

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

Université Mouloud Mammeri De Tizi-Ouzou



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

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

*Présenté par*  
**Lamia MADDI**  
**Lynda KERROUCHE**

Mémoire dirigé par **M. TOUAT**

**Thème**

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

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

**M. Fadhila Boudjmaa**

Grade, Lieu d'exercice, Président

**M. Mohend Acheur Touat**

Grade, Lieu d'exercice, Rapporteur

**M. Kheirddine Saidi**

Grade, Lieu d'exercice, Examineur

**M. Ourida Hadjem**

Grade, Lieu d'exercice, Examineur

---

# *Remerciements*

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

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

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

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

# Dédicaces

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

*Je dédie ce travail également*

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

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

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

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

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

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

Lamia

# Dédicaces

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

*Je dédier ce travail également,*

*A mon cher mari Hocine.*

*A mes frères ALI et Rabah, mes sœurs.*

*A mes grandes mères et mon grand père.*

*A tous mes oncles, tantes, cousins et cousines.*

*A la mémoire de ma regrettée belle mère.*

*Lynda*

# Sommaire

## Introduction générale

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

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

Introduction .....	2
I.1.Etude d'un drone .....	2
I.1 .1. Définition d'un drone .....	2
I.1.2. Classification .....	3
I.1.3. Caractéristiques d'Aerosonde UAV .....	3
I.2. Les principes de la base de l'aérodynamique .....	4
I.2.1. Principe de vol .....	5
I.2.2. Aile d'un avion .....	5
I.3. Fondamentaux de la mécanique de vol.....	6
I.3.1. Dynamique de vol.....	6
I.3.2. Description de la dynamique de vol .....	6
I.4. Surfaces de commande.....	7
I.5. Modèle mathématique d'UAV et de perturbation .....	8
I.6. Equation de mouvement linéarisé dans l'atmosphère stable.....	11
I.7. La linéarisation de la dynamique du vol à l'équilibre.....	16
I.8. Equation de mouvement linéarisé en atmosphère non-stable .....	18
I.9. Perturbations atmosphériques .....	20
Conclusion .....	23

## Chapitre II : La logique floue et FMRLC

I.1. Introduction .....	24
I.2. Principe de la logique floue.....	24
I.2.1. Les variables floues.....	24
I.2.2. Univers de discours .....	24
I.2.3. Variable et valeur de variable linguistique.....	25
I.2.4. Les règles floues .....	25
I.2.5. Les fonctions d'appartenances.....	25
I.2.6. Operateurs sur les ensembles flous .....	27

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

## NOTATIONS

Symbole :	Description
	Portance
	Traînée
$\rho$	densité de l'air
$S = \bar{\quad}$	la surface grossière des ailes
$\bar{\quad}$	La moyenne des cordes
$b$	Envergure des ailes
$V$	Vitesse relative à l'air
	Coefficient aérodynamique de portance
	Coefficient aérodynamique de traînée
$u$	Vitesse horizontal,
$V$	Vitesse latéral
$w$	Vitesse vertical
$\alpha$	Angle d'attaque
$\beta$	Angle de dérapage
$q$	Vitesse de tangage
$p$	Vitesse de roulis
$r$	Vitesse de lacet
$\psi$	Angle d'azimut
$\theta$	Angle de gîte
$\varphi$	Assiette longitudinale
$h$	L'altitude
$\delta_e$	Braquage des élévateurs
$\delta_{th}$	Variation de la commande des gaz
$\delta_a$	Braquage des ailerons
$\delta_r$	Braquage de la gouverne de direction
$L$	Moment de roulis
$M$	Moment de tangage

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



## LISTE DES FIGURES

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

## **Introduction générale :**

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

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

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

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

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

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

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

Cette commande FMRLC est appliquée au pilotage longitudinal.

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

## I Introduction :

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

### I.1. Etude d'un drone :

#### I.1 .1. Définition d'un drone :

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

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

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

### I.1.2. Classification :

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

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

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

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

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

### I.1.3. Caractéristiques d'Aerosonde UAV :

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

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

**Tableau 1.1.** Caractéristiques d'Aerosonde .

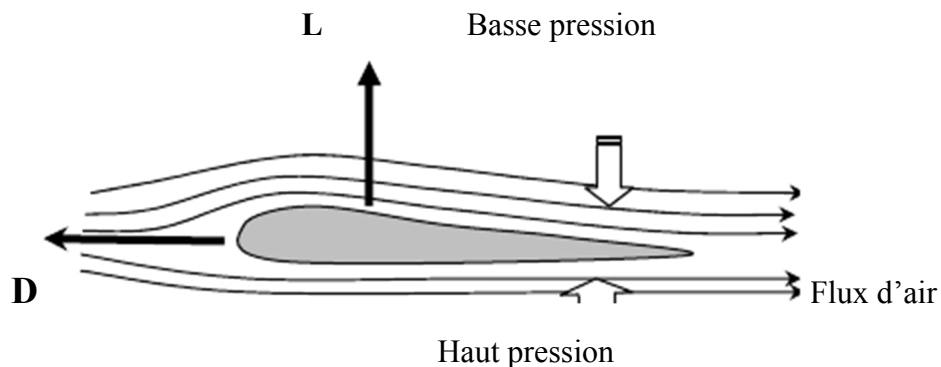
## I.2. Les principes de la base de l'aérodynamique :

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

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

### I.2.1. Principe de vol :

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

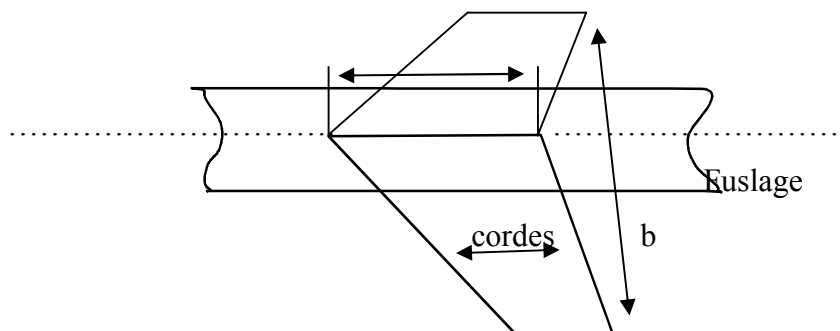


*Fig. 1.1 : les forces aérodynamiques agissant sur une aile.*

### I.2.2. Aile d'un drone :

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

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



*Fig. 1.2 : aile d'un avion*

La **traînée** est donnée par :

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

### I.3. Fondamentaux de la mécanique de vol :

#### I.3.1. Dynamique du vol :

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

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

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

#### I.3.2. Description de la dynamique du vol :

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

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

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

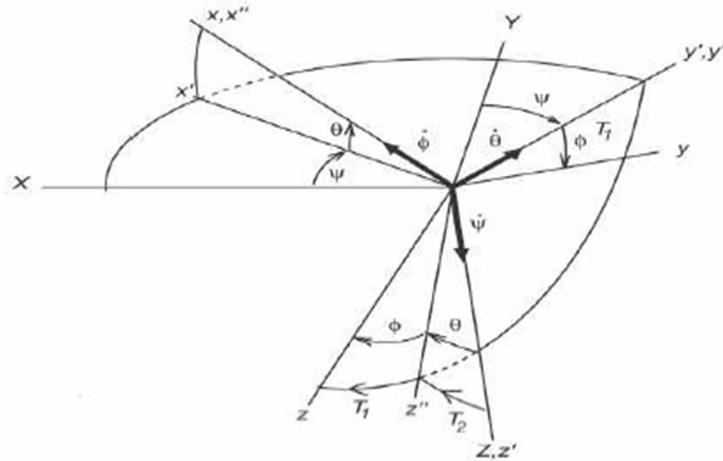
- en avant de drone.
- vers son tribord (coté droit de drone).
- vers le bas suivant le vecteur gravitationnel.

### ❖ Les angles d'Euler :

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

- une première rotation de  $\psi$  autour de Z pour aller vers le trièdre (Ox'y'z').
- une deuxième rotation de  $\theta$  autour de y' pour aller vers le trièdre (Ox''y''z'').
- une dernière rotation de  $\phi$  autour de x'' pour aller vers le trièdre (Oxyz) .

Les angles  $\psi$ ,  $\theta$  et  $\phi$ , portent respectivement les noms : azimut, assiette longitudinale et angle de gîte [3].



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

### I.4. Surfaces de commande:

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

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

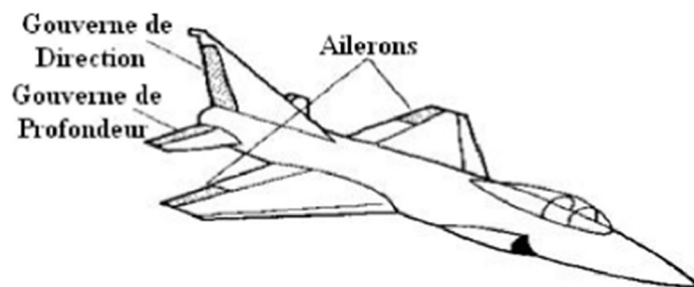
- **Ailerons** : engendrent des moments autour de l'axe de roulis (Roll en Anglais) : Le mouvement de roulis d'un drone est contrôlé par des inclinaisons des ailerons. Ceux-ci se déplacent en sens opposés l'un de l'autre de telle sorte que lorsque l'un est relevé, l'autre est baissé et vice versa. La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



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

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

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



*Fig. 1.4 : Surfaces de commande*

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

$v$  - vitesse latéral et  $w$  - vitesse vertical.  $\alpha$  - angle d'attaque,  $\beta$  - angle de dérapage,  $p$  - vitesse de roulis,  $q$  - vitesse de tangage,  $r$  - vitesse de lacet,  $\psi$  - angle d'azimut,  $\theta$  -

angle de gîte,  $\varphi$  - assiette longitudinale, les composants restants du vecteur  $\vec{\chi}$  définissent la

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

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

vecteur des perturbations, ce qui représente les projections de la turbulence instantanée de

vent des vitesses dans les haches rigides de corps.  $C$  - est la matrice de l'observation, ce qui détermine les sorties mesurées à employer dans la conception de la loi de commande.

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

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

❖ **Equations de forces:**

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

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

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

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

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

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

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

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

❖ **Equations des moments:**

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

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

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

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

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

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

➤ **y-distance :**

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

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

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

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

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

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

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

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

Après la substitution des équations nous obtenons :

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

Où  $\alpha, \beta, \theta$  et  $\phi$  sont angle d'attaque, angle de dérapage, angle de gîte, et angle de roulis respectivement  $X, Y$  et  $Z$  est les forces externes le long du  $x, y$  and  $z$  axe de corps.

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

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

➤ **Vitesses linéaire :**

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

➤ **Vitesses angulaires:**

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

➤ **Composants de force:**

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

➤ **Angles d'attitude d'un drone :**

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

Où  $V_0$  est la vitesse constante d'équilibre d'avion,  $\alpha_0$  est l'angle d'attaque d'équilibre,  $\theta_0$  est l'angle de gîte a l'équilibre,  $X_0, Y_0$  et  $Z_0$  est la direction de forces d'équilibre dans  $x$ -direction,  $y$ -direction et  $z$ -direction, respectivement.

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

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

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

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

• Composants de force :

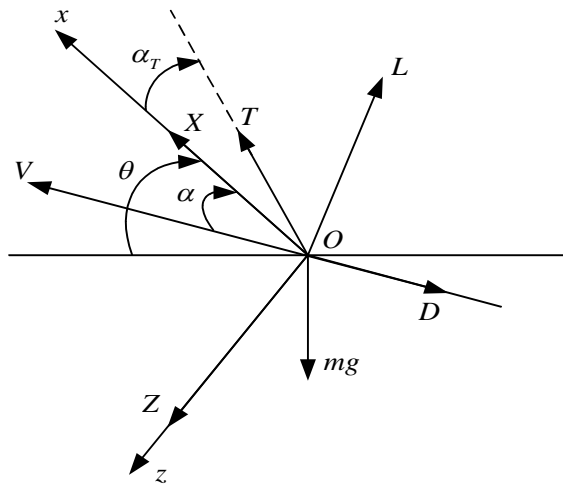


Fig 1.5 : X et Z –composants de forces en termes L,D et T

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

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

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

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

Et

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

Nous exprimons les équations linéarisées dans en termes  $\Delta L$ ,  $\Delta D$ ,  $\Delta T$  et  $\Delta Y$ .

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

Notons que,

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

Les équations (1.23) réduisent alors à :

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

Les équations ci-dessus sont les équations linéarisées des équations linéaires d'accélération. Pour accomplir ces équations, on doit exprimer en détails que les limites ont impliqués dans  $\Delta L$ ,  $\Delta D$ ,  $\Delta T$  et  $\Delta Y$  en fonction des variables de mouvement de véhicule et de leurs

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

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

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

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

Et les moments sont:

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

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

- **Dans la direction de Oy :**

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

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

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

- **Dans la direction de Ox:**

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

- **Dans la direction de Oz:**

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

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

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

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

1. **Pour l'angle de tangage  $\theta$  :**

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



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

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

### 2. Pour l'angle de Lacet $\psi$ :

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

D'autres rendements de simplification:

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

### 3. Angle de gîte $\phi$ :

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

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

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

### ➤ Équations de mouvement longitudinal linéarisé:

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

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

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

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta V = -g \cos(\theta_0 - \alpha_0) \Delta \theta - \frac{L_0}{m} \Delta \alpha - \frac{1}{m} \Delta D + \frac{\cos(\alpha_T + \alpha_0)}{m} \Delta T \\ \Delta \dot{\alpha} = \Delta q - \frac{g}{V_0} \sin(\theta_0 - \alpha_0) \Delta \theta - \frac{D_0}{mV_0} \Delta \alpha - \frac{1}{mV_0} \Delta L - \frac{\sin(\alpha_T - \alpha_0)}{mV_0} \Delta T \\ \Delta \dot{q} = \frac{1}{I_{yy}} \Delta M \\ \Delta \dot{\theta} = \Delta q \end{array} \right. \quad (1.32)$$

Où  $\theta_0$ ,  $\alpha_0$ ,  $V_0$ ,  $L_0$  et  $D_0$  sont déterminés à partir de conditionne d'équilibre.

$L_0$ ,  $\Delta L$ ,  $D_0$ ,  $\Delta D$  et  $\Delta T$  les dérivés de coefficient pour différentes forces aérodynamiques et le moment sont définis comme.

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

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

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

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

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

On utilise les séries de Tylor dans ce qui suit :

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

Pour simplifier la notation nous faisons la substitution suivante :

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Où  $\Delta u_a$ ,  $\Delta v_a$ ,  $\Delta w_a$  sont les composants linéaire de vitesses de l'avion,  $\Delta p_a$ ,  $\Delta q_a$ ,  $\Delta r_a$  sont les vitesses angulaires.  $[u_g \quad v_g \quad w_g]$  Est le vecteur des composants linéaire de rafale de vitesses.  $[p_g \quad q_g \quad r_g]$  Est le vecteur des composants de rafale de vitesses angulaires.

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

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

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

**Modèle longitudinal :**

- Modèle nominal V= 30 m/s:

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

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

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

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

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

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

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

**I.9. Perturbation atmosphériques :**

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

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

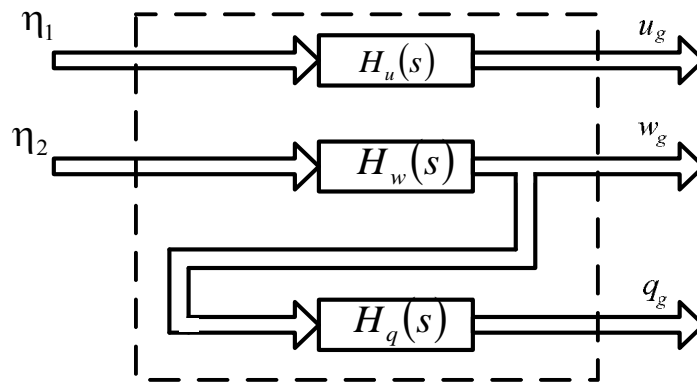
Il existe deux représentations analytiques pour la puissance de la densité spectrale (PSD Power Spectral Density), des turbulences atmosphériques qui sont de plus en plus utilisées dans la conception des systèmes de commande des drones. La première, est le spectre de **Von Kerman**, il est le plus conforme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

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

**a. Filtre de Von Kerman :**

• **Composants longitudinal de la turbulence :**

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



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

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

Les entrées de filtre de Von Karman c'est des bruits blancs qui correspondent à la rafale du vent longitudinale  $\eta_1$  et vertical  $\eta_2$ , les sorties est la vitesse turbulente longitudinale ( $u_g$ ), vitesse turbulente verticale ( $w_g$ ), et taux turbulent de tangage ( $q_g$ ).

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

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

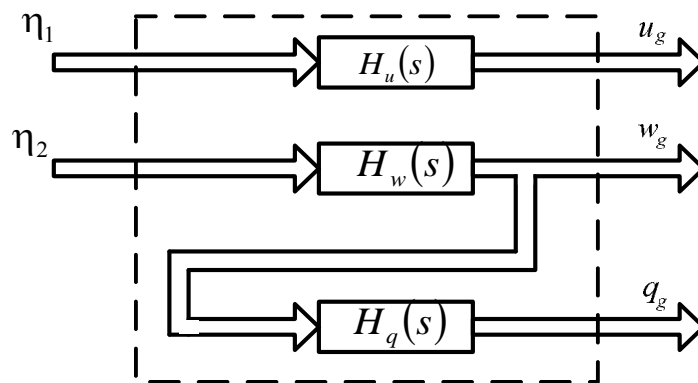
$$H_q(s) = \frac{\frac{s}{V}}{\left(1 + \left(\frac{4b}{\pi V}\right)s\right)} H_w(s) \tag{1.44}$$

**b. Filtre de Dryden :**

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

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

- **Composants longitudinal de la turbulence :**



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

Les fonctions de transferts sont données comme suit :

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

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

$$H_q(s) = \frac{s}{1 + \dots} \tag{1.47}$$

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

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

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

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

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

### Conclusion :

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

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

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