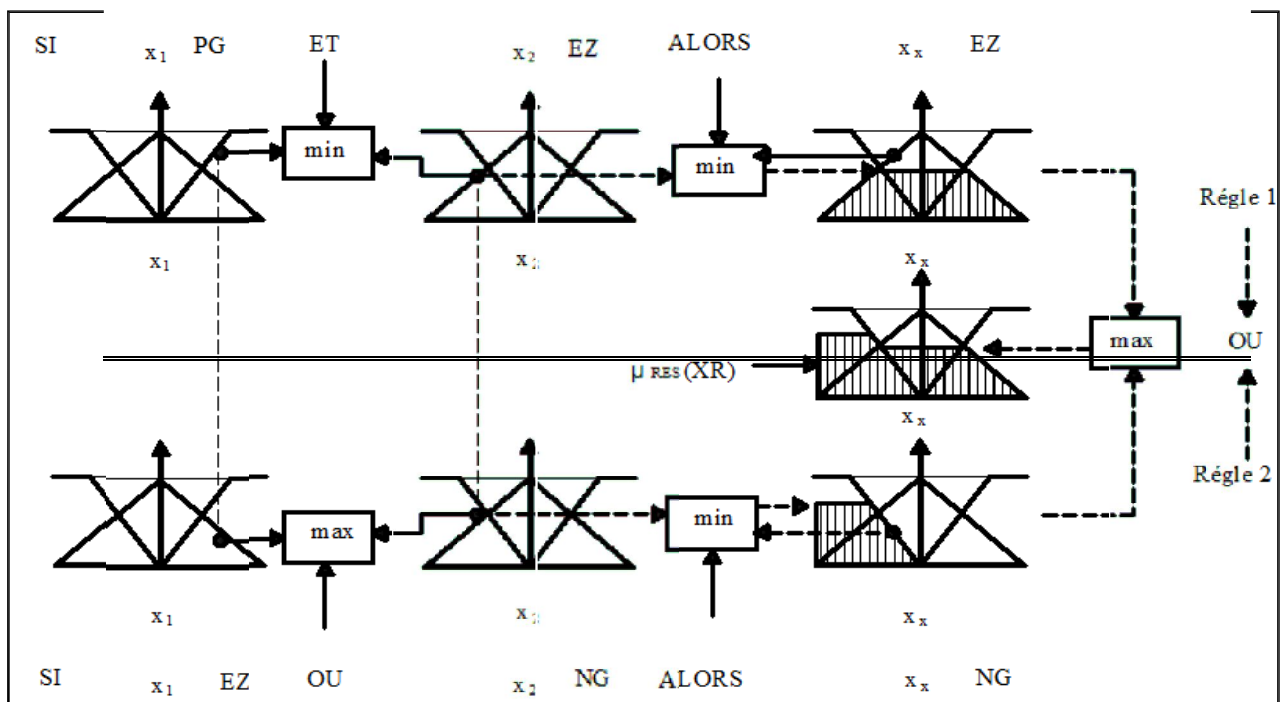


Figure II-10 : Méthode d'inférence max-min pour deux variables d'entrée et deux règles

❖ **Méthode d'inférence max-prod**

La méthode d'inférence max-prod réalise en général, au niveau de la condition, l'opérateur OU par la formation du maximum et l'opérateur ET par la formation du minimum, par contre, la conclusion dans chaque règle, introduite par ALORS, qui lie la facteur d'appartenance de la

condition avec la fonction d'appartenance de la variable de sortie x_R par l'opérateur ET, est réalisée cette fois ci par la formation du produit (minimum pour la méthode d'inférence max-min)[11].

La représentation graphique du principe de la méthode d'inférence max-prod se trouve sur la figure II-11.

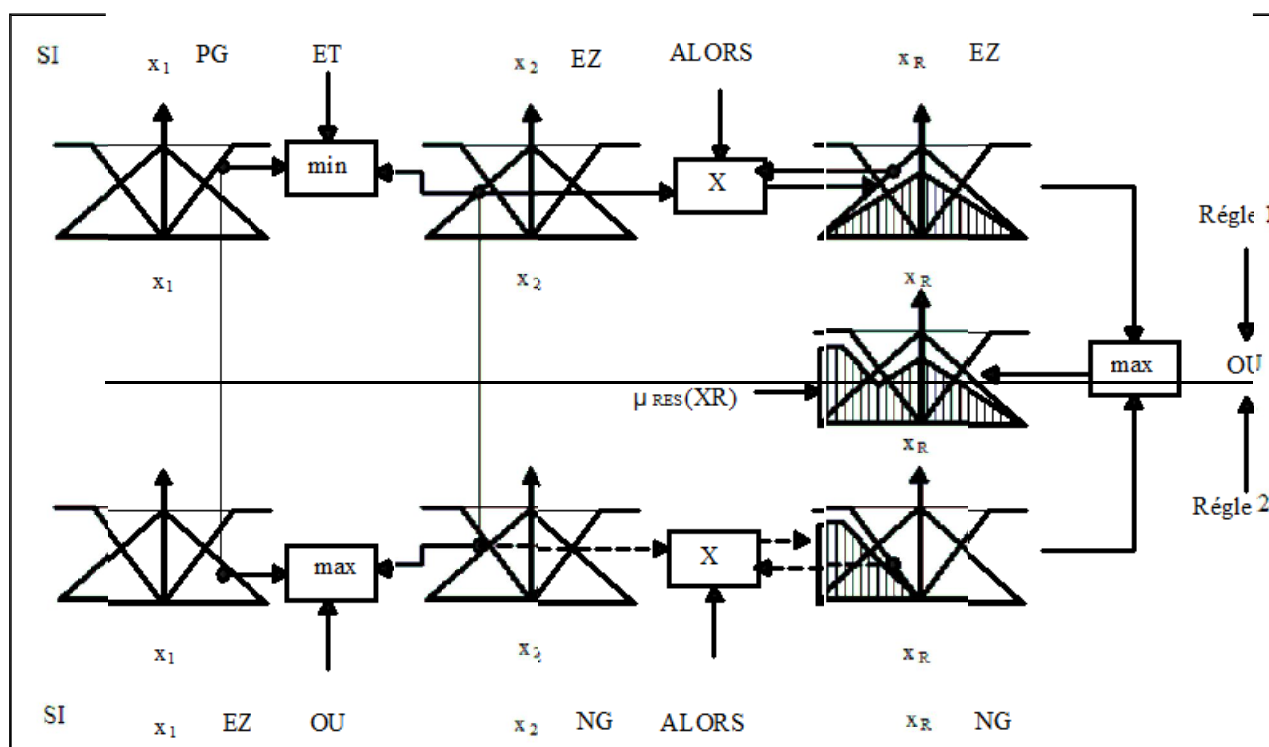


Figure II-11 : Méthode d'inférence max-prod pour deux variables d'entrée et deux règles

❖ Méthode d'inférence somme-prod

Par opposition aux méthodes d'inférence précédentes, la méthode d'inférence somme-prod réalise, au niveau de la condition, l'opérateur OU par la formation de somme, plus précisément par la valeur moyenne, tandis que l'opérateur ET est réalisée par la formation du produit. La méthode d'inférence somme-prod est représentée graphiquement à la figure II-12.

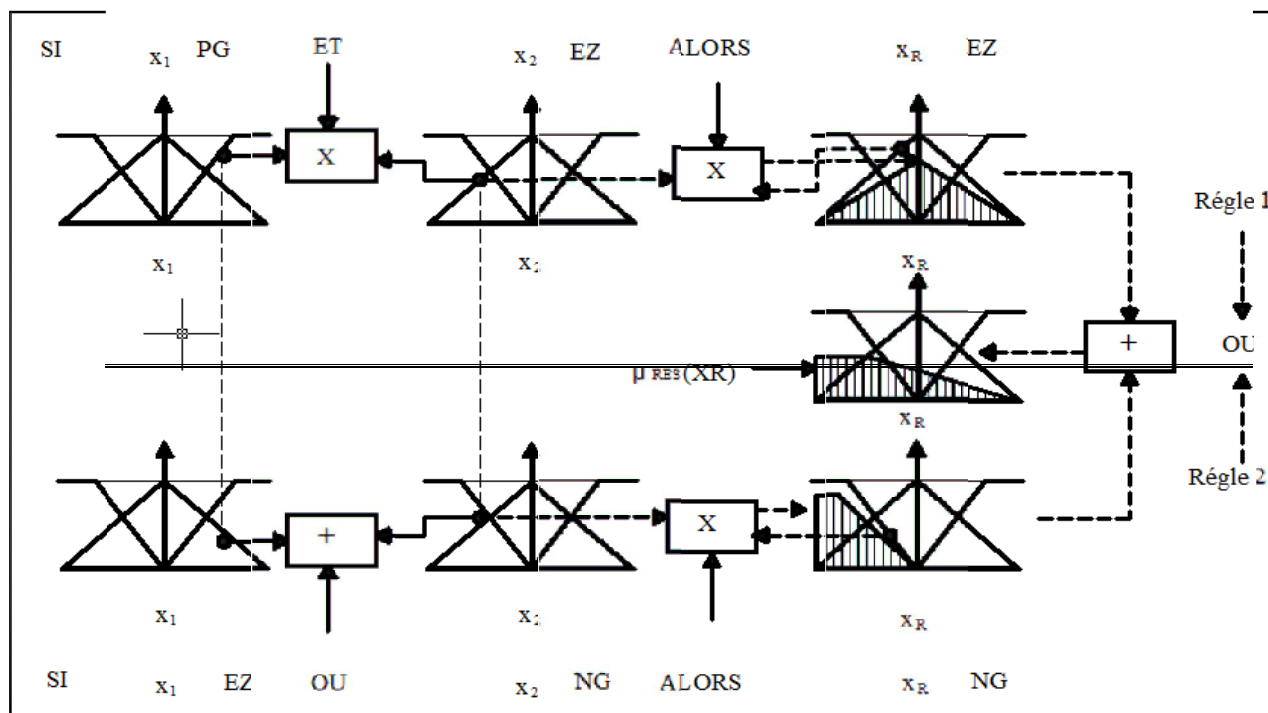


Figure II-12 : Méthode d'inférence somme-prod pour deux variables d'entrée et deux règles

II.6.2.6. Interface de défuzzification

La stratégie de la commande utilisée est décrite par un ensemble de déclaration linguistique ou règles. Puisque le processus exige à ses entrées des valeurs non floues, l'ensemble flou de sortie du régulateur doit être défuzzifié. La défuzzification est l'opération qui consiste à extraire d'un ensemble flou une valeur numérique considérée comme valeur significative. Dans la commande en temps réel, un critère de choix de la commande de défuzzification est la simplicité de calcul [11].

Récemment, ils ont proposé une nouvelle méthode de défuzzification permet d'améliorer les inconvénients des méthodes classiques. Même, ils ont suggéré trois nouvelles méthodes de défuzzification. En ce qui concerne les méthodes classiques, on peut citer les plus utilisées.

- **Méthode du centre de gravité (DEF1)**

C'est la méthode la plus utilisée dans les contrôleurs flous. Elle donne comme valeur le centre de gravité de l'ensemble flou. La sortie défuzzifiée Z est définie par :

$$Z = \frac{\sum_{j=1}^n uz(z_j) z_j}{\sum_{j=1}^n uz(z_j)} \quad (2.17)$$

- **Méthode du plus grand maximum (DEF2)**

Cette méthode donne comme résultats la plus grande valeur dont la grandeur a le plus grand degré d'appartenance.

- **Méthode du plus petit maximum (DEF3)**

Elle donne comme résultat la plus petite valeur dont la grandeur a le plus grand degré d'appartenance.

- **Méthode de la moyenne des maxima (DEF4)**

Elle donne comme valeur la moyenne des valeurs dont le degré d'appartenance est maximal.

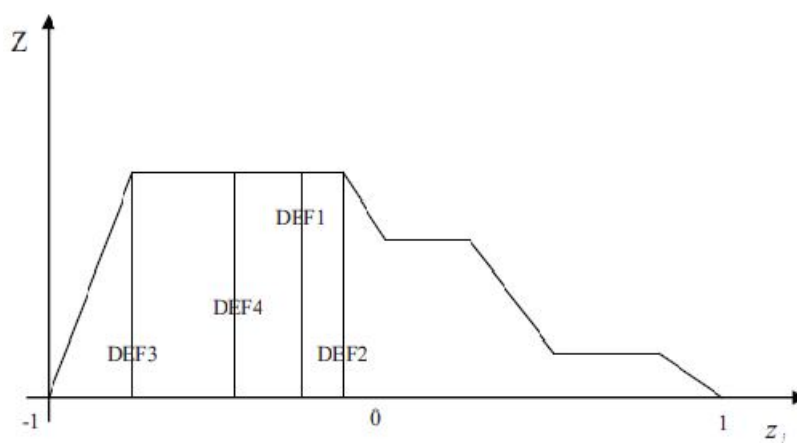


Figure II.13. Différentes méthodes de défuzzification

II.6.3. Différents types de régulateurs flous

II.6.3.1. 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, E.H 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 [10].

Après, Macvicar et Whelan ont observé que les bases de règles proposées par King et Mamdani

étaient incomplètes. Ils ont fait analyse détaillée sur ces bases de règles et proposé une matrice de règles (voir le tableau II.1) qui possède deux entrées, et l'erreur et sa variation, en se basant sur les deux principes suivants :

- 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 la 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	NS	ZE
NS	NB	NB	NS	ZE	PS
ZE	ZE	NS	ZE	PS	PB
PS	NS	ZE	PS	PB	PB
PB	ZE	PS	PB	PB	PB

Tableau II.1 : Matrice de Moccicar-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.6.3.2. Régulateur de type Sugeno

Dans les régulateurs de ce type, les conclusions des règles ne sont pas symboliques (i.e représentées par des sous-ensembles flous) mais une fonction (numériques) des entrées :

$$b^i = f(x_1, K, x_n), \text{ les prémisses étant symboliques.}$$

La sortie du régulateur est donnée par :

$$y = \frac{\sum_{i=1}^n b^i * \alpha_i(x)}{\sum_{i=1}^n b^i * \alpha_j} \quad (2.18)$$

Où les α_i sont les 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.6.4. Avantages et inconvénients de la commande par la logique floue

Certainement, la commande par la logique floue comporte un certain nombre d'avantages et d'inconvénients.

Les avantages essentiels sont :

- La non-nécessité d'une modélisation du processus à commander, ainsi que d'une analyse mathématique profonde.
- La possibilité de bénéficier et d'implémenter des connaissances et des expertises humaines sur le système à commander.
- La maîtrise du système à commander avec un comportement complexe (fortement non-linéaire et difficile à modéliser), aussi, cette approche offre la possibilité d'utiliser des processeurs spécialisés (dit processeurs flous), afin d'augmenter la précision et la vitesse de calcul.

Par contre, les inconvénients sont :

- Le manque de méthodes systématiques précises pour la conception et la synthèse d'une commande par la logique floue (par exemple dans le choix des grandeurs à mesurer, dans la détermination des facteurs de normalisation, dans le choix de la stratégie, soit de fuzzification, les inférences et la defuzzification,...)
- L'impossibilité de la démonstration de la stabilité du circuit de commande en toute généralité
- La cohérence des inférences non garantie a priori (apparition de règles d'inférence contradictoire possible)
- La possibilité d'apparition de cycles limites à cause de fonctionnement non-linéaire [9].

II.7. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons rappelé les éléments de base relatifs à la théorie de la logique floue. En effet, des définitions de base sur les variables linguistiques, les sous-ensembles flous, ainsi que les opérateurs flous ont été donnés. L'utilisation de la logique floue dans la commande a été également présentée en décrivant les différents éléments constitutifs d'un régulateur flou. A travers cette étude, nous constatons que deux types de régulateurs flous, celui de Mamdani et celui de Sugeno, sont les plus utilisés. Il est à noter que dans le premier les variables d'entrées et de sorties sont numériques. Cette dernière caractéristique lui donne l'avantage d'être plus adapté lors de l'analyse mathématique du système, en particulier l'analyse de la stabilité.



III.1.Introduction :

Le but de ce chapitre est de synthétiser un régulateur flou et d'ajuster ses fonctions d'appartenance afin de résister à l'action des perturbations paramétriques dans le système commandé. On a procédé par la méthode de tâtonnement, et cela pour arriver aux valeurs exacte ou approximative des gains qui nous permettent d'atteindre les résultats désirés.

La conception du contrôleur est répartie en deux étapes ; la première est la subdivision en deux boucles qui sont la boucle interne et la boucle externe.

La boucle interne correspond à la dynamique rapide qui est l'angle de tangage et sa variation appelé le maintien du tangage (Pitch Hold Controller).

La boucle externe correspond à la dynamique lente qui est le maintien de l'altitude, les schémas de ces boucles sont présentés dans les figures qui suivent.

III.2.Régulateur de la boucle interne :

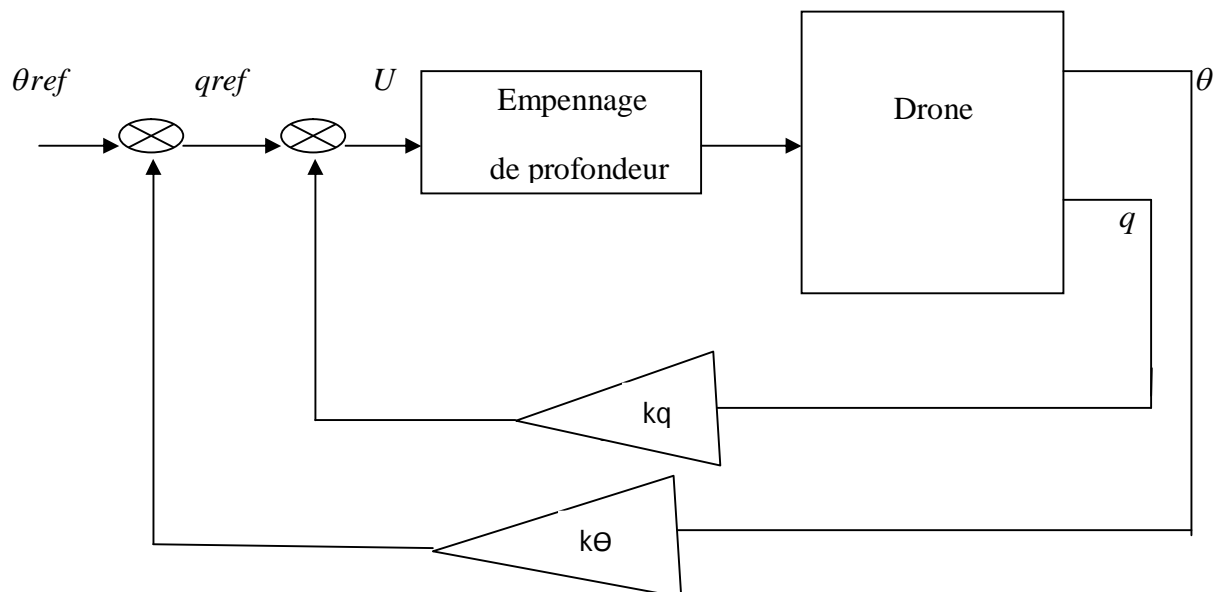


Figure III.1 : Schéma de la boucle interne (maintien du tangage)

III.3. Régulateur de la boucle externe :

θ_{ref} est la sortie du régulateur de la boucle externe qui correspond au maintien de l'altitude.

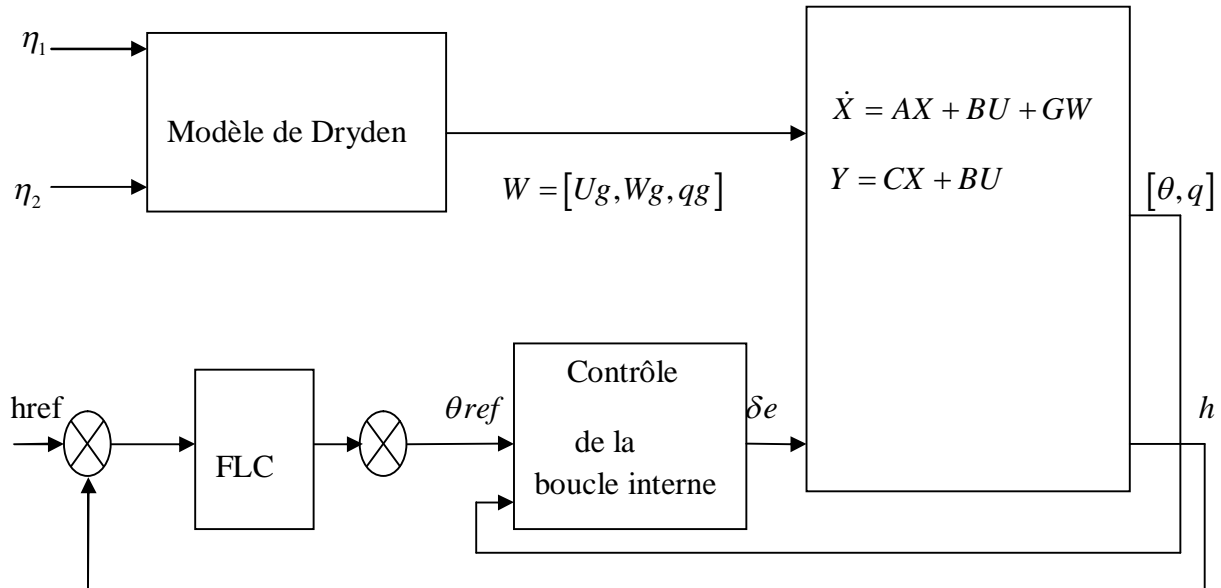


Figure III.2 : Schéma de la boucle externe

III.4. Résultats de simulation et interprétation :

Pour le mouvement longitudinal, les signaux de références sont l'altitude $h=50$ mètres pendant 100 secondes ; les résultats de simulation sans et avec les perturbations (bruit de fond et externe) sont données sur les figure suivantes :

a : cas déterministe :

b : cas stochastique :

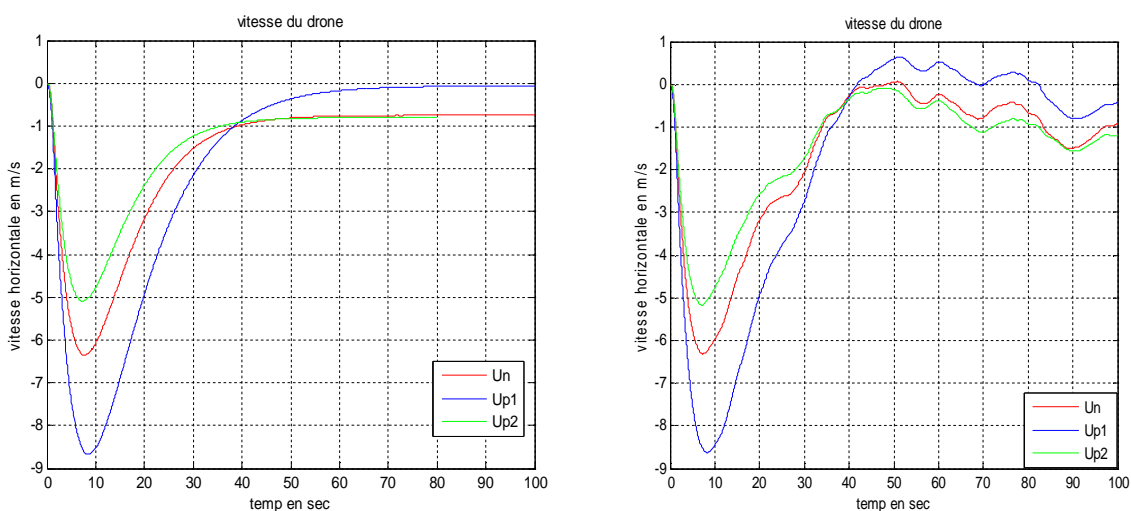


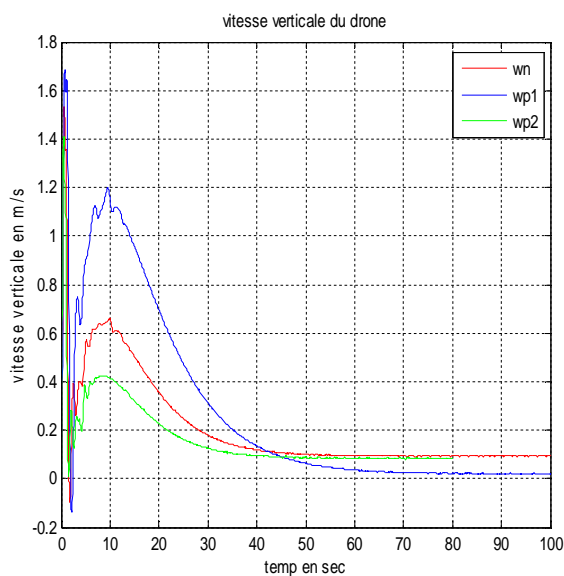
Figure III.3.1 : vitesse de translation en avant en fonction de temps

On remarque que pendant la poursuite de la consigne (altitude) ; la vitesse diminue. Ce fait est dû à la contribution de la commande en altitude, car l'augmentation de θ (angle de tangage) contraignante à la translation et cela est dû aux frottements générés par le contact de l'air sur le bas de fuselage du drone.

La réponse de deuxième modèle perturbé est moins précise ce qui est dû à l'énorme variation des paramètres et les erreurs de linéarisation. Contrairement à celle de premier modèle, mais à partir d'une certaine instance les trois réponses convergent.

On remarque aussi que dans le cas de présence de perturbations (stochastique) des oscillations qui éloignent les courbes de celles désirées.

a : Cas déterministe



b : Cas stochastique

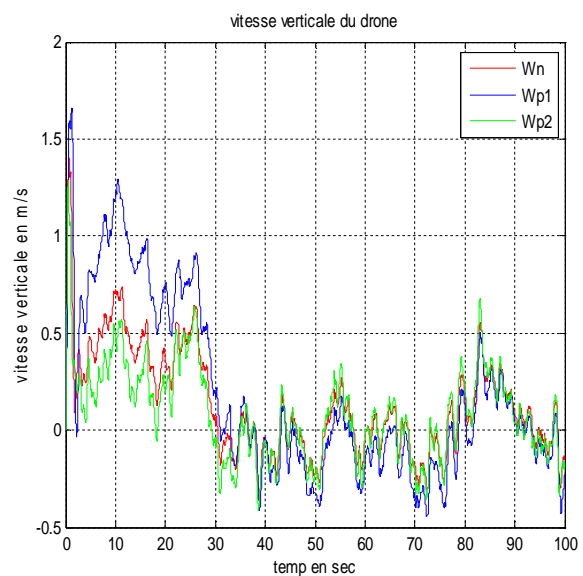


Figure III.3.2 : Vitesse de translation verticale en fonction de temps.

L'augmentation brusque de la vitesse verticale est due à l'importance de l'amplitude de la consigne, donc le drone doit l'atteindre et à fur et à mesure que la consigne est atteinte la vitesse se maintient constante à 0.1 m/s ce qui est dû à l' α (angle d'attaque) -2 degré en régime permanent.

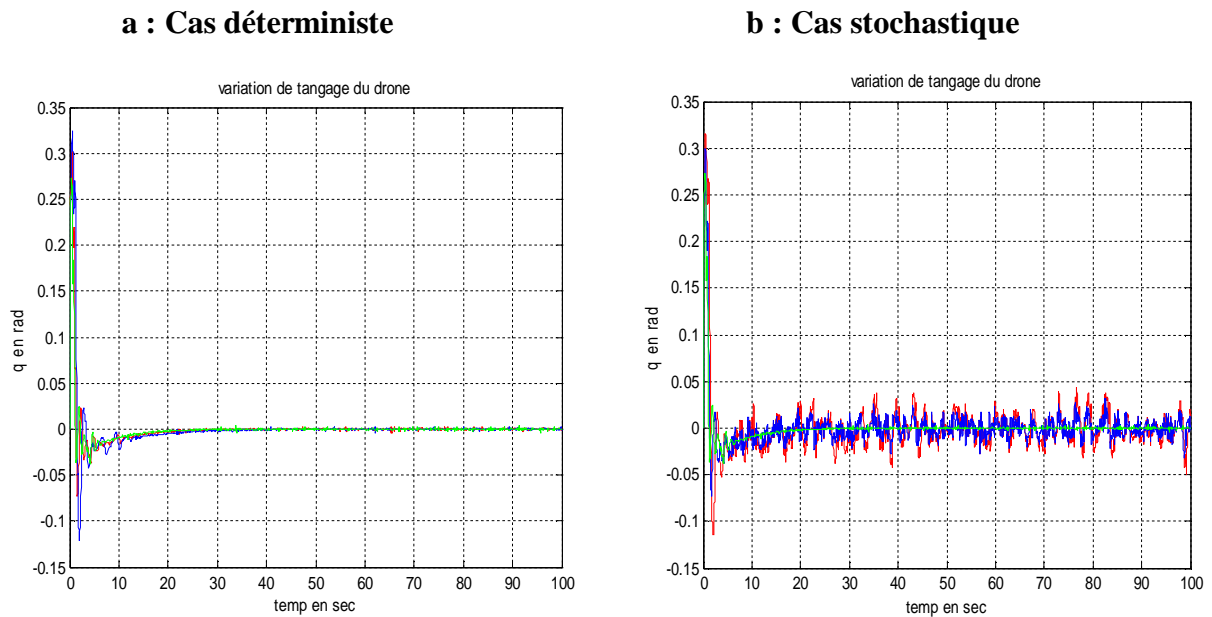


Figure III.3.3 : Taux de variation de tangage en fonction de temps

Le q (taux de variation de tangage) augmente en fonction de la variation de l'amplitude qui dépende de l'angle de tangage θ (thêta), et à fur et à mesure que la réponse en amplitude s'approche de la consigne le q se réduit jusqu'à son annulation. Mais dans la pratique les perturbations et les bruits mènent le drone à pencher de nez vers le haut ou le bas de sorte qu'il apparait des fluctuations (oscillation) autour de l'axe de tangage.

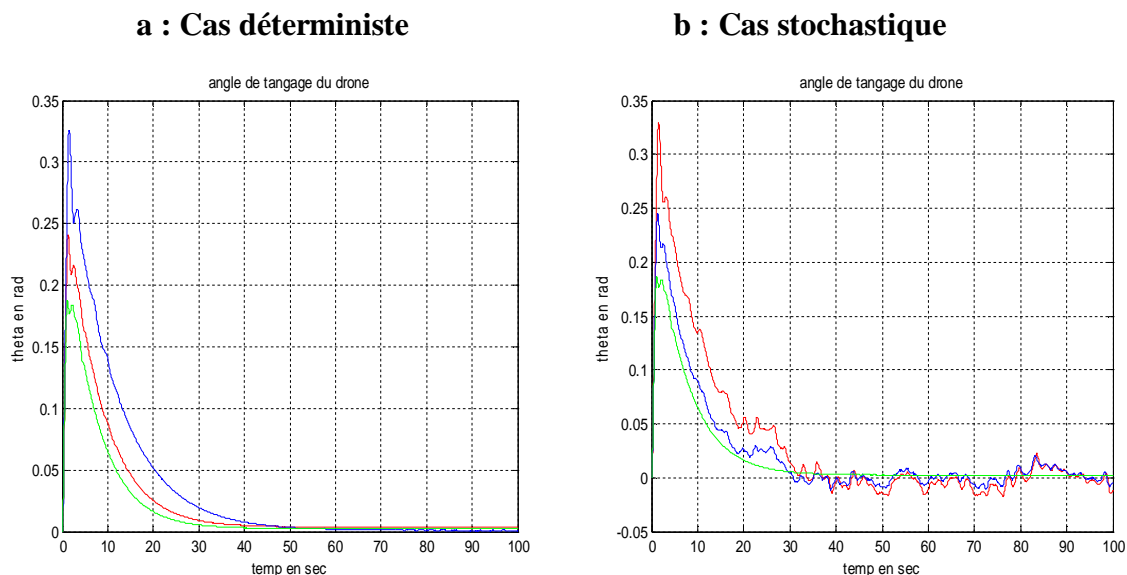


Figure III.3.4 : Angle de tangage en fonction de temps.

(Thêta) est l'angle de tangage (angle d'assiette) nécessaire pour l'orientation de drone vers le haut et le bas surtout pour créer les forces aérodynamiques telle que la portance. Il est

toujours tenu inférieur à 22 degrés. Ce qui rentre dans les limitations des caractéristiques du drone utilisé dans le présent mémoire (Aerosonde).

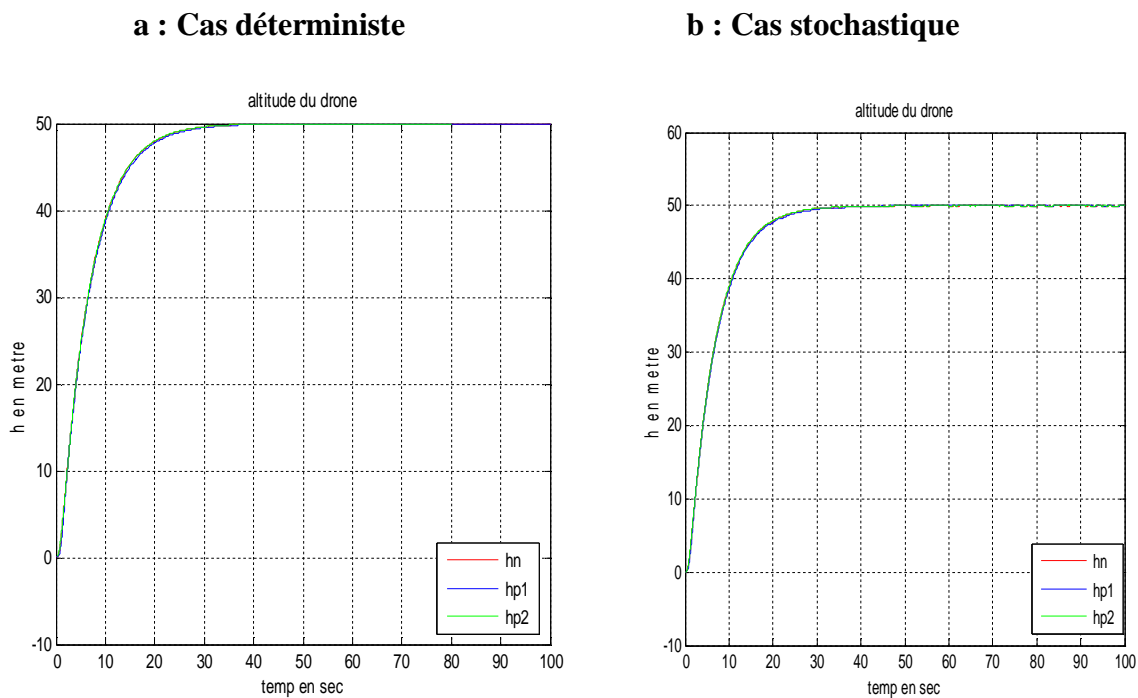


Figure III.3.5 : altitude en fonction de temps.

La réponse du drone converge vers la consigne après un temps de réponse spécifique au modèle choisi, mais ce temps diffère d'un modèle à un autre, ce qui explique la différence entre les courbes de modèle nominal et ceux perturbés (avec variation paramétrique).

L'introduction des perturbations atmosphériques et les bruits des capteurs, fait perdre certaines performances telle que la rapidité, précision ...etc. Mais dans notre résultats l'altitude à converge rapidement ver la consigne (30sec) ce qui signifie le choix d'un modèle performant.

Conclusion :

Malgré la variation considérable des paramètres et la présence des perturbations atmosphériques, on pourra dire que la méthode utilisée est efficace, vu que les modèles, nominal et ceux perturbés restent stables grâce aux résultats de simulation obtenus.

Conclusion générale

Conclusion générale :

L'objectif principal de ce mémoire est de pouvoir surmonter les difficultés qui limitent l'utilisation de l'Aérosonde par sa sensibilité face aux perturbations atmosphériques et la non linéarité de sa dynamique, une méthode pour la synthèse d'une loi de commande efficace qui surmonte ces difficultés est mise à contribution, cette méthode est basée sur la théorie d'une commande floue, son efficacité est prouvée par les résultats de simulation des modèles, nominal et ceux perturbés en présence et en absence des rafales du vent . Les approches exposées dans les trois chapitres peuvent se résumer dans ce qui suit :

- La présentation des caractéristiques de l'Aérosonde et les équations qui décrivent sa dynamique longitudinale.
- Après avoir donné quelques rappels sur la logique floue, nous avons utilisés la commande floue pour le canal longitudinale afin de stabiliser l'altitude, les résultat de simulation et leur interprétations sont donnés à la fin de ce mémoire.

L'utilisation de cette commande floue pour contrôler le canal longitudinal des drones s'est avérai concluante d'après notre étude, notamment la commande est précise et les résultats sont satisfaisant.

REFERENCES

- [1]: Aerosonde Robotic aircraft Web site :WWW.aerosonde.com
- [2]: Holland G.J. Autonomous Aerosondes for Economical Atmospheric sounding Anywhere on the Globe / G.J.holland, T. McGeer, H. Youngren.// American Meteorological Society.- December 1992.-Vol.73. –N12. –P. 1987-1998.
- [3]: Holland G.J. The Aerosonde Robotic aircraft a New paradigm for environmental observation /G.J Holland, P. J. Webster, J.A. Curry // Bulletin of the American Meteorological Society. – Vol.82. –N5. –May 2001. –P .889-901.
- [4]: Roskam J. Airplane flight dynamics and automatic flights control Part II /J. Roskam//Design, Analysis and Research Corporation (DARcorporation). –1998, 780 p.
- [5]: Roskam J. Airplane aerodynamics and performance / J. Roskam, C. T. Lan//Design,Analysis and Research Corporation (DARcorporation). – 1997, 840 p.
- [6]: Rauw M. The Flight Dynamics and Control Toolbox / M. Rauw. –MathWorks Company, 2000. – 263p.
- [7]: McLean D. Automatic Flight Control Systems / D. McLean – Englewood:Prentice Hall Inc., 1990. – 593 p.
- [8] :Mme GELENA GODJEVAC “Idée nette sur la logique floue” presse POLYTECHNIQUE ET UNIVERSITAIRES ROMANDES ,1999.
- [9] :Mr blaha“ contrôleur flou pour la navigation autonome d’un robot mobile et mise au point du SVIT” PFE en Electronique, USTO, 2004.
- [10] :Mr HANSRUEDI BUHLER“ réglage par logique floue” PRESSE POLYTECHNIQUE ET UNIVERSITAIRES ROMANDES.1994.
- [11]: International Journal of Uncertainty, Fuzziness and Knowledge-Based Systems
Vol. 0, No. 0 (1993) 000|000.
f c World Scienti c Publishing Company