

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**

**Master Académique**

**Option : Commande Des Systèmes.**

*Présenté par :*

**Amarene Chafik  
Si Ahmed Brahim**

Mémoire dirigé par **Mr. TOUAT M.A**

**Thème :**

**Stabilisation de la vitesse et de l'altitude d'un drone.**

*Mémoire soutenu publiquement le 27 octobre 2014 devant le jury composé de:*

Mr:

Mr:

Mr:

Mr:

## ***Remerciement***

***On commence par dire louange, à celui qui a fixé un terme à toute chose. On remercie le Dieu, le tout puissant pour nous avoir gratifiés de santé, sans lui, il serait impossible de mener à terme notre travail.***

***On adresse nos vifs remerciements à :***

***Le chef de département d'Automatique Mr Bensidhoum, pour son Soutient durant les diverses impasses.***

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

***Tous les enseignants et tous ceux à qui on doit notre formation.***

***Tous ceux qui, d'une quelconque façon, ont contribué à L'élaboration de ce mémoire.***

***Cordialement.***

# Dédicaces

*Je dédie ce modeste travail à :*

- *Mes chers parents.*
- *Chers frères et sœur.*
- *La très chère khalti Fatima (Que Dieu lui fasse miséricorde), ainsi khali Merzouk.*
- *La chère adorable Hakima, Meriam, hassina, Lynda et le petit Hocine.*
- *Mes camarades et amis.*

*Chafik.*

## *Dédicaces*

*Il est agréable de dédier ce modeste travail à :*

- ❖ A mes très chers parents qui m'ont soutenu tout au long de mon cursus ;*
- ❖ A toute la famille et mes proches ;*
- ❖ J'adresse aussi ma sympathie à toutes les personnes qui m'ont apporté leur aide et connaissance d'une façon ou d'une autre, j'ai appris beaucoup plus que jamais je n'aurais imaginé au début. Je ne cite pas de noms pour éviter d'oublier quelqu'un. Je suis sûr qu'ils se reconnaîtront dans ce paragraphe. Un grand merci.*

*Brahim.*



# Sommaire

# SOMMAIRE

---

## Introduction générale

Introduction générale : .....	1
-------------------------------	---

## Chapitre I La dynamique du vol

I.1) Description du drone (Aerosonde Mark 3) et les ses particularités du vol : .....	3
I.1.1) Caractéristiques du drone (Aérosonde Mark 3): .....	4
I.2) Dynamique du vol en présence et en absence des perturbations (N.L) : .....	5
I.2.1) Surfaces de commande : .....	5
I.3) Modèle mathématique du drone : .....	7
I.3.1) Forces agissants sur le drone : .....	9
I.3.2) Équations des forces : .....	11
I.3.3) Equations des moments : .....	12
I.3.4) Equations associées au changement d'attitude du drone (Angles d'Euler) : .....	12
I.3.5) Equations de vitesse par rapport au sol : .....	13
I.4) Différents modèles mathématiques des turbulences (Dryden) : .....	14
I.4.1) Modèle de Dryden : .....	15
I.4.2) Fonction de transfert de Dryden : .....	15
I.5) Navigation, guidage et contrôle : .....	17
I.5.1) Plateforme et Système de guidage, de navigation et de contrôle (GNSC): .....	17
I.5.2) Schéma de navigation : .....	19
I.5.3) Rappel sur la latitude, altitude, longitude et le cap : .....	20
I.5.4) Principe de Navigation : .....	21
I.5.5) Le système GPS (Global Positioning System): .....	23
Conclusion : .....	28

## Chapitre II Généralités sur La commande PID

Introduction .....	29
II.1) La Régulation : .....	29
II.2) But de la régulation : .....	29
II.3) Principe de régulation : .....	29
II.4) Formes fondamentales de régulation.....	30

# SOMMAIRE

---

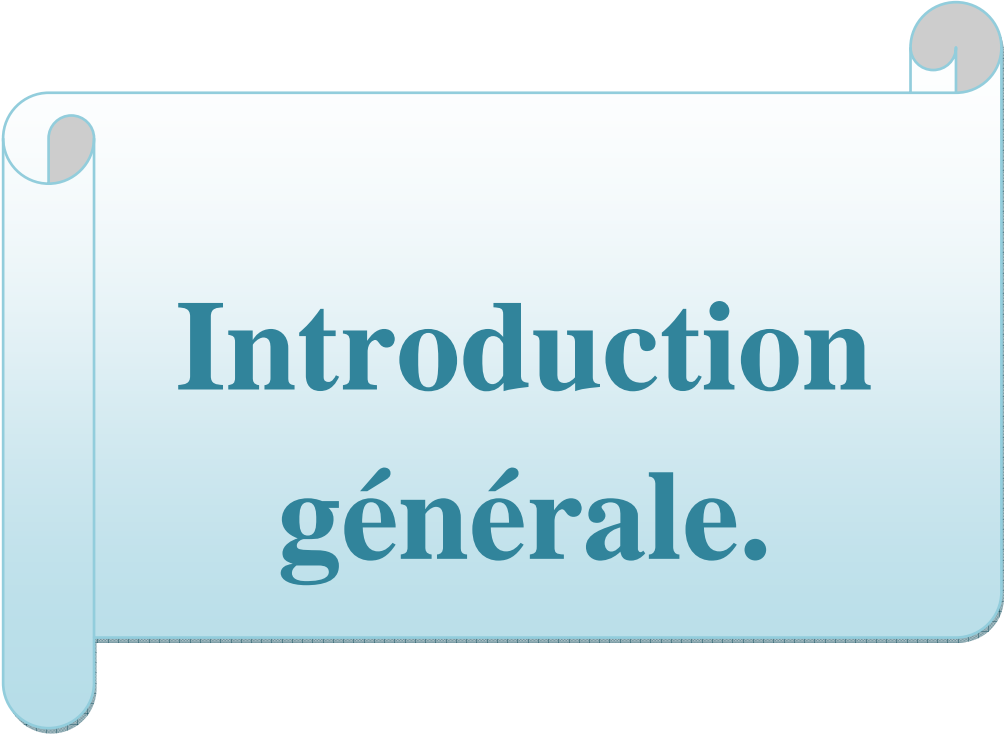
II.4.1) Régulation en boucle ouverte : .....	30
II.4.2) Régulation en boucle fermée : .....	31
II.5) Rôle des actions dans la boucle fermée : .....	32
II.5.1) Méthodes de réglage des actions : .....	34
II.6) Régulation cascade : .....	35
II.7) Différentes structures du régulateur PID : .....	35
II.8) La synthèse d'un régulateur PID .....	36
II.9) Description des différentes actions : .....	38
II.9.1) Proportionnel, P : .....	38
II.9.2) Intégrateur I : .....	38
II.9.3) Dérivateur pur, D : .....	39
II.3.Méthodes de réglage des actions du PID .....	40
II.3.2. Méthodes d'approche successive .....	40
Conclusion : .....	42

## Chapitre III Conception de la loi de commande

Introduction : .....	43
III.1) La conception de schéma block: .....	43
III .1.1) Le modèle d'un drone Aerosonde .....	43
III.1.2) Paramètres de ce schéma block : .....	46
III.1.3) Entrées : .....	47
III.1.4)-Sorties : .....	47
III.1.5) Détails: .....	48
III.1.6) Utilisation: .....	49
III.2) Architecture complète de la régulation : .....	49
III.2.1) Module de commande du drone: .....	50
III.2.2) Module du contrôle du drone: .....	50
III.3) interprétation des résultats : .....	54
Conclusion : .....	60

## Conclusion générale

Conclusion générale: .....	61
----------------------------	----



# **Introduction générale.**

# Introduction générale

---

En général, les drones **UAV** (*Unmanned Aerial Vehicle*), sont des véhicules volants sans pilote, ils sont apparus principalement à des fins militaires, ils furent ensuite employés pour des missions de reconnaissance dans les années 1960. Leur usage pour des missions de surveillance s'est répandu, ainsi que leur utilisation à des fins civiles. Les drones ont connu un véritable essor grâce aux nouvelles techniques de la technologie, comme la navigation par satellites et les microprocesseurs informatiques.

L'Aerosonde est conçu pour l'étude de phénomènes météorologiques, peut être aussi utilisé pour la localisation des victimes lors des catastrophes naturelles, surveillance en milieu urbain, prises de vues de bâtiments, inspection de lignes électriques ou de voies ferrées, etc.

La classification des drones est complexe, dans la mesure où elle diffère selon les pays. Les *drones aériens* peuvent être classés en fonction de plusieurs critères :

- L'altitude et l'endurance (drones tactiques, MALE, HALE) :
  - " Les drones Moyenne Altitude Longue Endurance (MALE), volant à des altitudes comprises entre 5km et 12km pour un rayon d'action allant jusqu'à 1000km.
  - " Les drones Haute Altitude Longue Endurance(HALE), de la taille d'avion de ligne et volant à des altitudes pouvant atteindre 20km pour un rayon de plusieurs milliers de kilomètres.
- la taille (longueur, envergure).
- leur capacité à emporter des armements ou non (drones de surveillance / drones armés / drones de combats).
- leur caractère furtif ou non.

Les drones peuvent être pourvus :

- d'une caméra, capable de retransmettre en temps réel ce qui se passe sur le terrain ;
- d'une caméra infrarouge, détectant toute sorte de chaleur (humaine, animale, ou provenant d'un véhicule) ;
- d'un gyroscope, leur permettant de se stabiliser, et de contrebalancer leurs mouvements, permettant ainsi le suivi de la cible.

# Introduction générale

---

Notre travail sera structuré comme suit :

Le premier chapitre consiste en une brève description des caractéristiques du drone Aerosonde Mark 3 et en développement du modèle non linéaire des drones.

Ainsi le modèle de turbulence sera donné à savoir celui de Dryden, et un mode de navigations sera également présenté.

Dans le deuxième chapitre, quelques notions de base sur la régulation à l'aide d'un régulateur PID seront données, les résultats de simulation ainsi que leurs interprétations seront exposés dans le troisième chapitre, et on termine par une conclusion générale.

# Chapitre I :



**La dynamique  
du vol**

## Introduction :

Ce chapitre présente le drone considéré dans notre sujet « Aerosonde Mark 3 ». Dans ce qui suit, on va essayer de donner une petite description sur ce drone.

En outre, nous présenterons les équations qui décrivent sa dynamique du vol, ainsi que le modèle de turbulences atmosphériques qui exercent des influences sur sa dynamique du vol.

## I.1) Description du drone (Aerosonde Mark 3) et les ses particularités du vol :

Comme nous l'avons dit, le type du 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. à cet égard, Huit Aerosondes Mark1 ont été achetées par l'Université nationale de Taiwan en cette année, puis il rejoint South China Sea Monsoon.

Le modèle de l' (Aerosonde Mark3) est donné par la **figure (I.1)** suivante :



**Figure (I.1) : Drone Aerosonde**

## I.1.1) Caractéristiques du drone (Aérosonde Mark 3):

Le tableau suivant résume les caractéristiques de l' (Aerosonde Mark 3).

<b>Spécification</b>	
Poids, envergure	13-15 kg, 2.9m
Moteur	24cc, carburant injecte
Charge pleine de carburant	5kg
Navigation	GPS et INS
Distance max de communication via UHF	180 km selon la hauteur et le terrain
La génération électrique à bord	Générateur max on fournissant 18V, DC à 1 ampère, 40W maximum, 30W pour charge utile
Temps maximal du vol	250 heures
<b>Operations</b>	
Staff de lancement et de récupération	2-3 : contrôleur, ingénieur, pilote/maintenance
Sol et communication	UHF vers/depus Aerosonde
<b>Performances</b>	
Vitesse de translation	18-32ms <sup>-1</sup>
Endurance	20 à 30h, 2000 à 3000 km
Altitude	100m >7000 m
Charge utile	Max 5 kg ~10 heures d'endurance, 2 kg max~30 heures d'endurance

## I.2) Dynamique du vol en présence et en absence des perturbations (N.L) :

Le vol dans la turbulence atmosphérique est l'un des sujets de recherche importants en aéronautique. La dynamique du vol change radicalement au cours de la mission du vol, car durant le déplacement du 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, ...etc.).

Les perturbations dans la dynamique du vol peuvent être exogènes et / ou endogènes. Les perturbations exogènes sont dues à la variation des conditions atmosphériques, qui ne pouvaient pas être prises en compte lors de la simulation. Certains modèles d'approximation de l'atmosphère ont été développés dans la littérature, ces modèles sont des modèles invariants dans le temps, pour cette raison, ils ne peuvent pas modéliser les phénomènes météorologiques pour toute la mission du vol. Les perturbations endogènes sont dues à des variations imprévisibles des paramètres du modèle du drone pendant son vol ou elles peuvent se produire en raison des défaillances des actionneurs; aussi le concepteur peut oublier certains paramètres durant la modélisation.

### I.2.1) 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 :

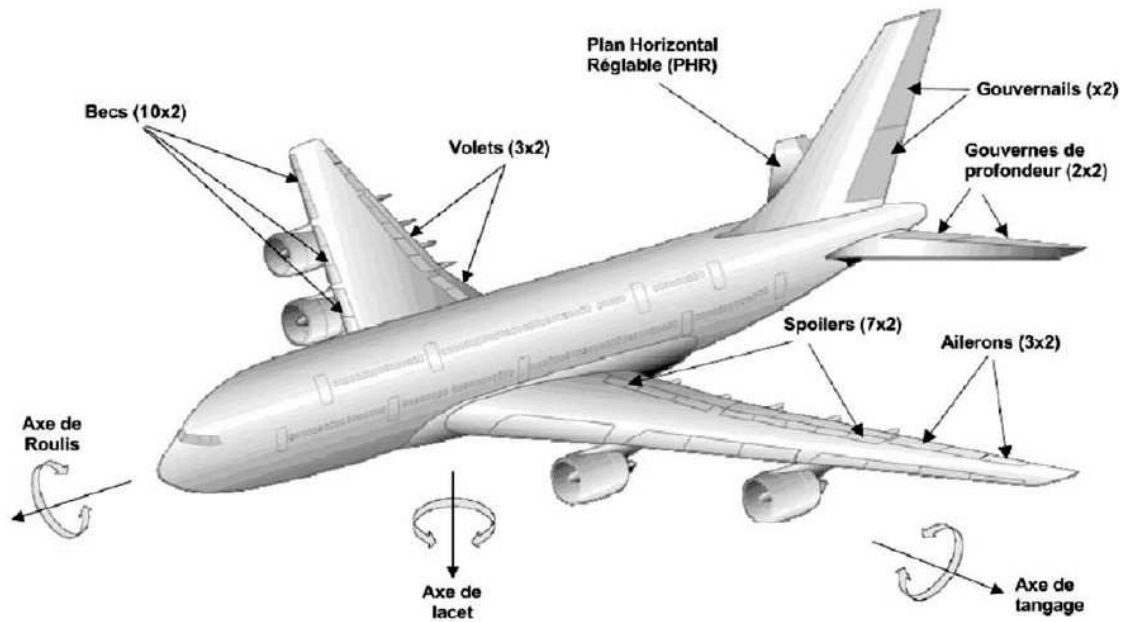
- **Ailerons** : engendrent des moments autour de l'axe de roulis (Roll en Anglais) : Le mouvement de roulis d'un drone est contrôlé par des inclinaisons des ailerons. Ceux-ci se déplacent en sens opposés l'un de l'autre de telle sorte que lorsque l'un est relevé, l'autre est baissé et vice versa. La 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).

- **Gouvernes 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 d'oxygène lors de la combustion, afin de générer la poussée et la portance nécessaires lors de vol [décollage, atterrissage].



Figure(I.2): Surfaces de commande

### I.3) Modèle mathématique du drone :

Les équations générales du mouvement sont données par un ensemble des équations non linéaires, décrites dans ce qui suit. Les équations des forces et des moments sont données dans les expressions (de (I.5) à (I.13) respectivement), elles sont réarrangées dans une configuration d'espace d'états, telles que les vitesses linéaires et angulaires sont des variables d'état, les forces externes et les moments sont les entrées de l'espace d'état. En plus de vitesses linéaires et angulaires, les angles d'Euler et les coordonnées de positions par rapport à la Terre sont ajoutées pour compléter le vecteur d'état [1].

Le modèle d'état non-linéaire de la dynamique du drone peut être exprimé comme suit:

$$\begin{cases} \dot{\vec{\chi}} = F(\vec{\chi}, \vec{U}, \vec{d}, t) \\ \vec{Y} = C \vec{\chi} \end{cases} \quad (\text{I.1})$$

Où :

- $F$  : est une fonction de vecteurs multi variables.
- $\vec{\chi}$  : représente le vecteur d'état avec les composantes suivantes :

$$\vec{\chi} = [V, \alpha, \beta, p, q, r, \psi, \theta, \varphi, x_e, y_e, z_e]^T$$

- Les composantes de la vitesse du drone sont :  $V = [u, v, w]^T$ , avec :

$u$  : est la composante horizontale,  $v$  : est la composante latérale, et  $w$  : est la composante verticale.

- $\alpha$  : est l'angle d'attaque (angle of attack).
- $\beta$  : est l'angle de dérapage (sidslip).
- $P$  : est le taux du roulis (Roll Rate).
- $q$  : est le taux du tangage (Pitch Rate).
- $r$  : est le taux du lacet (Yaw Rate).
- $\psi$  : est l'angle du cap (heading Angle).
- $\theta$  : est l'angle du tangage (pitch angle).
- $\varphi$  : est l'angle d'inclinaison (Bank angle).
- Les composantes du vecteur  $\vec{X} = [x_e, y_e, z_e]^T$  définissent la position du drone relativement à la terre, où  $z_e = h$  qui est l'altitude.
- $\vec{U} = [\delta_e, \delta_{th}, \delta_a, \delta_r]^T$  est le vecteur de commande où  $\delta_e$  est la déflexion des gouvernes de profondeur,  $\delta_{th}$  est l'accélérateur du moteur,  $\delta_a$  est la déflexion de l'aileron et  $\delta_r$  est la déflexion des gouvernes de direction.
- $C$  : est la matrice d'observation, qui détermine les sorties mesurées pour être utilisées dans la conception de la loi de commande.

## I.3.1) Forces agissantes sur le drone :

Dès qu'un véhicule aérien quelconque quitte le sol, ses mouvements sont dictés par la présence de quatre forces, à savoir :

- le poids : qui s'exerce vers le bas en raison de la gravité,
- la poussée : qui s'exerce dans le sens des mouvements du véhicule,
- la traînée : qui s'exerce dans le sens opposé aux mouvements du véhicule.
- la portance : qui s'exerce dans le sens opposés au poids.

La figure (I.3) montre bien ces forces.

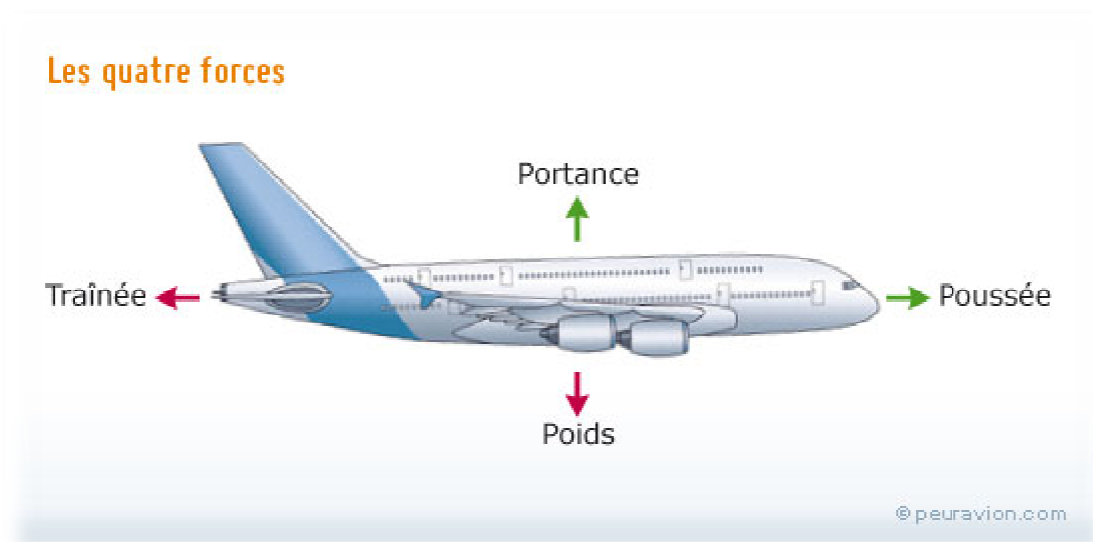


Figure (I.3) : les forces agissantes sur l'avion.

**-Le poids :** qui est l'effet de la gravité sur l'avion, représenté par un vecteur dirigé vers le bas à la verticale. Ce poids varie selon la masse de l'avion. On peut le calculer selon la formule suivante:  $P = m \cdot g$  (I.2)

Avec : P en Newton, m en Kg et g constante de gravité = 9,81 N/Kg.

**-La poussée ou traction :** représentée par un vecteur dirigé dans le sens du mouvement et parallèlement. Elle est transmise à l'appareil par les réacteurs ou les hélices et est opposée à la traînée.

**-La portance:** C'est grâce au phénomène de portance, ou sustentation que l'avion peut voler. La forme incurvée de l'aile joue donc un rôle essentiel dans ce phénomène. En effet lors de son écoulement sur l'aile, l'air s'écoule plus vite sur la partie supérieure de l'aile, appelée

extrados, que sur la partie inférieure, appelée intrados, pour arriver en même temps à l'extrémité de l'aile. Il y a une diminution de pression sur l'extrados car les filets d'air s'accélèrent et s'allongent, et une augmentation de pression sur l'intrados car les filets d'air ralentissent et se compriment. C'est cette différence de pression qui est à l'origine de la portance, l'avion est alors « aspiré » vers le haut.

La portance dépend également de l'angle d'incidence. Plus l'angle d'incidence est élevé, plus la portance diminue. La portance est maximale quand l'angle est égal à zéro. Lorsque cet angle est trop grand, il y a décollement de l'écoulement sur l'extrados de l'aile, et ainsi décrochage.

L'équation de la force de portance s'écrit:

$$F_p = 1/2 \cdot \rho \cdot S \cdot C_z \cdot V^2 \quad (\text{I.3})$$

Avec :

- $\rho$  = masse volumique de l'air en  $\text{g m}^{-3}$ . Elle varie selon la température et la pression.
- $S$  = surface de l'aile en  $\text{m}^2$ .
- $V$  = vitesse de déplacement en  $\text{m.s}^{-1}$ .
- $C_z$  = coefficient de portance, sans unité.

**-La traînée:** La traînée est la force due aux frottements lorsque l'avion pénètre dans l'air. Elle est la somme de trois traînées:

- la traînée parasitaire, indépendante de la portance, elle dépend de la géométrie de l'avion et de certains paramètres physiques comme la rugosité des ailes et du fuselage.

- la traînée induite, dû aux tourbillons générés au bout des ailes. Ces tourbillons appelés vortex proviennent de l'arrêt de la géométrie de l'aile dans un fluide en mouvement.

- la traînée d'onde, liée aux ondes de choc lors de l'écoulement transsonique ( $\text{Mach} > 1$ ).

L'équation de la force de traînée s'écrit sous la même forme que l'équation de la force de portance:

$$F_t = 1/2 \cdot \rho \cdot S \cdot C_x \cdot V^2 \quad (\text{I.4})$$

- Avec :  $C_x$  = coefficient de traînée.

## I.3.2) Équations des forces :

$$\begin{aligned}
 X(\vec{U}, \vec{\chi}, \vec{d}) &= mg \sin \theta + m \left( \overset{\square}{u} + qw - rv \right) \\
 Y(\vec{U}, \vec{\chi}, \vec{d}) &= -mg \cos \theta \sin \varphi + m \left( \overset{\square}{v} + ru - pw \right) \\
 Z(\vec{U}, \vec{\chi}, \vec{d}) &= -mg \cos \theta \cos \varphi + m \left( \overset{\square}{w} + pv - qu \right)
 \end{aligned} \tag{I.5}$$

Les équations de forces sont déduites à partir de la seconde loi de Newton, soit  $\sum \vec{F} = m \vec{a}$

Où  $\vec{a}$  est l'accélération du drone. Celles-ci sont composées des trois équations suivantes :

-Selon la direction de l'axe (OX) du drone :

$$\overset{\square}{u} = rv - qw - g \sin \theta + \frac{1}{m} (X_{aero} + X_{propulsion}) \tag{I.6}$$

-Selon la direction de l'axe (OY) du drone:

$$\overset{\square}{v} = pw - ru + g \sin \varphi \cos \theta + \frac{1}{m} (Y_{aero} + Y_{propulsion}) \tag{I.7}$$

-Selon la direction de l'axe (OZ) du drone :

$$\overset{\square}{w} = qu - pv + g \cos \theta \cos \varphi + \frac{1}{m} (Z_{aero} + Z_{propulsion}) \tag{I.8}$$

Techniquement, ces équations sont des équations d'accélération linéaires car la masse  $m$  a été mise en évidence. Les termes  $(X_{aero} + X_{propulsion})$ ,  $(Y_{aero} + Y_{propulsion})$ , et  $(Z_{aero} + Z_{propulsion})$  font référence aux forces externes appliquées aux axes du drone respectivement.

### I.3.3) Equations des moments :

Les équations de moments sont aussi déduites à partir de la seconde loi de Newton.

Les équations de moments sont donc composées des équations suivantes :

$$\begin{aligned}
 L(\vec{U}, \vec{\chi}, \vec{d}) &= I_{xx} \dot{p} - (I_{yy} - I_{zz}) qr - I_{yz} (q^2 - r^2) - I_{zx} (\dot{r} + pq) - I_{xy} (\dot{q} - rp) \\
 M(\vec{U}, \vec{\chi}, \vec{d}) &= I_{yy} \dot{q} - (I_{zz} - I_{xx}) rp - I_{zx} (r^2 - p^2) - I_{xy} (p + qr) - I_{yz} (r - pq) \\
 N(\vec{U}, \vec{\chi}, \vec{d}) &= I_{zz} \dot{r} - (I_{xx} - I_{yy}) pq - I_{xy} (p^2 - q^2) - I_{yz} (\dot{q} + rp) - I_{zx} (\dot{p} - qr)
 \end{aligned}
 \tag{1.9}$$

Les composantes des moments sont :  $L(\vec{U}, \vec{\chi}, \vec{d})$ ,  $M(\vec{U}, \vec{\chi}, \vec{d})$ , et  $N(\vec{U}, \vec{\chi}, \vec{d})$ , les équations (1.9) sont dues à des forces aérodynamiques et propulsives, on note qu'il n'y a aucune contribution de la force de gravitation, car ces moments sont pris sur le centre de gravité.

### I.3.4) Equations associées au changement d'attitude du drone (Angles d'Euler) :

#### Les axes de rotation :

Les rotations possibles à effectuer sont présentées sur la Figure (I.4).

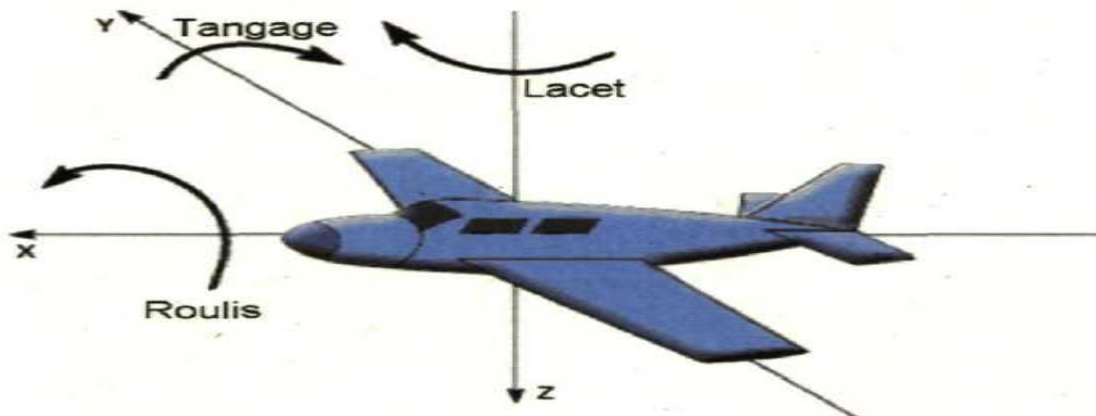
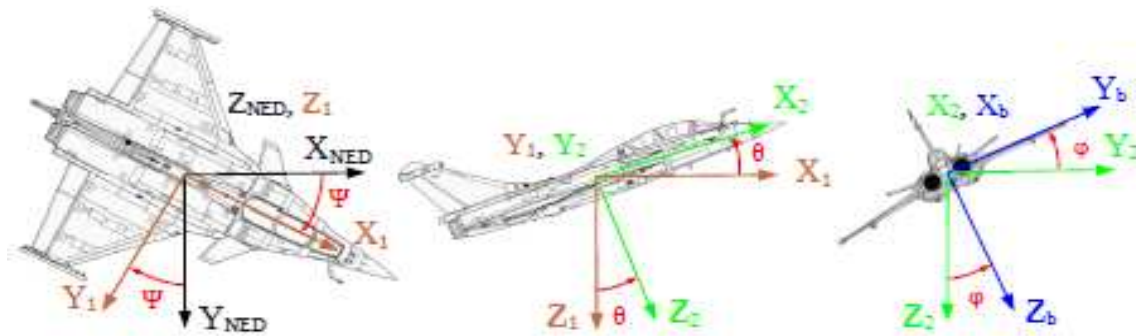


Figure (I.4) : les axes de rotation.

Pour décrire les orientations angulaires d'un système de coordonnées par rapport à un autre, la méthode la plus utilisée est la définition des trois angles d'Euler :  $\phi$ ,  $\theta$  et  $\Psi$  nommés respectivement roulis, tangage et lacet. Le roulis représente la rotation autour de l'axe

longitudinal, le tangage autour de l'axe latéral et le lacet autour de l'axe vertical. Par ailleurs, le sens de rotation doit respecter la règle de la main droite comme représenté sur la figure (I.5).



**Figure (I.5) :** représentation des rotations par les angles d'Euler

A tout instant, les trois angles d'Euler donnent l'orientation du fuselage du drone en effectuant une suite de rotations autour du lacet d'un angle  $\Psi$  (heading Angle), du tangage d'un angle  $\theta$  (pitch angle) et du roulis d'un angle  $\varphi$  (bank angle), respectivement. Les équations qui expriment ces angles sont données comme suit :

$$\begin{cases} \dot{\theta} = q \cos \varphi - r \sin \varphi \\ \dot{\psi} = q \sin \varphi \sec \theta + r \cos \varphi \sec \theta \\ \dot{\varphi} = p + q \sin \varphi \tan \theta + r \cos \varphi \tan \theta \end{cases} \quad (\text{I.10})$$

### I.3.5) Equations de vitesse par rapport au sol :

La vitesse du drone par rapport au repère géocentrique est donnée par les trois composantes vectorielles suivantes :

-Selon l'axe X:

$$\dot{x}_e = u \cos \psi \cos \theta + v (-\sin \psi \cos \varphi + \cos \psi \sin \theta \sin \varphi) + w (\sin \psi \sin \varphi + \cos \psi \sin \theta \cos \varphi) \quad (\text{I.11})$$

- Selon l'axe Y :

$$\dot{y}_e = u \sin \psi \cos \theta + v(\cos \psi \cos \varphi + \sin \psi \sin \theta \sin \varphi) + w(-\cos \psi \sin \varphi + \sin \psi \sin \theta \cos \varphi) \quad (\text{I.12})$$

- Selon l'axe Z :

$$\dot{z}_e = h = u \sin \theta - (v \sin \varphi + w \cos \varphi) \cos \theta \quad (\text{I.13})$$

Dans les équations (I.11), (I.12) et (I.13) les hypothèses suivantes sont faites.

- Fuselage rigide.
- Terre est plate.
- Axes fixés au corps avec l'origine au centre de gravité.
- Référence Terre-fixe est considérée comme une référence inertielle.

## I.4) Différents modèles mathématiques des turbulences (Dryden) :

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 vu 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.

Pour l'estimation des qualités volantes d'un avion, ses réponses aux troubles externes tels que le vent et turbulence atmosphérique devraient être considérés. C'est par conséquent il est nécessaire de développer des modèles mathématiques de ceux-ci phénomènes.

## I.4.1) Modèle de Dryden :

Il est le plus utilisé parce qu'il est simple et facile à implanter, Il est défini par l'équation suivante:

$$\phi_{Dry}(\Omega) = \frac{\sigma^2 L (1 + 3L^2 \Omega^2)}{\pi [1 + L^2 \Omega^2]^2} \quad (\text{I.14})$$

Où :  $L$  : est la longueur de la rafale en (m),

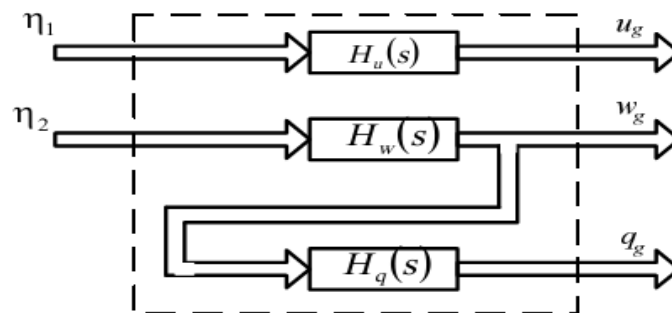
$\sigma$  : est la densité de la rafale en m/s.

## I.4.2) Fonction de transfert de Dryden :

### Schéma fonctionnel pour le modèle longitudinal :

#### 1) Composantes des turbulences longitudinales :

Les entrées du modèle de Dryden sont des bruits blancs correspondant aux rafales du vent longitudinale  $\eta_1$  et verticales  $\eta_2$ , les sorties sont la vitesse turbulence longitudinale ( $u_g$ ), la vitesse de turbulence verticale ( $w_g$ ) et le taux de turbulence du tangage ( $q_g$ ).



**Figure (I.6) :** Représentation des perturbations atmosphériques pour le mouvement longitudinal selon le modèle de Dryden.

Les fonctions de transfert sont définies comme suit :

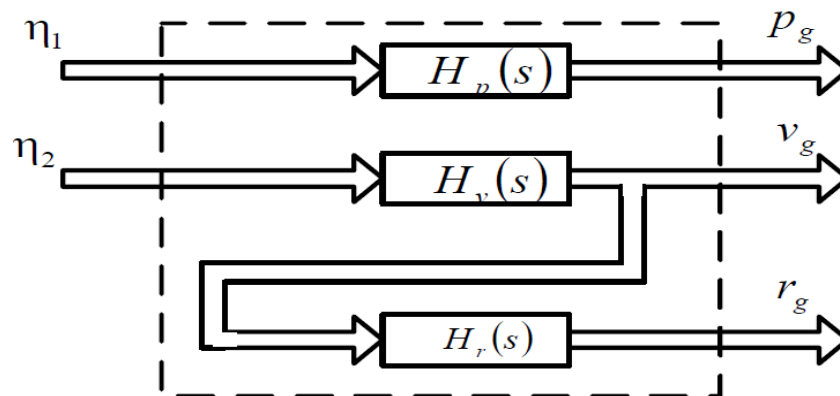
$$\begin{aligned}
 \text{➤ } H_u(s) &= \frac{\sigma_u \sqrt{\frac{1}{\pi} + \frac{L_u}{v}} \left( 1 + 2.7478 \left( \frac{L_u}{v} \right) s + 0.3398 \left( \frac{L_u}{v} \right)^2 s^2 \right)}{1 + 2.9958 \left( \frac{L_u}{v} \right) s + 1.9754 \left( \frac{L_u}{v} \right)^2 s^2 + 0.1539 \left( \frac{L_u}{v} \right)^3 s^3} \\
 \text{➤ } H_w(s) &= \frac{\sigma_w \sqrt{\frac{1}{\pi} + \frac{L_w}{v}} \left( 1 + 2.7478 \left( \frac{L_w}{v} \right) s + 0.3398 \left( \frac{L_w}{v} \right)^2 s^2 \right)}{1 + 2.9958 \left( \frac{L_w}{v} \right) s + 1.9754 \left( \frac{L_w}{v} \right)^2 s^2 + 0.1539 \left( \frac{L_w}{v} \right)^3 s^3} \\
 \text{➤ } H_q(s) &= \frac{\frac{s}{v}}{\left( 1 + \left( \frac{4b}{\pi v} \right) s \right)} H_w(s)
 \end{aligned} \tag{I.15}$$

Avec :

b : représente l'envergure du drone,  $L_u, L_w$  représentent les longueurs d'ondes des turbulences sur chaque axe et  $\sigma_u, \sigma_w$  leurs intensités.

**2) Composantes des turbulences laterales :**

Pour le mouvement latéral les entrées sont les rafales de vent laterale  $\eta_1$  et verticales  $\eta_2$ , 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 ( $p_g$ ).



**Figure (I.7) :** Représentation des perturbations atmosphériques pour le mouvement latéral selon le modèle de Dryden.

Les composantes des turbulences laterales sont données par :

$$\begin{aligned}
 \text{➤ } H_p(s) &= \sigma_w \sqrt{\frac{0.8}{V}} \cdot \frac{(\frac{\pi}{4b})^{1/6}}{L_w^{1/3}(1+\frac{4b}{V}s)} = \frac{K_v}{T_v} \cdot \frac{1}{s+\frac{1}{T_v}} \\
 \text{➤ } H_v(s) &= \sigma_v \sqrt{\frac{L_v}{\pi V}} \cdot \frac{\frac{\sqrt{3}L_v s}{V}}{(1+\frac{L_v}{V}s)^2} = \frac{K_v}{T_v^2} \cdot \frac{1}{s^2+\frac{2}{T_v}s+\frac{1}{T_v^2}} \quad \text{(I.16)} \\
 \text{➤ } H_r(s) &= \frac{\frac{s}{V}}{1+\frac{3b}{\pi V}s} = \frac{b_r}{T_r} - \frac{\frac{b_r}{T_v^2}}{s+\frac{1}{T_r}}
 \end{aligned}$$

Avec :

$b$  : représente l'envergure du drone,  $L_u, L_w$  représentent les longueurs d'ondes des turbulences sur chaque axe et  $\sigma_u, \sigma_w$  leurs intensités.

## I.5) Navigation, guidage et contrôle :

### I.5.1) Plateforme et Système de guidage, de navigation et de contrôle (GNSC):

La structure typique des GNSC des drones est représentée sur la **Figure. (I.8)**, qui se compose d'un système de navigation (GPS), d'une unité de mesure inertielle (UMI) et d'un ordinateur principal.

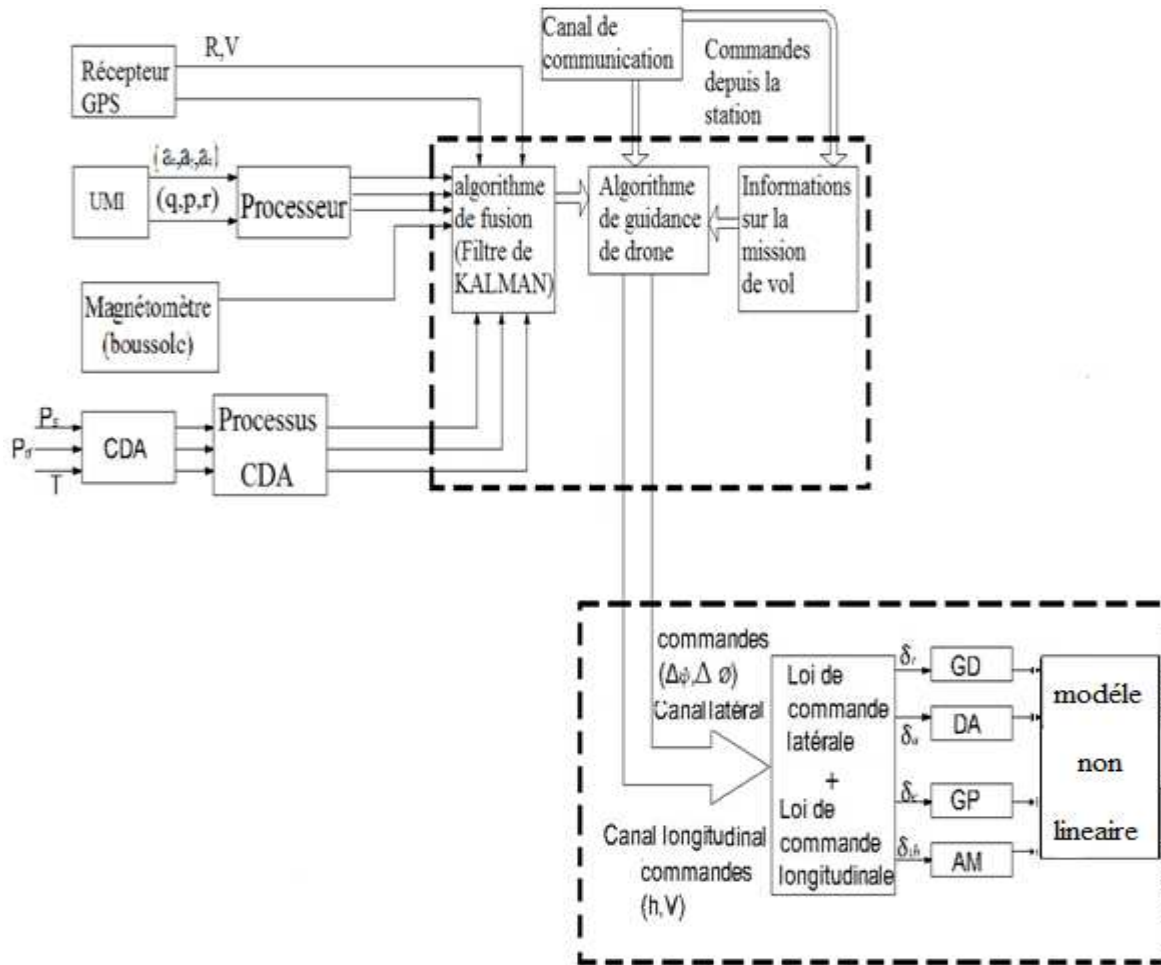


Figure (I.8) Schéma de guidage, navigation et système de contrôle des drones.

Le récepteur GPS sert à mesurer les trois composantes vectorielles de la position (Longitude, latitude et altitude) et les trois composantes vectorielles de la vitesse ( $u, v, w$ ).

Pour concevoir une loi de commande pour le canal longitudinal ainsi que pour le canal latéral.

Les variables mesurées par le GPS ne sont pas suffisantes, donc le système de navigation comporte également l'unité de mesure inertielle (UMI), qui se compose de 3 gyroscopes embarqués et 3 accéléromètres ; un dans chaque axe. Les gyroscopes (gyromètres) sont utilisés pour mesurer la vitesse de tangage  $q$  pour être utilisé dans le canal longitudinal afin de concevoir une loi de commande et le taux de variation de vitesse du lacet  $r$  et du roulis  $p$  sont utilisés pour commander le canal latéral. Les accéléromètres sont utilisés pour mesurer les composantes du vecteur d'accélération. Les capteurs de données aérodynamiques (CDA) mesurent l'altitude barométrique  $H$  et la vitesse réelle  $V_t$  sur la base de la pression statique et dynamique ainsi que des capteurs de température. Afin de réaliser l'alignement initial et de corriger en vol les angles

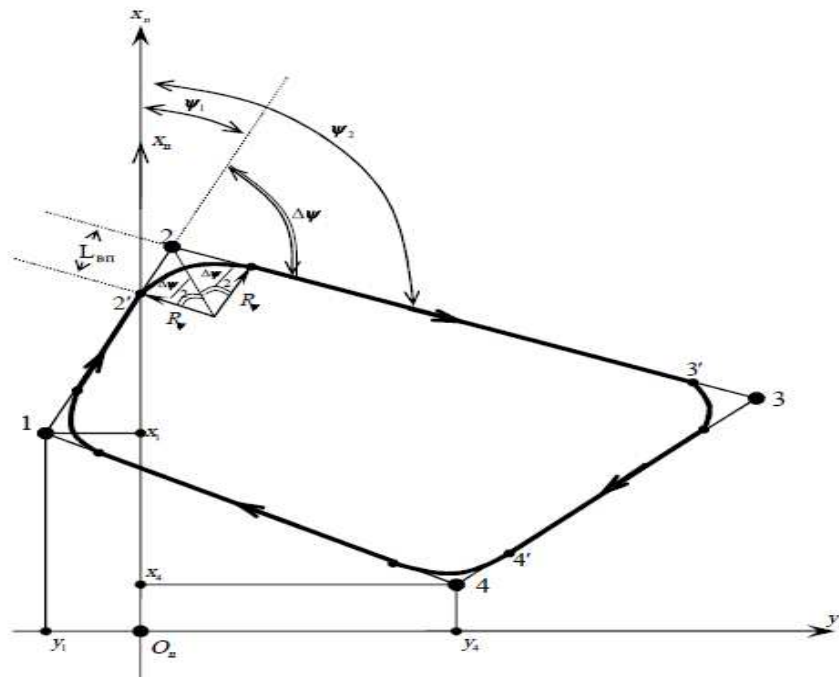
d'attitude (angle de tangage, angle d'inclinaison et l'angle du cap déterminé par le processeur), un magnétomètre est utilisé.

## I.5.2) Schéma de navigation :

Dans le processeur de navigation (Algorithme de guidance du drone) la transformation de coordonnées est effectuée à partir du repère géocentrique inertiel vers le repère de navigation associé au drone.

Dans le bloc d'information de la mission du vol représenté sur la **figure. (I.8)** Le programme de la mission du vol est mis en "œuvre, ce programme s'accorde avec tous les modes de commutation utilisés au cours de l'accomplissement de la mission assignée.

Un exemple de trajectoire possible du vol est donné par la **figure (I.9)** Ou le drone change le cap à une altitude constante.



**Figure (I.9).** Trajectoire du vol d'un drone à une altitude constante.

Les axes sont orientés comme suit :

- x Vers le nord.
- y Vers l'est.

Les points 1, 2, 3 et 4 devraient être suivis par le drone pendant son vol. Il convient de noter que dans cet exemple, une loi de commande a été conçue pour le canal longitudinal afin de stabiliser l'altitude à une référence donnée ainsi que la vitesse. Et une loi de commande a été aussi conçue pour le canal latéral afin de stabiliser l'angle du cap  $\Psi$  à un angle de référence donné étudié en assurant un petit angle d'inclinaison  $\phi$ .

La stabilisation de la vitesse dans le canal longitudinal est assurée par la commande de l'accélérateur du moteur  $\delta_{th}$ , stabilisation de l'altitude est assurée par la déflexion des gouvernes de profondeur (elevator)  $\delta_e$ .

Le contrôle de la dynamique latérale est effectué par les gouvernes de direction et la déflexion des ailerons qui sont commandées par  $\delta_r$  et  $\delta_a$  respectivement.

### I.5.3) Rappel sur la latitude, altitude, longitude et le cap :

➤ **Cap** : Le cap d'un mobile est la direction vers laquelle il est orienté. C'est l'angle exprimé en degrés (de 0 à 360°), dans le sens des aiguilles d'une montre, entre son axe longitudinal et le nord. Cet angle se mesure à l'aide d'une boussole, d'un compas magnétique.

➤ **Latitude** : La latitude est une valeur angulaire, expression du positionnement nord-sud d'un point sur terre (ou sur une autre planète), au nord ou au sud de l'équateur.

La latitude est une mesure angulaire s'étendant de 0° à l'équateur à 90° aux pôles. C'est la distance d'un lieu à l'équateur mesurée en degrés sur le méridien.

➤ **Longitude** : La longitude est une valeur angulaire, expression du positionnement est-ouest d'un point sur terre (ou sur une autre planète).

➤ **L'altitude** : est l'élévation verticale d'un lieu ou d'un objet par rapport à un niveau de base.

En aéronautique, l'altitude est mesurée en pieds (ou mètre).

## **I.5.4) Principe de Navigation :**

La navigation se fera au moyen d'un GPS. On va définir un certain nombre de waypoint qui seront reliés au moyen de fonctions automatiques. Ces fonctions seront intégrées au drone. Une partie d'entre elles concerne le pilotage, le guidage et la navigation. Nous définissons alors le mode de base de la navigation automatique qui est le mode de navigation de notre drone.

### ➤ **I.5.4.1) Mode de navigation automatique :**

Définissons donc le mode de navigation automatique suivant :

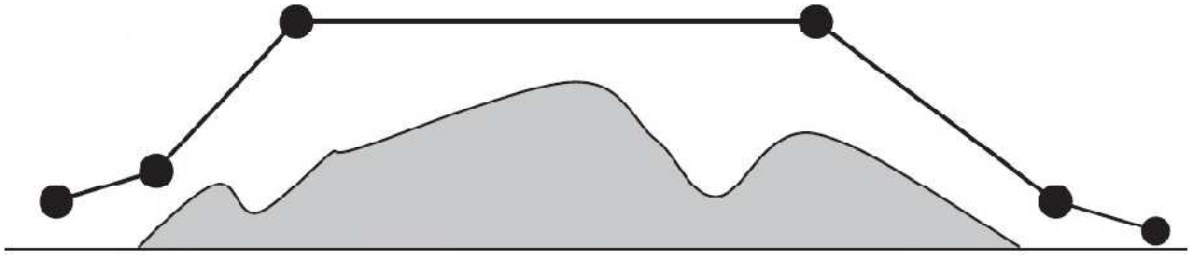
- l'altitude est considérée la même durant le vol ( $Z=\text{constante}=\text{fixe}$ )
- Le but principal de cette navigation consiste à être capable d'aller le plus facilement possible d'un point **A** à un point **B**, et d'un point **B** à un point **C**, et d'un point **C** à point **D** puis le retour au point initial qui est le point **A**.

En général, il y a des appareils qui peuvent enregistrer des centaines de points, ou positions, appelés "waypoints". Pour notre cas, on prend juste quatre positions (**A, B, C, D**).

### ➤ **I.5.4.2) La navigation par points de passage :**

L'objectif de cette approche consiste à faire passer un appareil par une succession de points de référence dont la position a été définie par un opérateur. C'est la méthode de navigation la plus souvent utilisée car elle permet de fixer des consignes de position dans les trois dimensions. Contrairement aux véhicules à voilure fixe, ceux munis de voilure tournante peuvent si nécessaire s'immobiliser à un ou plusieurs points de passage avant de rejoindre le point suivant.

Dans tous les cas, pour rejoindre un point de passage, l'algorithme de commande se base sur l'état actuel du véhicule fourni par les capteurs embarqués et sur la position du point de passage cible.



**Figure (I.10)** Navigation par points de passage.

Une extension à cette approche, également très utilisée par les véhicules aériens autonomes, est la navigation par suivi de trajectoires. Dans ce cas, il ne s'agit plus de simplement rejoindre une certaine position, mais de contraindre l'appareil à suivre un chemin particulier pour rejoindre cette position. Ce problème peut être vu comme un problème de navigation par points de passage avec un nombre infini de points.

#### **I.5.4.3) Détection de bâtiments ou d'obstacles :**

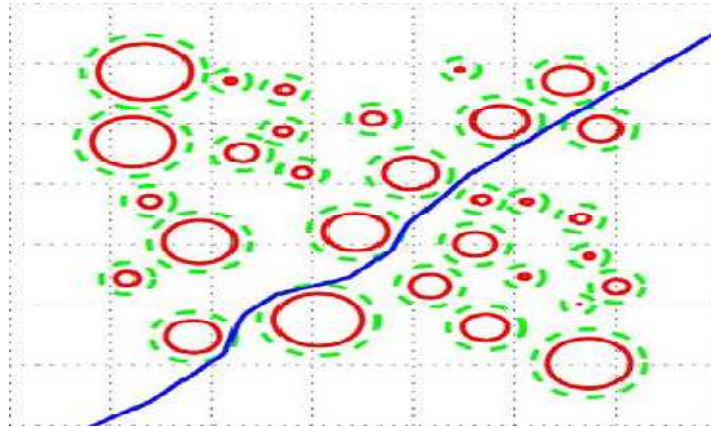
Un certain nombre de fonctions sont définies d'une façon automatique pour l'établissement de la mission. Des capteurs à ultrason seront installés sur le drone pour prévenir d'un obstacle, ils seront utiles également à l'établissement d'une cartographie.

##### **➤ I.5.4.3.1) L'évitement des obstacles :**

En navigation autonome, la présence d'un mécanisme de détection et d'évitement des obstacles à bord des véhicules est indispensable afin d'éviter toute collision. Historiquement, les premières stratégies de navigation tiraient parti de la liberté de mouvement le long de l'axe vertical pour prévenir les risques de collision. En effet, les avions et les premiers drones volant à haute ou moyenne altitude, la modification de l'altitude de croisière suffisait à éviter un obstacle.

Cependant, avec l'évolution des besoins et l'apparition de nouveaux théâtres d'opérations, les ingénieurs se sont intéressés à des stratégies de contournement dans le plan horizontal. Dans cette optique, une première solution consiste à définir un ensemble de zones convexes où le véhicule ne doit pas pénétrer. Il s'agit alors de déterminer la trajectoire optimale à suivre pour rallier la cible en contournant ces zones d'exclusion. Cette stratégie de navigation est particulièrement efficace si la position des zones interdites est parfaitement connue et si aucun obstacle imprévu ne se dresse sur la trajectoire du drone. Dans le cas d'un espace encombré, comme les milieux urbains, les véhicules autonomes doivent de

surcroît posséder des capacités de détection et de réaction en temps réel afin de se comporter de façon appropriée vis-à-vis d'un obstacle inopiné. Le mécanisme de détection peut alors être composé de capteurs, ou bien d'un dispositif optique.



**Figure (I.11)** Génération de trajectoire par contournement des obstacles.

## **I.5.5) Le système GPS (Global Positioning System):**

Le GPS a été conçu par le département de la défense des Etats-Unis et il a été mis en service à partir de 1986. Il est apparu qu'un des signaux transmis par les satellites pouvait être librement reçu et exploité, ainsi qu'un récepteur pouvait connaître sa position sur la surface de la Terre.. Une personne munie de ce récepteur peut se localiser et s'orienter sur terre, sur mer, et dans l'espace.

Le système GPS est un Appareil disposant d'une antenne qui capte un signal radio UHF émis par une constellation de satellites, Ce système permet de fournir la position du drone sur le globe terrestre (latitude, longitude, altitude), ainsi sa vitesse par rapport au sol, il est équipé par des circuits électroniques et des logiciels nécessaires au traitement des informations reçues.

Il existe sur le sol, des stations de contrôle suivent en tout instant le mouvement des satellites, dont l'orbite est périodiquement corrigée, elles comportent des capacités de communication à longue portée(UHF) en permettant à plusieurs autres stations de se connecter à distance via le téléphone ou internet.

L'installation GPS aéroportée comprend une antenne et un récepteur. Celui-ci reçoit les signaux transmis par une constellation de vingt-quatre satellites (un signal L1 de 1575,42 MHz avec codes d'acquisition et de précision, un signal L2 de 1227,6 MHz avec code de précision), il

les traite et par triangulation il détermine la position du drone dans l'espace (donc sa position géographique et son altitude). Ayant mémorisé les positions précédentes et disposant d'une horloge interne, il calcule et fournit la vitesse. Pour éviter toutes erreurs provenant des satellites, les signaux transmis sont surveillés et peuvent être corrigés par des stations terrestres.

### ➤ I.5.5.1) Description des composantes d'un GPS :

Le système GPS comprend 3 composantes principales :

- La composante spatiale constituée de 24 satellites en orbite autour de la terre (ces 24 satellites sont répartis sur 6 plans orbitaux inclinés de  $55^\circ$  par rapport à l'équateur. Ils orbitent à une altitude de 20 000 km et ont une période de révolution de 11 h 58.)
- La composante de contrôle formée de 5 stations de poursuite au sol (les stations de poursuite ont pour principale fonction de calculer la position des satellites, information qui est par la suite transmise aux récepteurs.).
- Le composant usager qui comprend les récepteurs mobiles.

- Les 24 satellites sont des satellites NAVSTAR (Navigation Satellite Timing And Ranging). Ils sont répartis sur six plans orbitaux (quatre par plan) dont l'inclinaison est de  $55^\circ$  par rapport à l'équateur terrestre. Ils orbitent à une altitude de 20 000 km au-dessus de la surface terrestre (soit trois fois le rayon de la Terre), ce qui leur confère une période de révolution de 11 h 58. La même configuration de satellite se présente donc quatre minutes plus tôt chaque jour. L'altitude élevée à laquelle orbitent les satellites permet à des utilisateurs très éloignés (plusieurs centaines de kilomètres) de capter simultanément les signaux des mêmes satellites.

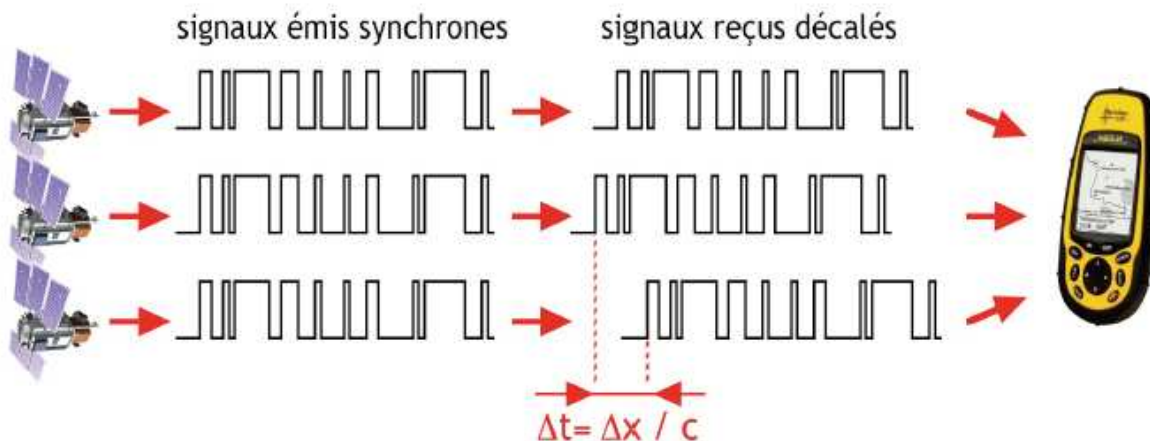
### I.5.5.2) Fonctionnement du GPS :

Le GPS calcule la position par **triangulation** :

- le satellite émet une onde électromagnétique de vitesse connue
- le récepteur calcule le temps mis par cette onde pour l'atteindre
- le récepteur sait alors qu'il se trouve sur une sphère centrée sur le satellite.

- En recoupant les informations de **2 satellites**, le lieu géométrique du récepteur devient un cercle.
- Avec 3 satellites, l'intersection se réduit à un (ou 2) points

Alors :



Les signaux se propagent à la vitesse de la lumière

$$\text{distance} = \text{durée} \times 2.9979.108 \text{ m/s}$$

1  $\mu\text{s}$  de retard = 300 m de distance → il faut une précision de (**1 ns**) pour atteindre une résolution de l'ordre du mètre.

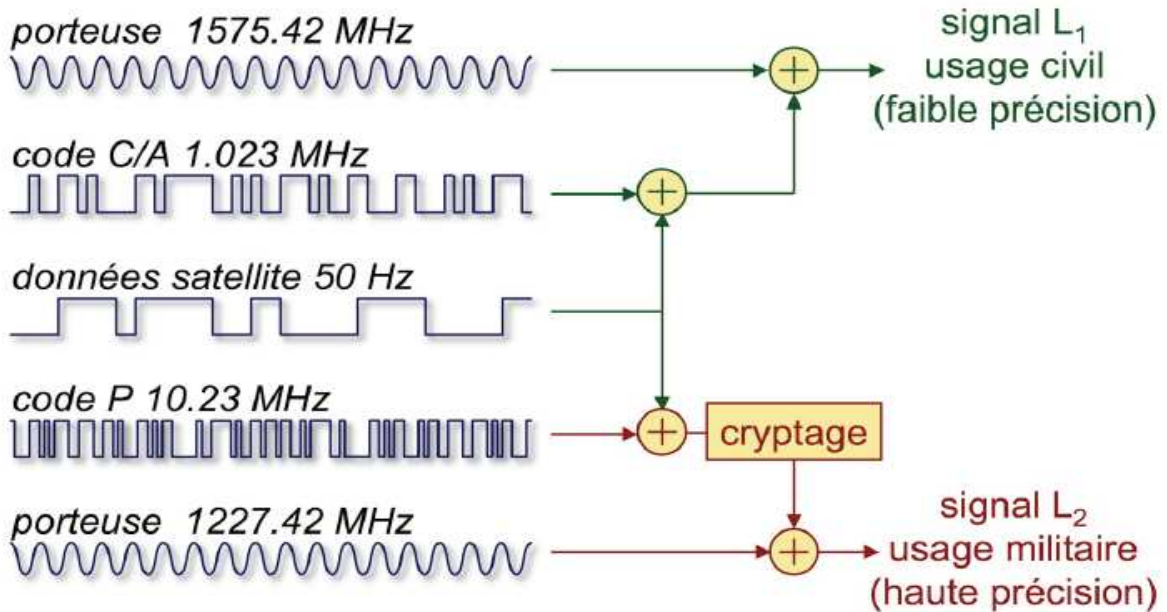
Le récepteur n'a pas l'heure exacte et ne connaît donc quel écart relatif par rapport aux 3 satellites. → Il faut un 4<sup>ème</sup> satellite pour figer la position exacte.

- Chaque satellite NAVSTAR possède plusieurs horloges atomiques, ce qui lui garantit une heure précise.
- Il émet sur deux fréquences : 1575.42 MHz et 1227.60 MHz

Ce correspond à la gamme des micro-ondes

- Chaque satellite émet trois types de données :
  - un almanach : permet de calculer sa position exacte.

- un code C/A (code approximatif) : pour un calcul approximatif du retard.
- un code P (précis) : pour un calcul plus précis du retard.



L'almanach contient toutes les données sur :

- le type de satellite.
- son état de fonctionnement.
- le calcul précis de son orbite (précision < 1 m).

Le GPS fonctionne dans les lieux découverts, donc il faut éviter les endroits comme :

- ✓ l'intérieur de bâtiments.
- ✓ rues encaissées (Resserrées entre les montagnes).
- ✓ forêts avec feuillage dense.

Plus le nombre de satellites que le récepteur peut "voir" est grand, plus la précision est meilleure. Les bâtiments, le terrain, et même parfois les feuillages denses peuvent bloquer la réception du signal, provoquant des erreurs ou l'absence d'informations de position. Plus la vue est claire, plus la réception est meilleure. Les récepteurs GPS ne fonctionnent (normalement) pas à l'intérieur, sous l'eau ou sous terre.

## ➤ I.5.5.3) Equipements gyroscopiques :

L'application principale d'un gyroscope est de donner une référence fixe d'une direction de l'espace. Le gyroscope fonctionne comme une toupie tournant à grande vitesse autour de son axe et il est fixé sur son support par des anneaux de cardan.



**Figure(I.12) :** gyroscope

Il utilise les propriétés des corps en rotation rapide.

Les gyroscopes classiques sont entraînés par une pompe à vide ou un moteur électrique qui leur confère une vitesse de rotation très élevée variée entre (10000 t/min et 20000 t/min).

## ➤ I.5.5.4) l'effet gyroscopique :

L'effet gyroscopique constitue la base de jouets comme la toupie. Le gyroscope peut même stocker de l'énergie et ainsi a été utilisé pour faire rouler un bus à titre d'exemple.

## ➤ I.5.5.5) Indicateur de virage :

Il s'agit d'un gyroscope à un degré de liberté qui permet de visualiser le *taux de virage* (et non l'inclinaison) de l'avion.

Il est associé à une bille qui se déplace dans un tube incurvé selon la verticale apparente et qui visualise le dérapage de l'avion.

Le taux de virage est la vitesse de changement de cap de l'avion.



**Figure(I.13) :** Indicateur de virage

### ➤ I.5.5.5.1) Principe de fonctionnement d'un indicateur de virage :

Il se compose de deux parties :

#### 2) La bille :

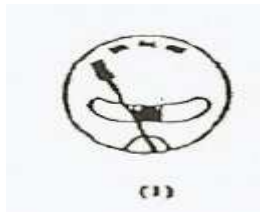
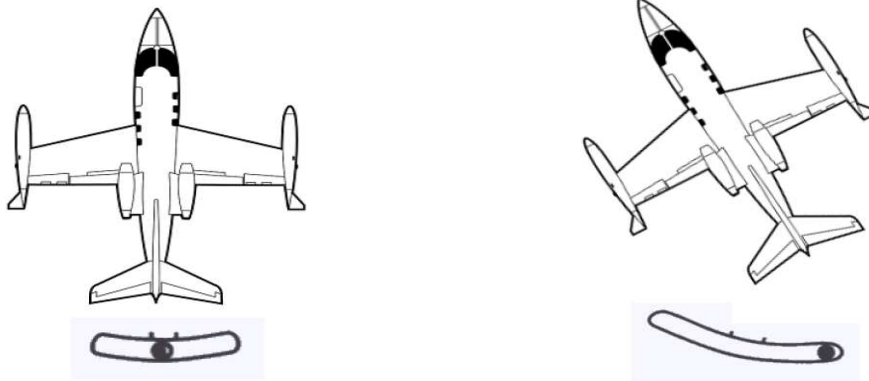
C'est une bille métallique enfermée dans un tube en verre incurvé vers le bas et rempli d'un liquide amortisseur.

Elle rend compte de la symétrie du vol (bille au milieu).

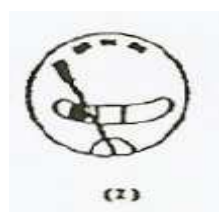
## 2) L'aiguille :

Sa tâche principale est d'indiquer le sens et mesurer le taux de virage. L'aiguille positionnée sur la graduation à gauche indique un virage à gauche à  $180^{\circ} \cdot \text{mn}^{-1}$  (Taux 1).

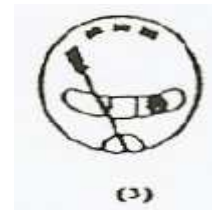
Voilà ci-dessous une petite configuration pour un virage à gauche :



Normal



Trop incliné (glissade)



Pas assez incliné

## Conclusion :

Pour ce chapitre, les conclusions suivantes peuvent être faites:

Une description générale du drone Aerosonde a été donnée avec ses différentes surfaces de commande et son utilisation dans les missions réelles. Le modèle mathématique non-linéaire du drone est présenté en bref.

Le modèle de turbulence a été donné à savoir celui de Dryden avec ces fonctions de transfert, de plus, une plateforme et mode de navigations ont été présentés.

# Chapitre II :



**Généralités sur la  
commande PID**

## Introduction

Dans ce chapitre, on s'intéresse à l'étude des actions du module PID composé par les trois actions de base (proportionnel, intégrale et dérivée). On mettra en évidence l'effet produit par chaque action dans une boucle de régulation, ainsi ses avantages.

### II.1) La Régulation :

La régulation regroupe l'ensemble des techniques utilisées visant à contrôler une grandeur physique (débit, pression, température...) dans le but de maintenir une valeur désirée (consigne), malgré les perturbations.

Pour effectuer des tâches de régulation, il est important de comprendre les relations de cause à effet entre les systèmes entrant dans la boucle de régulation. [2]

### II.2) But de la régulation :

La régulation est l'action de réguler automatiquement une grandeur de telle sorte que celle-ci garde constamment sa valeur ou reste proche de la valeur désirée, quelles que soient les perturbations qui peuvent subvenir, donc elle a pour but de :

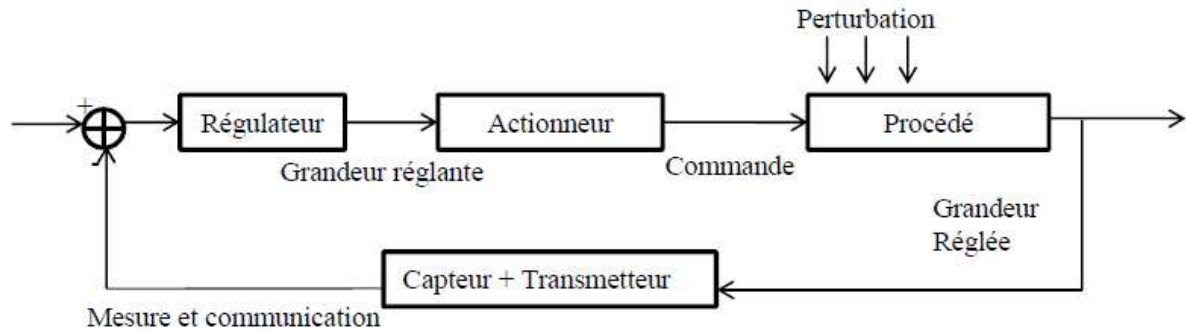
- Stabiliser les systèmes instables.
- Corriger rapidement les perturbations influant sur le système.
- Assurer l'écart le plus faible possible entre la consigne et la mesure.
- Maitriser la qualité de production.

### II.3) Principe de régulation :

Une boucle régulée comprend généralement :

- Une grandeur réglée : c'est la grandeur physique que l'on désire régler, elle donne son nom à la régulation.
- Une consigne : c'est la valeur que doit prendre la grandeur réglée.
- Une grandeur réglante : c'est la grandeur physique qui a été choisie pour le contrôle de la grandeur réglée. Généralement elle n'est pas de même nature que la grandeur réglée.
- Les perturbations : ce sont les grandeurs physiques qui influencent sur la grandeur réglée. Généralement elles ne sont pas de même nature que la grandeur réglée.
- Un organe réglant : c'est l'élément qui agit sur la grandeur réglante.

Il faut donc mesurer les principales grandeurs servant au contrôle du processus, puis récupérer et comparer les valeurs de ces grandeurs aux valeurs souhaitées (consigne). En cas de non concordance entre ces valeurs, l'organe de régulation envoie un signal de commande à l'organe de contrôle (actionneur), afin que celui-ci agisse sur le processus. Les paramètres qui régissent le processus sont ainsi stabilisés en permanence.



**Figure II.1 :** Schéma de principe d'une régulation en boucle fermée

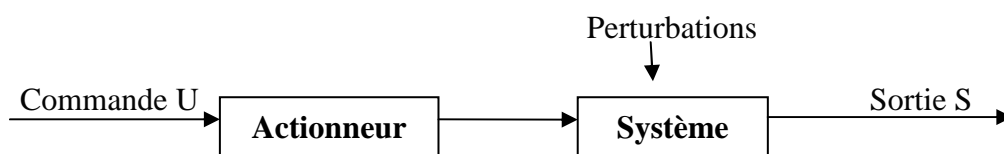
## II.4) Formes fondamentales de régulation

### II.4.1) Régulation en boucle ouverte :

Un système est en boucle ouverte lorsque la commande est élaborée sans l'aide de la connaissance des grandeurs de sortie : il n'y a pas de feedback.

En boucle ouverte, l'organe de contrôle ne réagit pas, vu qu'il n'y a pas de retour sur la mesure, donc c'est l'opérateur qui tient le rôle de l'organe de réglage, cela nous oblige à connaître la corrélation entre la valeur mesurée et la grandeur réglante. [1]

Ce genre d'asservissement permet d'anticiper les phénomènes et d'obtenir un temps de réponse très court. Lorsqu'il n'y a pas de contrôle final possible, l'asservissement en boucle ouverte est la seule solution envisageable. Par contre, la régulation en boucle ouverte ne compense pas les facteurs perturbateurs et on doit connaître les lois régissant le fonctionnement du processus.



**Figure II.2:** Schéma fonctionnel en boucle ouverte

**Boucle ouverte (BO) :** actionneur + système dynamique

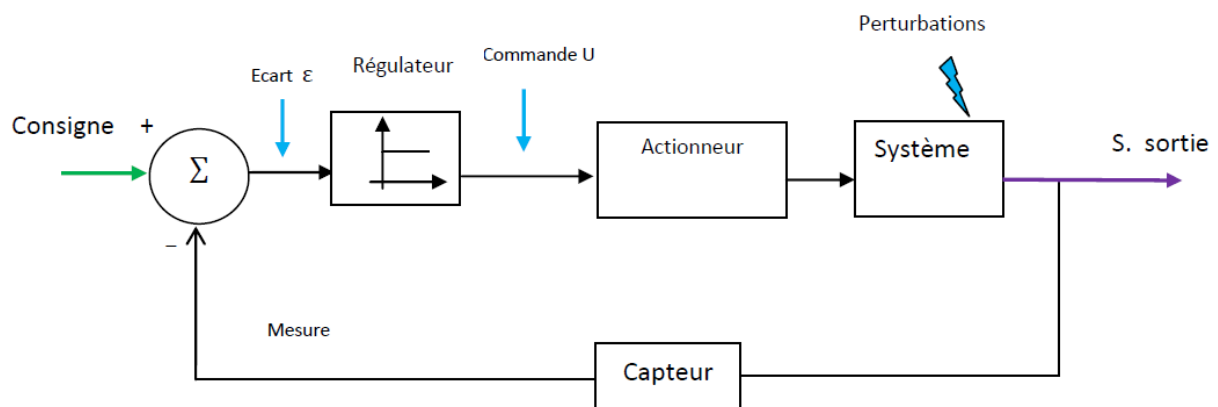
Inconvénients majeurs de la boucle ouverte :

- Sensibilité aux perturbations, aux incertitudes sur les paramètres internes ;
- Impossible de modifier les performances dynamiques ;
- Impossible de stabiliser un système naturellement instable ; nécessité de contrôler la sortie et d'adapter la commande.

Si le système à commander n'est pas parfaitement connu ou si des perturbations l'affectent, les signaux de sortie ne seront pas ceux souhaités. L'introduction d'un retour d'information sur les sorties mesurés s'avère alors nécessaire, le système est dit en **boucle fermée**. La commande est alors fonction de la consigne (la valeur souhaitée en sortie) et de la sortie.

#### II.4.2) Régulation en boucle fermée :

La régulation en boucle fermée offre beaucoup d'avantage, vu que les facteurs perturbateurs sont en général automatiquement compensés par la contre-réaction à travers le procédé, mais aussi, il n'est pas nécessaire de connaître avec précision les lois ou le comportement des différents composants de la boucle, bien que pour le choix des composants, la connaissance des allures statistiques et dynamiques des divers phénomènes rencontrés soit obligatoire, car un mauvais choix de ces composants peut amener la boucle à entrer en oscillation, du fait que le comportement dynamique de la boucle dépend de leurs caractéristiques, notamment de celles du processus, il faut citer aussi que la précision et la fidélité de la régulation dépend de la fidélité et de la précision sur les valeurs mesurées et sur la consigne. [1]



**Figure II.3 :** Exemple fonctionnel en boucle fermée

**Nécessité de la boucle fermée :**

Exceptionnellement, le système de commande peut opérer en boucle ouverte à partir du seul signal de consigne. Mais la boucle fermée (contre réaction) est capable de :

- Stabiliser un système instable en BO.
- Compenser les perturbations externes.
- Compenser les incertitudes internes au processus lui-même.

**II.5) Rôle des actions dans la boucle fermée :****· Rôle de l'action proportionnelle (P) :**

Le rôle de l'action proportionnelle est d'accélérer la réponse de la mesure, dans le but réduire l'écart entre la mesure et la consigne.

L'étude de l'action proportionnelle sur un système naturellement stable en boucle fermée, montre que lors d'un changement de consigne, le régime permanent atteint un écart résiduel.

Une augmentation du Gain  $G_s$ , accélère la réponse du procédé, provoque une diminution de l'écart résiduel, mais rend la mesure de plus en plus oscillatoire.

La valeur optimale de  $G_s$  est celle qui donne la réponse la plus rapide, avec un bon amortissement (ne dépassant pas 15 %). L'étude de l'action proportionnelle sur un procédé instable, montre que lors d'une variation de consigne, la mesure rejoint la consigne dans tous les cas, mais en cas de perturbation, la mesure s'écarte de la consigne, la régulation proportionnelle tend à la ramener tout en laissant subsister un écart résiduel, lorsque le régime permanent est atteint. [2]

**· Rôle de l'action Intégrale (I) :**

Le rôle de l'action intégrale est d'annuler l'écart entre la mesure et la consigne. Le signal de sortie du régulateur en intégrateur seul est proportionnel à l'intégrale de l'écart mesure-consigne. L'action intégrale est généralement associée à l'action proportionnelle.

Une augmentation excessive de l'action intégrale (diminution de  $T_i$ ) peut être source d'instabilité.

Le comportement de l'action intégrale sur un procédé instable, est sensiblement le même que sur un procédé stable. Il faut noter que l'action intégrale est nécessaire pour annuler l'écart, suite à

des perturbations. son intérêt est moindre car l'écart s'annule naturellement du fait que le procédé est lui-même intégrateur. Dans ce cas l'action intégrale donne une réponse plus rapide qu'en régulation à action proportionnelle seule. [2]

#### · Rôle de l'action dérivée (D) :

Cette action compense les effets du temps mort (retard) du procédé. Elle a un effet stabilisateur mais une valeur excessive peut entraîner l'instabilité.

Son rôle est identique quelle que soit la nature du procédé. La sortie du dérivateur est proportionnelle à la vitesse de variation de l'écart.

L'étude de l'action dérivée sur un système stable est donnée par les figures suivantes pour un test en asservissement et un autre en régulation.

Dans le cas d'un signal de mesure bruité, la dérivée amplifie le bruit, ce qui rend son utilisation impossible.

La solution à ce problème consiste, soit à filtrer le signal de mesure, soit à utiliser un module de dérivée filtrée avec un gain transitoire réglable.

Dans tous les algorithmes PID, la dérivée est filtrée, mais la valeur du filtre (gain transitoire) est rarement réglable sur les régulateurs monoblocs ; elle est parfois, sur les PID des systèmes numériques. [2]

#### II.5.1) Méthodes de réglage des actions :

Avant de commencer les réglages d'une boucle de régulation, il faut s'assurer que le sens d'action du régulateur est correct, quelle que soit la méthode de réglage utilisée, les réglages ne sont adaptés qu'au point de fonctionnement.

Il existe différentes méthodes de réglage des actions d'un régulateur P.I.D. suivant le type de procédé et les contraintes de fabrication. [2]

##### ➤ Méthode par approches successives :

Elle consiste à modifier les actions du régulateur et à observer les effets sur la mesure enregistrée, jusqu'à obtenir la réponse optimale. On règle l'action proportionnelle, puis l'action dérivée et l'intégrale.

Cette technique est simple et utilisable sur n'importe quel type de système. Néanmoins du fait de son caractère itératif, son application devient longue sur des procédés à grande inertie.

➤ **Méthode nécessitant l'identification du procédé :**

Il est possible de calculer rapidement les paramètres de réglage, si l'on connaît les paramètres du procédé, suite à une modélisation de sa fonction de transfert réglante, et si l'on est en possession de la structure du régulateur. Il est alors possible d'affiner ces suite à des essais, afin d'obtenir la réponse souhaitée.

Cette méthode nécessite un enregistreur à déroulement rapide. Elle est de préférence utilisée sur des procédés à grande inertie.

➤ **Méthode de Ziegler et Nichols :**

Elle nécessite l'observation de la réponse du procédé et la connaissance de la structure du régulateur. C'est une méthode qui permet le calcul des actions, sans la détermination des paramètres du procédé.

## **II.6) Régulation cascade :**

La régulation cascade sert à améliorer la boucle fermée simple, en diminuant les effets d'une ou plusieurs grandeurs perturbatrices qui agissent :

-Soit sur la grandeur réglante.

- Soit sur une autre grandeur appelée grandeur intermédiaire.

Ceci est obtenu en rajoutant une boucle rapide, ce qui conduit généralement à deux boucles fermées imbriquées, l'une interne, l'autre externe.

Sur ce type de régulation, on trouve en général deux points de mesure, deux régulateurs et un organe de réglage, et pour la mettre au point on doit suivre les étapes suivantes :

-Détermination du sens d'action des régulateurs

-Réglage de la boucle interne (régulateur asservi)

-Mise en service du régulateur asservi (passage de consigne interne en consigne externe sans a coups)

- Réglage de la boucle externe (régulateur pilote).

### II.7) Différentes structures du régulateur PID :

#### ➤ Structure série :

Peu utilisée dans les régulateurs industriels, mais pratique pour les études théoriques. La figure suivante montre sa structure.

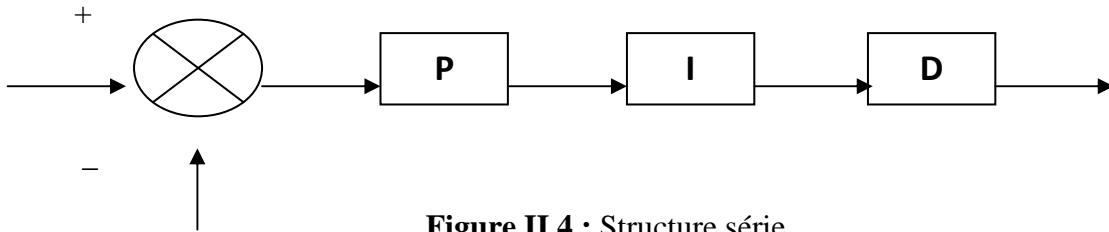


Figure II.4 : Structure série.

#### ➤ Structure mixte :

Très utilisée dans les régulateurs industriels, car elle permet un réglage indépendant des paramètres. La figure suivante montre sa structure.

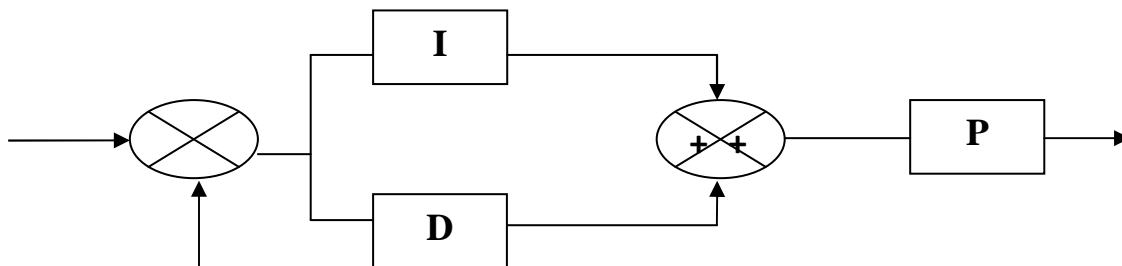


Figure II.5 : Structure mixte

#### ➤ Structure parallèle :

La plus employée dans les régulateurs industriels actuels. Elle offre également un réglage indépendant des paramètres. La figure suivante montre sa structure.

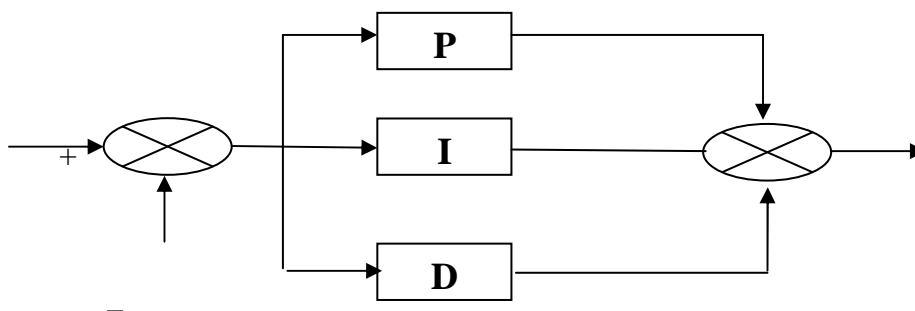


Figure II.6 : Structure parallèle.

### II.8) La synthèse d'un régulateur PID

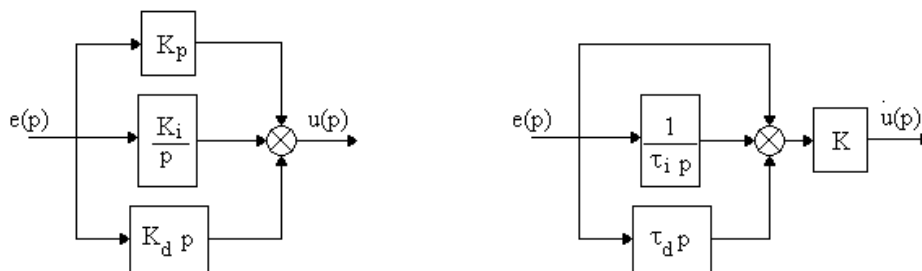
Les correcteurs, usuellement utilisés en pratique sont les régulateurs à effet proportionnel, intégral et dérivé (PID), Ce dernier est très populaire car il continu a être le moyen de commande le plus utilisé dans l'industrie et ce depuis plusieurs décennies.

En outre, ils permettent d'atteindre de bonnes qualités de commande tant du point de vue performances que de point de vue robustesse. Le comportement du régulateur proportionnel intégral dérivé (PID) standard peut être décrit par l'équation suivante :

$$u(t) = K_p(e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(\tau) d\tau + T_d \frac{de(t)}{dt}) \quad (\text{II.1})$$

Où  $u(t)$  désigne le signal de commande et  $e(t)$  l'écart résultant de la différence entre la consigne et la grandeur à commander.

Il existe plusieurs configurations du régulateurs PID, néanmoins celle qui est le plus souvent utilisée c'est la structure dite parallèle. Elle est nommée ainsi car les trois actions, Proportionnelle, Intégrale et Dérivée, qui constituent le régulateur PID sont montées en parallèle tel qu'il est présenté dans la figure 10.



**Figure II.7 :** Structure parallèle du régulateur PID

Sa fonction de transfert est dans ce cas donnée par

$$C(p) = K_p + \frac{K_i}{p} + K_d p \quad (\text{II.2})$$

Où encore :

$$C(p) = K \left( 1 + \frac{1}{\tau_i p} + \tau_d p \right) \quad (\text{II.3})$$

- $K_p$  : est le gain de l'action proportionnelle,

- $K_i$  : est le gain de l'action intégrale et  $K_d$  le gain de l'action dérivée, pour la fonction de transfert de l'équation (II.2).  $K$  est le gain du régulateur,
- $t_i$  : est la constante du temps d'intégration
- $t_d$  : est la constante de temps de dérivation pour la fonction de transfert de l'équation (II.3).

Les relations entre les paramètres des deux fonctions de transfert sont données par

$$K = K_p, \quad \tau_i = \frac{K}{K_i} \quad \text{et} \quad \tau_d = \frac{K_d}{K} \quad (\text{II.4})$$

## II.9) Description des différentes actions :

Un régulateur PID est obtenu par l'association de ces trois actions et il remplit essentiellement les trois fonctions suivantes:

- Fonction proportionnelle donne un système plus précis, plus rapide
- Fonction intégrateur élimine l'erreur statique.
- Fonction dérivée accélère la correction

### II.9.1) Proportionnel, P :

Ce type de correcteur est un simple amplificateur de gain réglable, ce correcteur est le correcteur de base, il agit principalement sur le gain du système asservi, il permet donc d'améliorer notablement la précision. Dans le cas d'un correcteur proportionnel, la loi de commande corrigée  $u(t)$  est proportionnelle à l'écart  $\varepsilon(t)$ :

$$u(t) = K_p \cdot \varepsilon(t) \quad (\text{II.5})$$

La fonction de transfert du correcteur proportionnel est donc :

$$c(p) = \frac{u(p)}{\varepsilon(p)} = K_p \quad (\text{II.6})$$

#### ➤ Influence de la variation $K_p$ :

L'augmentation du gain ( $k_p$ ) entraîne une diminution de l'erreur statique, rend le système plus rapide mais l'instabilité du système augmente.

**II.9.2) Intégrateur I :**

Pour un intégrateur, la loi de commande  $u(t)$  est de la forme :

$$u(t) = \frac{1}{T_i} \int_0^t \varepsilon(t) dt \quad (\text{II.7})$$

La fonction de transfert d'un correcteur pur est :

$$c(p) = \frac{1}{T_i \cdot p} \quad (\text{II.8})$$

Le rôle de ce correcteur est d'ajouter une intégration dans la chaîne de commande qui annule l'erreur statique pour une entrée échelon. L'intérêt principal de ce type de correcteur est donc d'améliorer la précision, il introduit malheureusement un déphasage et risque de rendre le système instable (diminution de la marge de phase). L'action intégrale est généralement associée à l'action proportionnelle.

➤ **Influence de la variation  $T_i$  :**

Si  $T_i$  augmente, le dépassement diminue, et si  $T_i$  diminue le dépassement augmente. Concernant la rapidité du système, le temps de montée est relativement le même.

**II.9.3) Dérivateur pur, D :**

La loi de commande est de la forme :

$$u(t) = T_d \frac{d\varepsilon(t)}{dt} \quad (\text{II.9})$$

La fonction de transfert est donc :

$$c(p) = T_d \cdot p \quad (\text{II.10})$$

l'intérêt principal de la correction dérivée est son effet stabilisant, elle s'oppose aux grandes variations de l'erreur, elle permet donc de stabiliser le système et d'améliorer le temps de réponse.

➤ **Influence de la variation  $T_d$  :**

Si  $T_d$  augmente, le dépassement diminue, et si  $T_d$  diminue le dépassement augmente, donc dans les deux cas  $T_d$  influe sur le dépassement

### II.3.Méthodes de réglage des actions du PID

#### II.3.2. Méthodes d'approche successive

Elle consiste à modifier progressivement les paramètres et observer la réaction de manière à s'approcher de la réponse optimale. Cette méthode est simple et adaptée aux procédés rapides ou le temps mort est négligeable. Nous comparons la mesure, si nécessaire, modifier les actions de régulation en commençant par la proportionnelle, puis la dérivée et finir par l'intégrale.

En pratique le réglage par étape des actions proportionnelle, intégrale, dérivée, tout en observant l'évolution de la mesure, suite à des changements de consigne (tests en asservissement), ou suite à des variations de grandeurs perturbatrices (tests en régulation). Cette méthode utilise le régulateur en position AUTO, c'est-à-dire que l'optimisation se fait en boucle fermée, donc assure la sécurité de la boucle.

#### ❖ Réglage de P :

- Stabiliser la mesure au point de fonctionnement.
- Mettre le régulateur en P seul, ( $T_i = \max$  et  $T_d = 0$ ).
- Afficher un gain  $G_r$  faible ( $G_r < 1$ ).
- Egaler la consigne à la mesure, passer le régulateur en automatique.
- Effectuer un échelon de consigne de 5 à 10 %.
- Observer l'enregistrement de l'évolution du signal de mesure.

-Si elle est sur amortie (apériodique), augmenter le gain  $G_r$  ( ou diminuer BP % ).

-Si elle présente plus de deux oscillations, diminuer le gain  $G_r$  ( ou augmenter BP % ).

Au cours des réglages, les observations suivantes peuvent être faites :

- La mesure ne rejoint pas la consigne
- L'écart diminue avec le gain mais la stabilité se dégrade
- La réponse s'accélère en augmentant le gain
- Il faut trouver un arrangement entre rapidité et stabilité.

**❖ Réglage de D :**

L'action dérivée ne se justifie que si la mesure a un certain retard.

- Conserver la valeur de l'action proportionnelle déterminée précédemment et l'intégrale minimale.
- Afficher une action dérivée faible ( $T_d$  égal à quelques secondes).
- Egaler la consigne à la mesure, passer le régulateur en automatique.
- Effectuer un échelon de consigne de 5 à 10 %.

-Si la réponse ne s'amortie pas, augmenter  $T_d$ .

-Si la réponse est oscillante ou si elle est plus lente, diminuer  $T_d$ .

Au cours des réglages, les observations suivantes peuvent être faites :

- L'action dérivée a un effet anticipatif.
- L'action dérivée stabilise la réponse du procédé.
- La réponse s'accélère en augmentant l'action dérivée.
- Il faut trouver un compromis entre rapidité et stabilité.

La présence de l'action dérivée, permet d'augmenter l'action proportionnelle (environ 10 % de plus, soit 1,1. Gr ou 0,9. BP%).

**❖ Réglage de I :**

- Conserver les valeurs des actions proportionnelle et dérivée déterminées précédemment.
- Afficher une action intégrale faible.
- Pour un premier essai afficher  $T_i$  = quelques minutes
- Egaler la consigne à la mesure, passer le régulateur en automatique.
- Effectuer un échelon de consigne de 5 à 10 %.

-Si la réponse est sur amortie ou trop lente, diminuer  $T_i$ .

-Si la réponse présente un dépassement trop important, on augmente  $T_i$ .

Au cours des réglages, les observations suivantes peuvent être faites :

- L'action intégrale donne la précision statique.

- La mesure rejoint la consigne.
- La réponse s'accélère en augmentant l'action intégrale.
- Il faut trouver un compromis entre rapidité et stabilité.

### **Conclusion :**

Ce chapitre nous a permis de comprendre le but général de la régulation ainsi que les différentes méthodes de réglage qui permettent de déterminer les paramètres du régulateurs (proportionnel, intégrale, dérivée).

# Chapitre III :



**Conception de la  
loi de commande**

**Introduction :**

Dans ce chapitre nous nous intéressons au problème de la stabilisation de la vitesse et l'altitude pour un drone de type Aerosonde UAV, Pour cela on a utilisé la simulation aéronautique d'Aerosim blockset qui permet d'avoir un modèle non linéaire complet d'Aerosonde UAV.

La bibliothèque est aussi inclut les modèles complets des avions qui peuvent être personnalisés par les fichiers du paramètre. Les exemples du modèle de l'avion qui sont inclus dans Aerosim blockset est :

- Navion : un avion performant d'aviation générale ;
- Et le modèle utilisée pour notre travail nommée Aerosonde UAV (Unmanned Aerial Vehicles) Qu'est un petit avion conçu pour la reconnaissance du temps et les missions de la télédétection et l'étude des phénomènes météorologiques.

La bibliothèque d'Aerosim inclut tous les blocs requis pour la construction d'un modèle non+linéaire a six(6) degré de liberté, la partie suivante analyse profonde de l'un des blocs principaux où on peut le trouver dans la bibliothèque.

**III.1) La conception de schéma block:**

Comme indiqué dans la partie précédente, la bibliothèque Aerosim blockset comprend tous les blocs nécessaires pour construire un modèle non linéaire de l'aéronef à six degrés de liberté. Cette section fournit une analyse plus approfondie de l'un des grands blocs qui peut être trouvé dans la bibliothèque. La bibliothèque Aerosim contient un total de 103 blocs. La quasi-totalité d'entre eux sont mis en œuvre en utilisant des blocs Simulink de base.

**III .1.1) Le modèle d'un drone Aerosonde**

Le bloc met en œuvre est un modèle dynamique non linéaire du drone à six degrés de liberté, à l'aide de blocs prévus dans la bibliothèque Aerosim. Les équations du mouvement sont mises en œuvre dans le corps axes. Les paramètres du modèle sont lus à partir de fichier mat-file configurable par l'utilisateur. Le bloc est illustré ci-dessous (modèle Aerosonde):

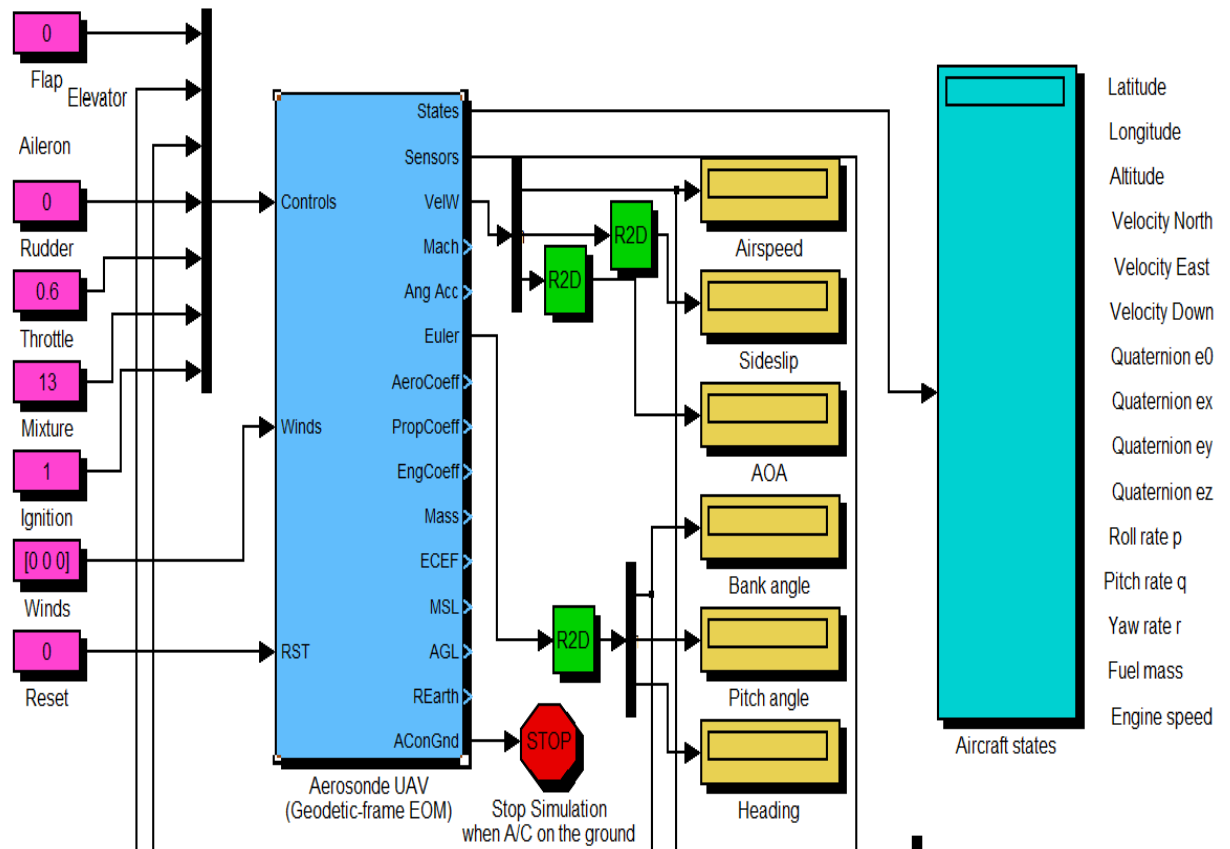


Figure III-1 : le modèle d'Aerosonde UAV

La figure précédente présente le modèle qu'on a utilisé durant l'étude de la procédure proposée dans le mémoire.

A l'intérieur du bloc Aerosonde UAV (Geodetic-frame EOM), des modèles détaillés des rouages (Ensemble des organes d'un mécanisme) internes d'une Aerosonde UAV, qui se compose d'aérodynamique, propulsion, atmosphère, inertie de l'avion, l'accélération, moments, les équations de mouvement et le modèle de la Terre, comme le montre figure III-2. Les entrées dans le bloc Aerosonde UAV sont situées à l'extrême gauche de la Figure III-2, et les sorties du bloc, à l'extrême droite. Comme l'indique la figure suivante.

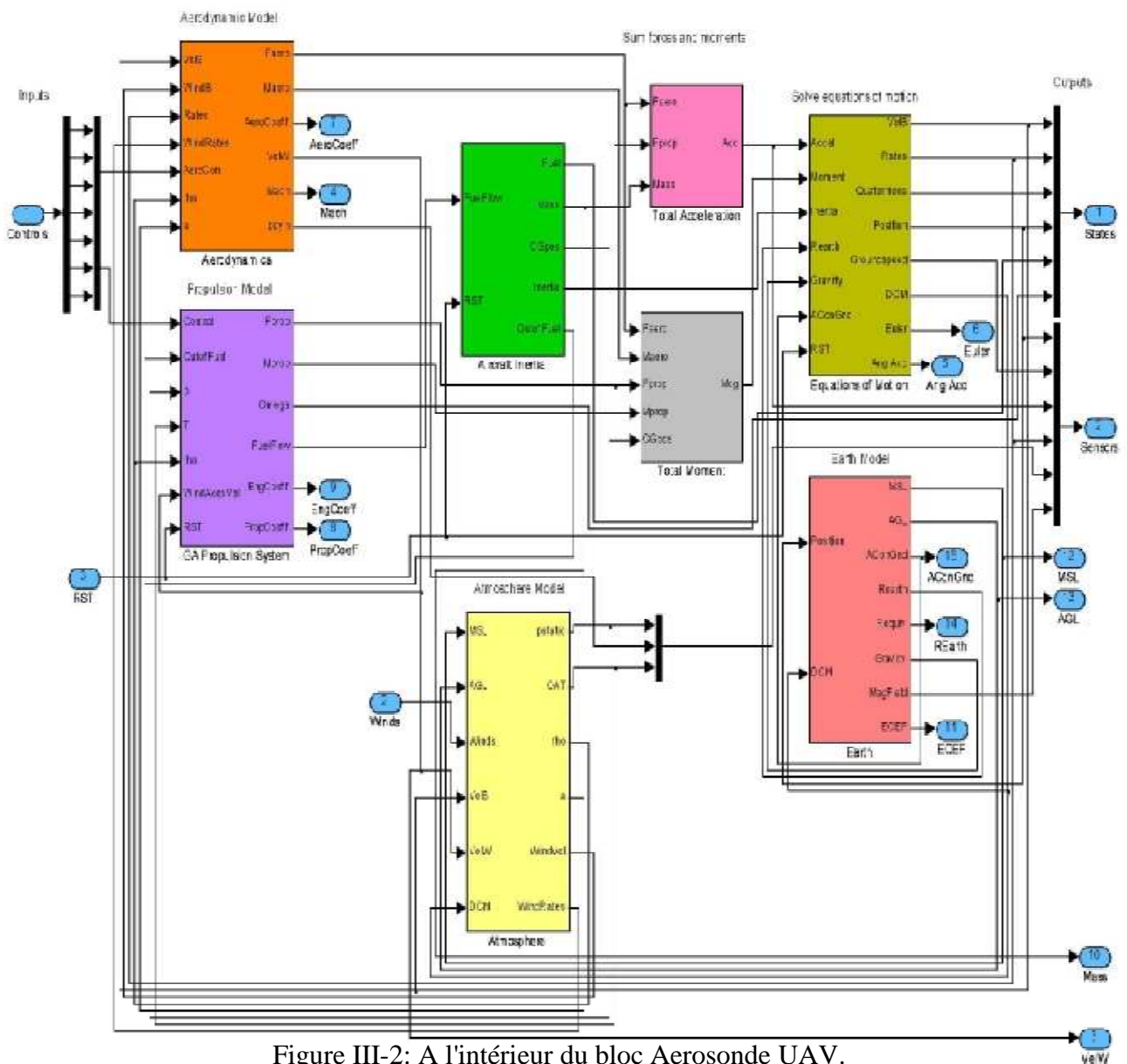


Figure III-2: A l'intérieur du bloc Aerosonde UAV.

### III.1.2) Paramètres de ce schéma block :

On clique deux fois sur le bloc d'Aerosonde UAV (Geodetic-frame EOM) qu'est illustré dans la figure précédente (III-1), on remarque l'ouverture de la fenêtre qui indique les paramètres de block.

- **Le fichier de la configuration de l'avion (Aircraft configuration file) :** le nom du paramètre de l'avion de mat-file (pour ce block le chemin est ('aerosondecfg.mat')) ;
- **la position initiale du drone (Initial position) :** Le vecteur de l'emplacement initial de l'avion [Latitude Longitude Altitude]' tel que ces unités est comme suit  
[radian radian mètre]<sup>T</sup> ;
- **la vitesse initiale (Initial velocities):**Le vecteur des composants initiaux de la vitesse de l'avion  $[u, v, w]^T$  ;
- **attitude initiale (Initial attitude) :** Le vecteur de l'attitude initiale de l'avion qui est donné en quaternion  $[0, e_x, e_y, e_z]^T$  ;
- **les vitesses angulaires initiales (Initial Angular rates):** vecteur des proportions avion angulaires initiales  $[p \ q \ r]^T$  tel que  
p - Taux du roulis (Roll Rate),  
q - Taux du tangage (Pitch Rate),  
r - Taux du lacet (Yaw Rate) ;
- **la masse initiale du carburant (Initial fuel mass) :** c'est la masse initiale de la quantité du carburant disponible au bord de l'avion (donne en kg) ;
- **Vitesse initiale de la machine (Initial engine speed) :** La vitesse initiale de la rotation du la machine dans rad/ s ;
- **l'altitude du Ground (Ground altitude) :** L'altitude du terrain relativement au niveau de la mer donnée en mètre ;
- **Le fichier du coefficient WMM (WMM coefficient file):** le chemin complet au fichier magnétique du coefficient du modèle (dans notre bloc est comme suit ('C:\Program Files (x86)\Aerosim\wmm.cof')) ;
- **La date de la simulation (Simulation date) :** est un Vecteur qui indique la date de la simulation sous le format [le Jour le Mois L'année] ;
- **temps d'échantillonnage (Sample time) :** l'échantillon à lequel le modèle de l'avion vole.

### III.1.3) Entrées :

- **Contrôle (Controls):** Le vecteur des commandes de l'avion  $[7 \times 1] =$  [flap, elevator, aileron, rudder, throttle, mixture, ignition] ;

tel que : Flap = le réglage à laquelle l'avion est rognée rabat.

Mixture = le mélange air/carburant à laquelle l'aéronef sera garnis.

Ignition= Allumage

- **Les vents (winds)** : Le vecteur  $[3 \times 1]$  des vitesses du vent  $[W_N \ W_E \ W_D]^T$ , ses dimension sont données en m/s;
- **[RST]** : le drapeau de la réinitialisation de l'intégrateur (peut prendre des valeurs de 0 ou 1, tous les intégrateurs réinitialisés sur front montant).

### III.1.4)-Sorties :

- **Etat de systèmes (states)**: c'est le Vecteur des états de l'avion  $[15 \times 1]=$

$$\left[ u \ v \ w \ p \ q \ r \ e_0 \ e_x \ e_y \ e_z \ Lat \ Lon \ Alt \ m_{fuel} \ W_{eng} \right]^T ;$$

- **Les capteurs(Sensors)** : c'est un vecteur de  $[18 \times 1]=$ 

$$\left[ Lat \ Lon \ Alt \ V_N \ V_E \ V_D \ a_x \ a_y \ a_z \ p \ q \ r \ p_{stat} \ p_{dyn} \ OAT \ H_x \ H_y \ H_z \right] ;$$

Tel que : OAT= Température ambiante niveau de la mer
- **VelW (Vélocité In Wind)** : vecteur  $[3 \times 1]$  de vitesse de l'aéronef en axes du vent  $[V_a \ \beta \ \alpha]^T$  en [m/s radian radian] ;
- **Mach** (Rapport entre la vitesse d'un mobile et celle du son)= le nombre de Mach actuel de l'aéronef.
- **angulaire d'Accélération (Angular Acc)** : le vecteur des accélérations angulaires du corps  $\begin{bmatrix} \square & \square & \square \\ y \ p & y \ q & y \ r \end{bmatrix}$  ;
- **Euler** : Vecteur  $[3 \times 1]$  de l'attitude de l'avion exprimée par des angles d'Euler  $[\phi \ \theta \ \psi]^T$  en radian ;
- **Aero Coeff (coefficients aérodynamiques)** : c'est un vecteur  $[6 \times 1]$  indique les coefficients aérodynamiques  $= [C_D \ C_Y \ C_L \ C_1 \ C_m \ C_n]^T$  exprimée en  $\text{rad}^{-1}$  ;
- **coefficients de l'hélice(PropCoeff)**: c'est un vecteur  $[3 \times 1]$  qui indique les coefficients de l'hélice  $= [J \ C_T \ C_p]^T$  ;

- **coefficients de la machine (Eng Coeff)** : c'est un vecteur  $[5 \times 1]$  qui fait connaître les coefficients de la machine =  $[MAP \ m_{air} \ m_{fuel} \ BSFC \ P]^T$  exprimé en  $[KPa \ Kg/s \ kg/s \ g/(W \cdot hr) \ W]$  ;

Remarque:      BSFC = consommation de carburant spécifique ;  
                     MAP = pression d'admission

- **Mass**: le poids de l'avion en kg ;
- **ECEF (Earth-Centered, Earth-Fixed)**: indique le vecteur de la position de l'avion en  $[X \ Y \ Z]^T$  ;
- **MSL (Mean-Sea-Level)**: L'altitude de l'avion par rapport au niveau de la mer en mètre ;
- **AGL**: l'altitude de l'avion par rapport à la terre en mètre ;
- **REarth**: le rayon équivalent de Terre dans l'emplacement actuel de l'avion en mètre ;
- **AConGnd** : le drapeau avions sur le terrain (0 si l'avion au dessus du sol, 1 si l'avion est sur le sol).

### III.1.5) Détails:

La plupart des blocs d'Aerosim sont utilisés dans ce modèle d'avion complet. Les blocs non inclus sont les modèles de capteurs, les modèles d'actionneurs, et des blocs d'interface pilote (l'entrée de joystick et la sortie graphique). Le modèle lit les paramètres de l'avion au début de la simulation du fichier mat-file spécifié. Le fichier mat-file est généré par l'utilisateur pour un modèle particulier de l'avion, par la personnalisation et l'exécution d'un script de la configuration de l'avion (programme Matlab). Un modèle du script de configuration de l'avion et ainsi que les aéronefs des scripts de configuration peuvent être trouvés dans le répertoire d'Aerosim.

### III.1.6) Utilisation:

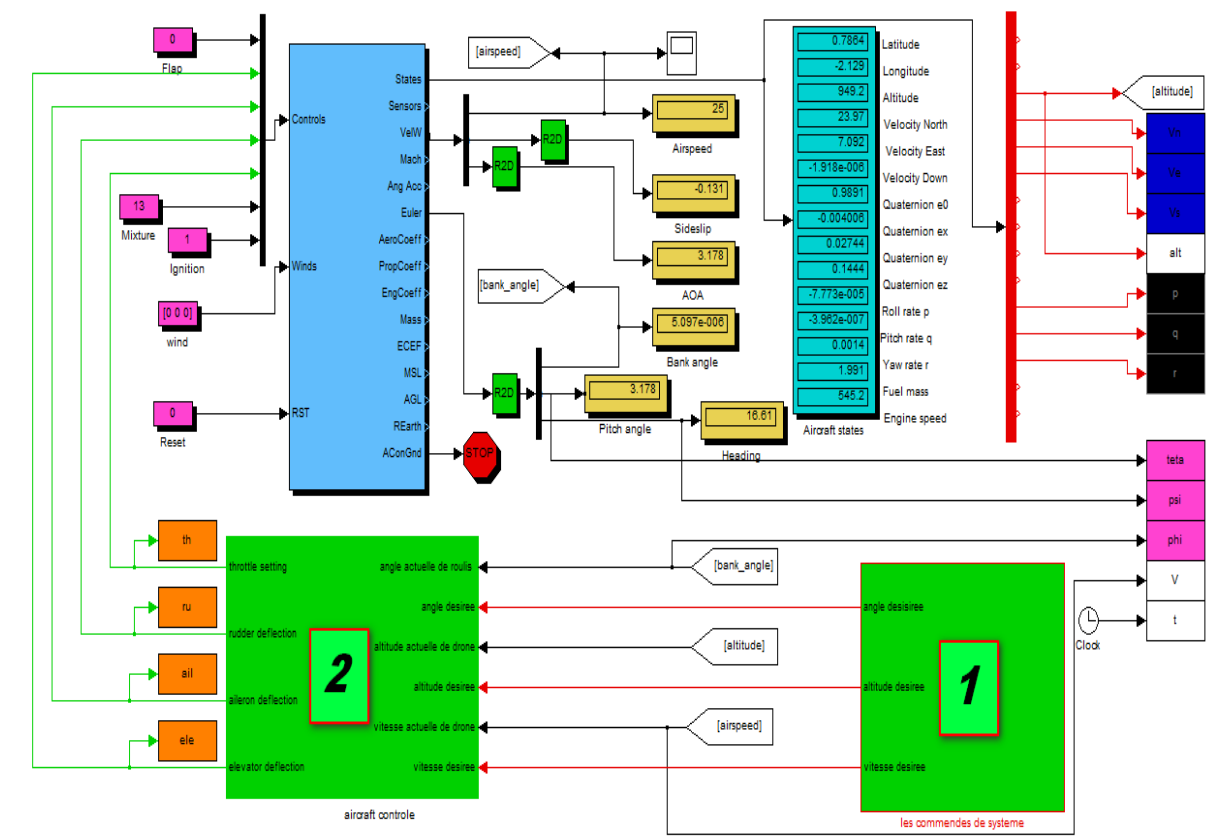
Le modèle d'avion complète peut être utilisé pour la modélisation et de simulation de la dynamique d'un avion ordinaire. Les paramètres spécifiques de l'aéronef sont définis à partir d'un script de configuration généré par l'utilisateur. Les entrées de commande peuvent

être fournies à partir d'un joystick pour pilotage manuel, ou à partir d'un bloc du pilote automatique pour le vol autonome.

**III.2) Architecture complète de la régulation :**

Pour avoir régler la vitesse du drone et ainsi l'altitude du drone on a proposées des régulateurs PID sert à contrôlé la vitesse et l'altitude du ce drone. Et encore deux(2) régulateurs du type PI sert à contrôler l'inclinaison du drone.

La figure suivante illustre le diagramme de l'architecture proposée.



**Figure III-3 :** Architecture complète du modèle de la simulation d'UAV

**III.2.1) Module de commande du drone:**

Ce module(le premier bloc de la Figure III-3) sert à donner les valeurs désirées pour la commande

- Pour l'altitude (950 mètre) ;
- Pour la vitesse (25 m/s) ;
- Pour l'angle d'inclinaison (0 radian).

### III.2.2) Module du contrôle du drone:

Le Module du contrôle du drone (le deuxième bloc de la Figure III-3), ou ses coordonnées figurent dans la Figure III-4, est essentiellement sert à contrôler l'orientation angulaire du l'aéronef, et du stabiliser la vitesse et l'altitude c'est à dire ajuster des contrôles (les contrôles de surface de Déflexions et throttle), de sorte que les conditions désirées sont remplies.

Parmi la multitude des régulateurs utilisés en automatique, les régulateurs PID occupent incontestablement une place important. En effet, les régulateurs PID présentent l'avantage d'être efficaces, mais aussi de pouvoir être utilisés même lorsque la fonction de transfert du système n'est pas exactement connue. Les applications du PID sont extrêmement nombreuses et variées. Ce régulateur est utilisé en commande des procédés industriels et des moteurs, dans le monde de l'automobile et du l'**aéronautique**, en robotique, etc. Il est donc inévitable de bien étudier le régulateur PID, pour notre travail notre travail on a utilisées les régulateurs suivants :

- deux régulateurs du type Proportionnel-Intégral (PI). Ces deux régulateurs prennent en entrée l'angle d'inclinaison actuel (Bank angle), et l'inclinaison désirée, ce régulateur sert à contrôler Le mouvement du roulis d'un drone qui est contrôlé par des inclinaisons des ailerons et Le mouvement du lacet d'un drone est contrôlé par la gouverne de direction (rudder).

Les contrôleurs PI utilisent la différence entre ces mesures pour déterminer la quantité du déflexion nécessaire pour le rudder et les ailerons. Les valeurs du gain pour les contrôleurs PI ont été obtenues empiriquement et sont présentés dans le tableau III-1, Les sorties de ces contrôleurs PI sont la déflexion de rudder et du l'aileron en radians, qui sont passés vers Aerosonde UAV comme deux de ses entrées du commande.

- Un contrôleur (PID) Proportionnel-Intégral-Dérivé est utilisé dans un contexte attente de vitesse contrôleur de maintenir le drone à une vitesse constante de 25 m / s (90 km/h). Les entrées de ce contrôleur sont la vitesse ciblée et la vitesse actuelle du drone. Les gains de régulation PID sont obtenus empiriquement et énumérés dans le tableau III-1.
- Contrôleur PID pour déterminer la déflexion de throttle en radians, qui est la sortie du Contrôleur, Le système de commande de l'altitude pris, utilise également un régulateur

PID sert à maintenir le drone à l'altitude désirée (consigne). Les entrées du ce contrôleur sont l'altitude cible et l'altitude actuelle du drone. La différence entre les entrées sont transmise au dispositif de commande PID afin de déterminer une valeur correspondant à la sortie (throttle). Les gains de régulation PID sont obtenus empiriquement et énumérés dans le tableau III-1

Remarque : pour la régulation, on a utilisé des régulateurs de la structure parallèle pour chacun des quatre, car c'est la structure la plus simple, les trois corrections élémentaires étant indépendantes. Les systèmes du contrôle-commande l'utilisent presque systématiquement. Et encore Elle offre également un réglage indépendant des paramètres. Ses schémas fonctionnels sont incluent dans la Figure III-4

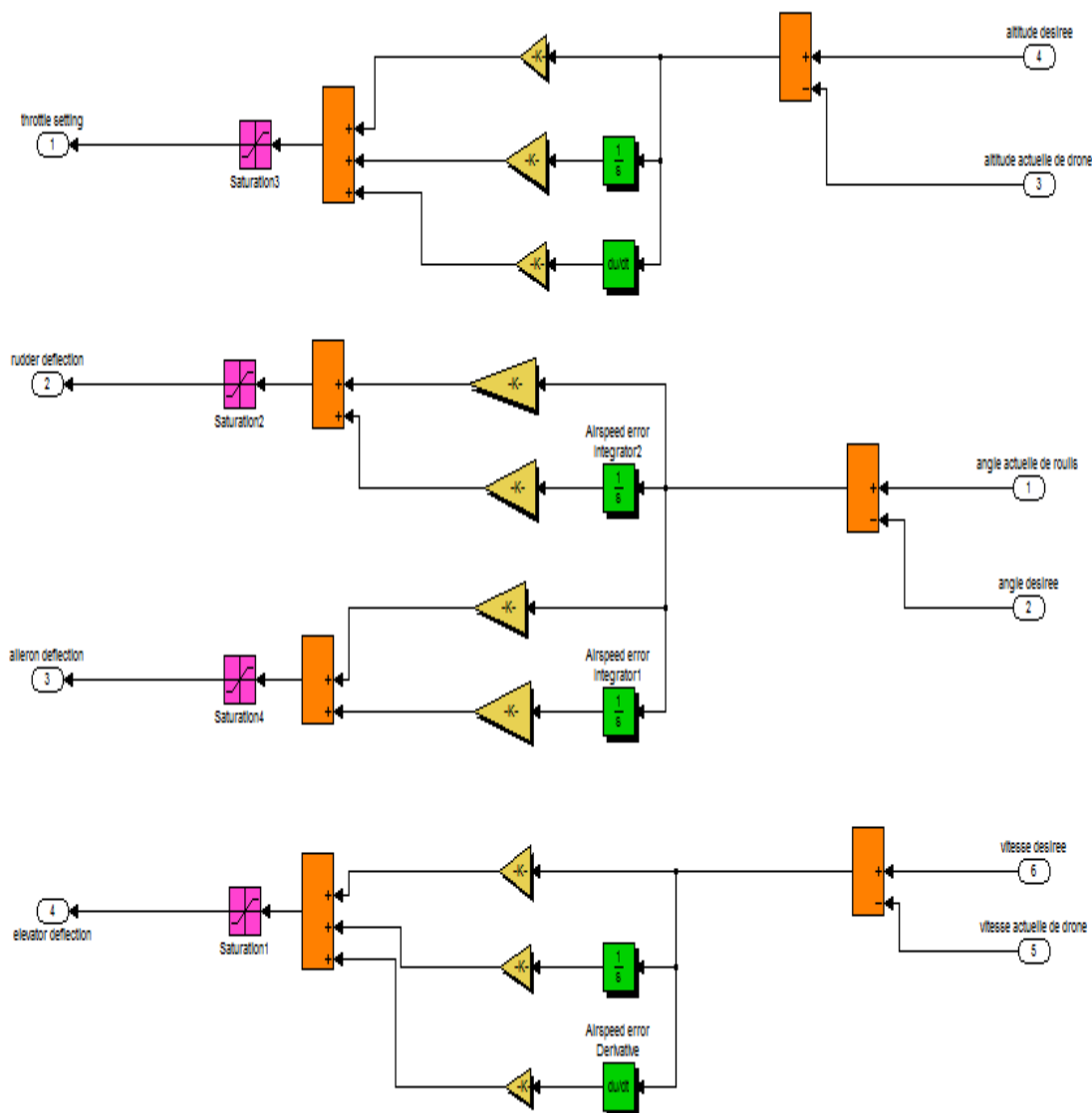


Figure III-4 : Architecture du contrôle du l'Aerosonde UAV

Les valeurs des gains (proportionnel, intégrale, dérivée) utilisées dans les contrôleurs PI et PID sont calculées par tâtonnement et sont donnée dans le tableau suivant :

Surface de Controle	Le type de controleur	Gain Value
Vers Ailerons	Proportional	0.0105
	Integral	0.0015
Vers Rudder	Proportional	0.0063
	Integral	0.00063
Vers Elevator	Proportional	0.08
	Integral	0.01
	Derivative	0.3
Vers Throttle	Proportional	0.15
	Integral	0.000001
	Derivative	0.01

Tableau III.1: les Valeurs des Gains PI Et PID

Certaines contraintes physiques sont imposées sur les résultats du Module de contrôle du drone dans la forme de saturation blocs près des blocs de sortie du chaque régulateur PID ou PI et ils sont listés dans le tableau suivant :

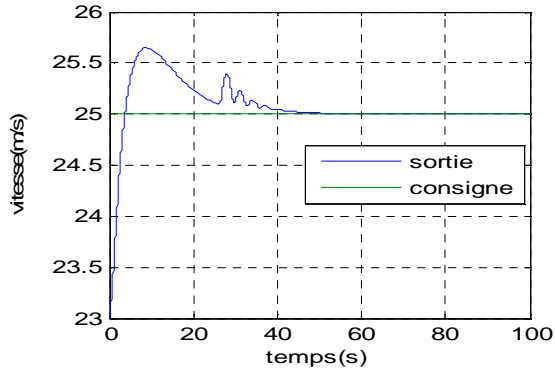
Contrôle	Les constraints
Etrangleur du throttle	$0.01 \leq \delta_t \leq 1$
deflection du rudder	$-30^\circ \leq \delta_r \leq 30^\circ$
deflection du l'aileron	$-30^\circ \leq \delta_a \leq 30^\circ$
deflection de l'elevator	$-30^\circ \leq \delta_e \leq 30^\circ$

Tableau III.2: Les contraintes physiques sur les sorties des régulateurs

III.3) interprétation des résultats :

1) La vitesse :

Cas déterministe :



Cas stochastique :

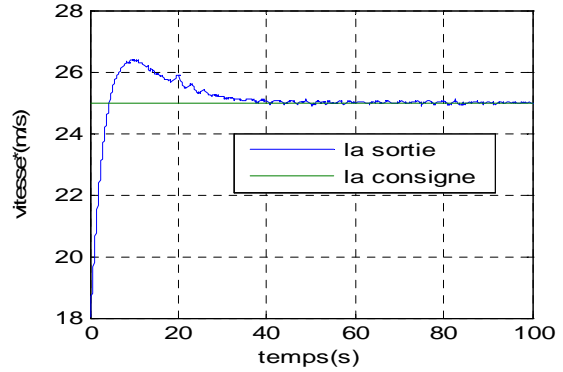


Figure III-5: La variation de la vitesse totale en fonction du temps.

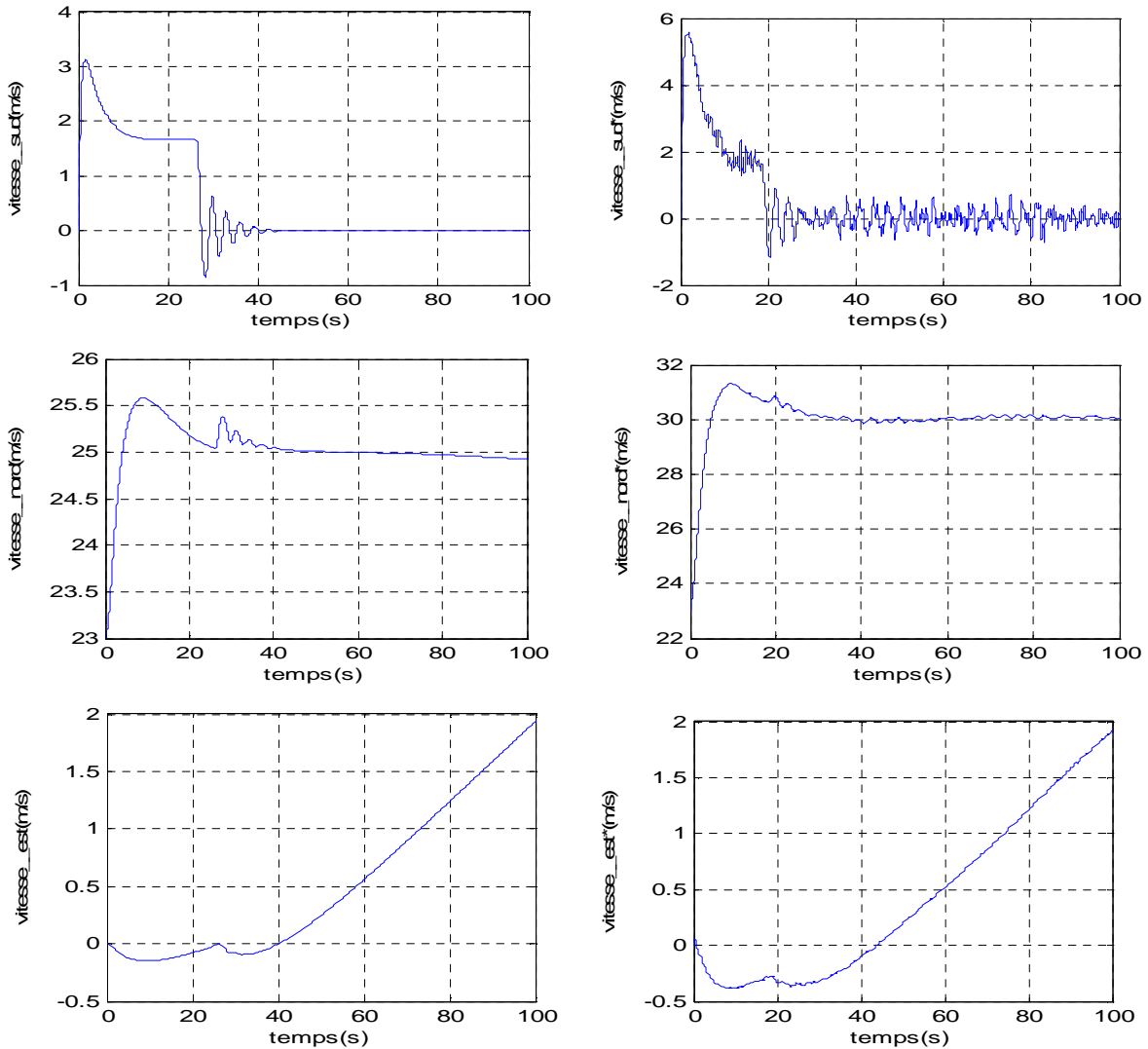


Figure III-6: La variation des vitesses élémentaires en fonction du temps.

Remarque :  $[V_{\text{sud}} \ V_{\text{est}} \ V_{\text{nord}}] = [V_H \ V_L \ V_V]$

$$V_T = \sqrt{V_H^2 + V_L^2 + V_V^2} \quad \text{Tel que :}$$

$V_H$ : est la vitesse horizontale du drone.

$V_L$ : est la vitesse latérale drone.

$V_V$ : est la vitesse verticale drone.

La vitesse totale est stabilisée à la consigne qui est de 25 m/s dans les deux cas : déterministe et en présence du vent qui est donné par ses vitesses de variation :

$$V_V = [V_{HV} \ V_{LV} \ V_{VV}] = [5 \ 0.5 \ 0.02] \quad \text{Tel que :}$$

$V_{HV}$ : est la vitesse horizontale du vent.

$V_{LV}$ : est la vitesse latérale du vent.

$V_{VV}$ : est la vitesse verticale du vent.

Ces valeurs dépendent du poids du drone qui est de 13 Kg.

Pour cela, si la vitesse horizontale  $V_{HV} = 5$  m/s et le drone arrive à maintenir la consigne, cela prouve l'efficacité de la loi de commande.

#### 4) L'altitude :

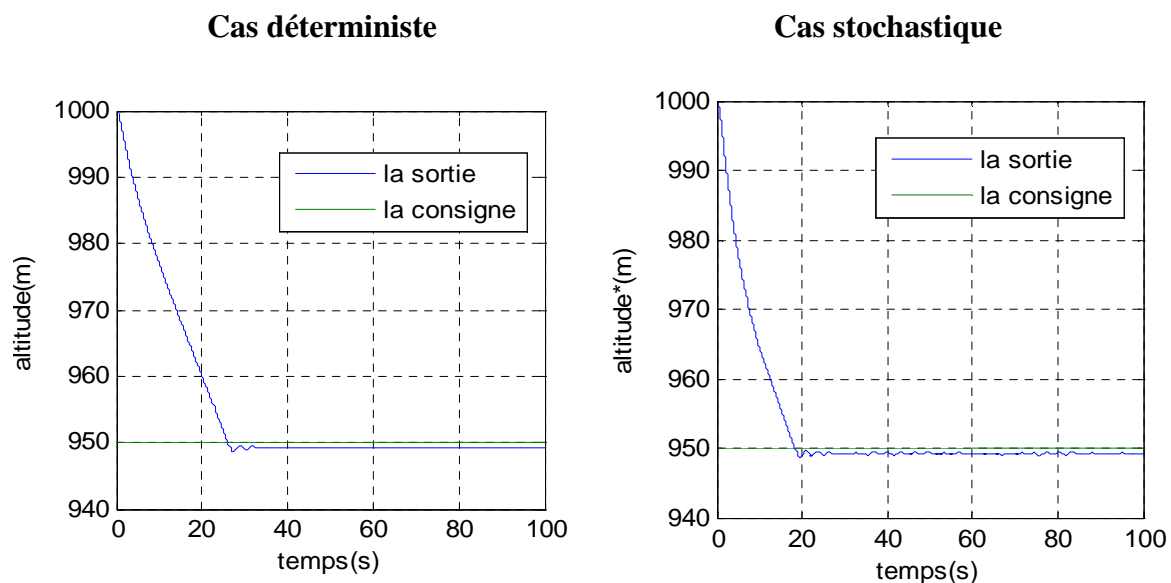
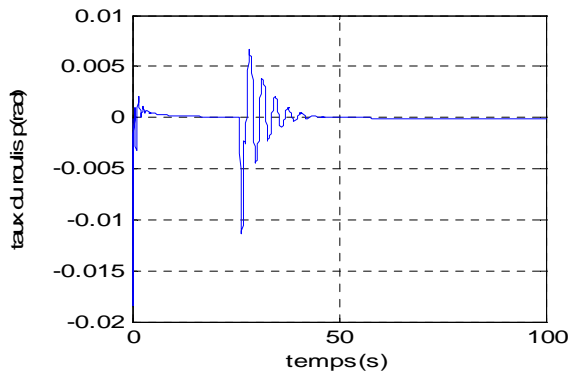


Figure III-7: La variation de l'altitude en fonction du temps

L'altitude est stabilisée à la consigne qui est de 950 m dans les deux cas : déterministe et en présence du vent, cela prouve l'efficacité de la loi de commande.

3) les vitesses angulaires p q r :

Cas déterministe :



Cas stochastique :

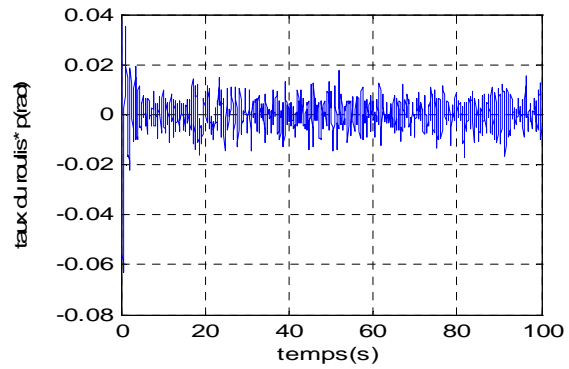


Figure III-8: La variation de taux de roulis en fonction de temps

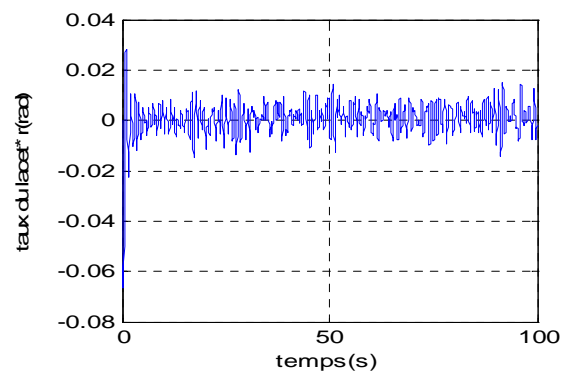
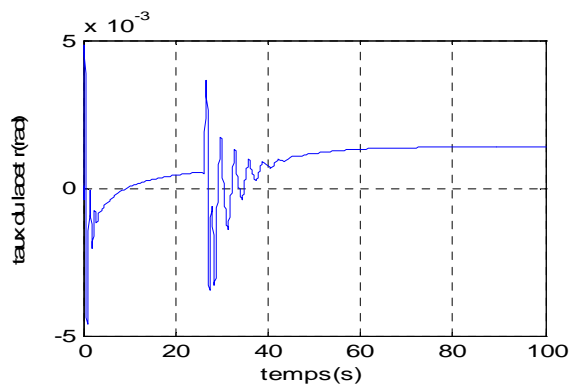


Figure III-9: La variation de taux de lacet en fonction de temps.

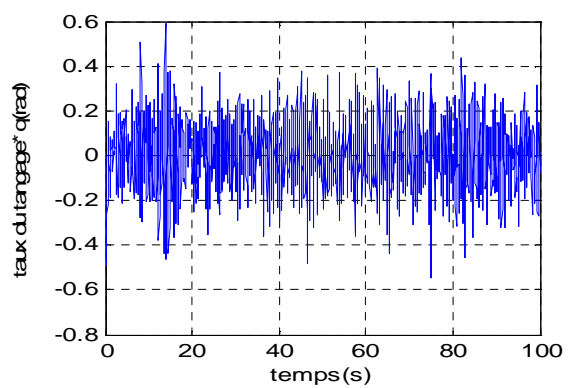
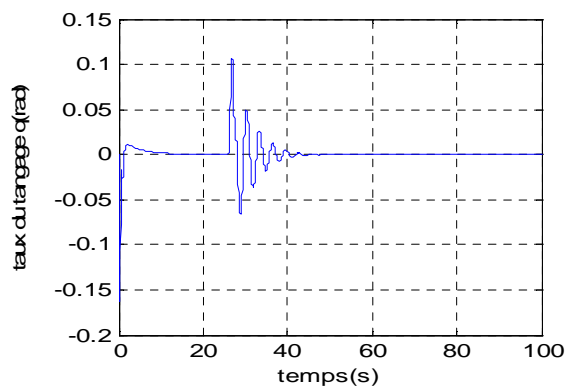


Figure III-10: La variation de taux de tangage en fonction de temps

Les valeurs des taux varient entre :

Pour le cas déterministe :

$$-0.0184 \leq \mathbf{p} \leq 6.666$$

$$-0.162 \leq \mathbf{q} \leq 0.1069$$

$$-4.62 \cdot 10^{-3} \leq \mathbf{r} \leq 4.82 \cdot 10^{-3}$$

Pour le cas stochastique :

$$-0.063 \leq \mathbf{p} \leq 0.037$$

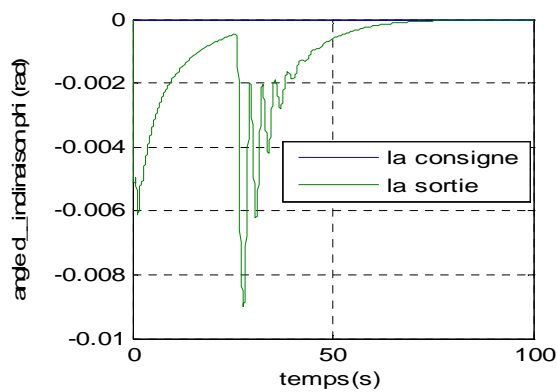
$$-0.552 \leq \mathbf{q} \leq 0.237$$

$$-0.066 \leq \mathbf{r} \leq 0.028$$

Ces valeurs reviennent à zéro en régime permanent.

## 2) les angles d'Euler $\varphi$ $\theta$ $\Psi$ :

**Cas déterministe :**



**Cas stochastique :**

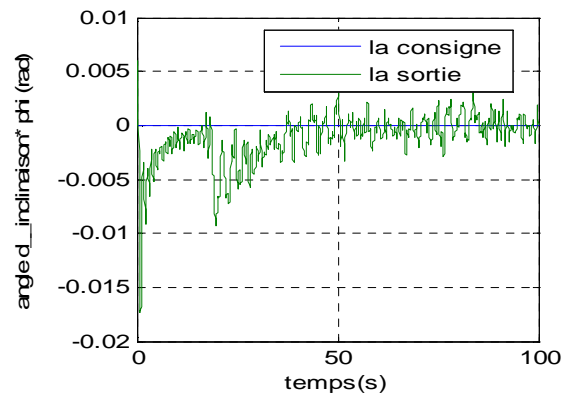


Figure III-10: la variation de l'angle d'inclinaison ( $\varphi$ ) en fonction du temps.

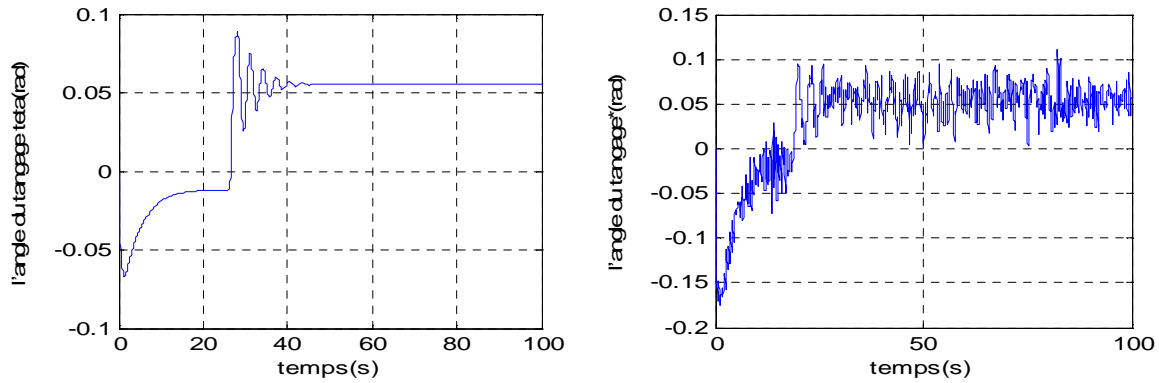


Figure III-11: la variation de l'angle de tangage ( $\theta$ ) en fonction du temps.

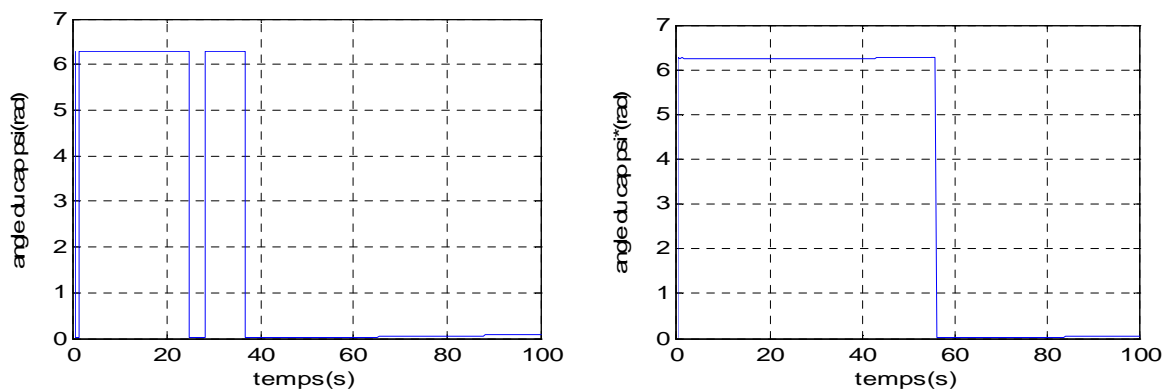


Figure III-12: la variation de l'angle de cap ( $\Psi$ ) en fonction du temps.

La variation de ces angles reste dans le domaine acceptable [1]

Tel que :

1) Pour le cas déterministe :

$$9 \cdot 10^{-3} \leq \varphi \leq 0$$

$$-0.067 \leq \theta \leq 0.089$$

$$0 \leq \Psi \leq 6.28$$

2) Pour le cas stochastique :

$$-17 \cdot 10^{-3} \leq \varphi \leq 3.36 \cdot 10^{-3}$$

$$-0.17 \leq \theta \leq 0.11$$

$$0 \leq \Psi \leq 6.28$$

5) Les commandes :

Cas déterministe :

cas stochastique :

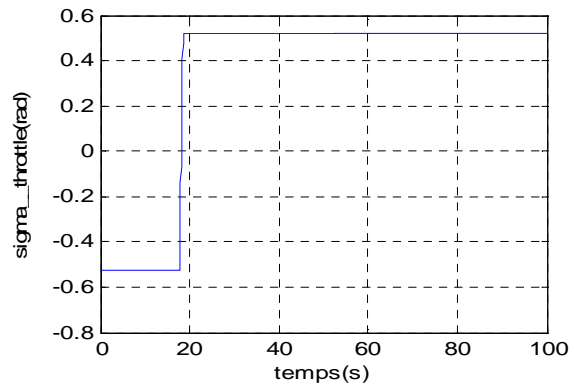
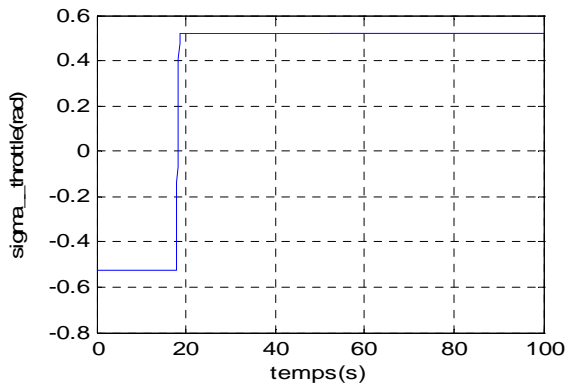


Figure III-13: la commande de throttle en fonction du temps.

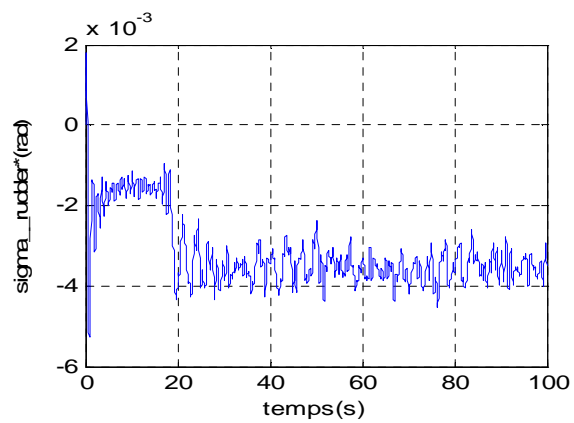
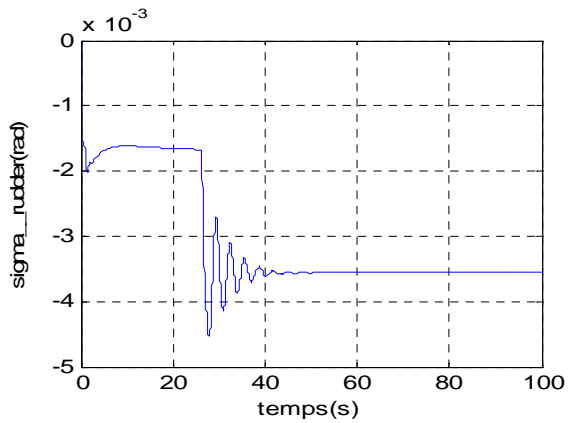


Figure III-10: la commande de le rudder en fonction du temps.

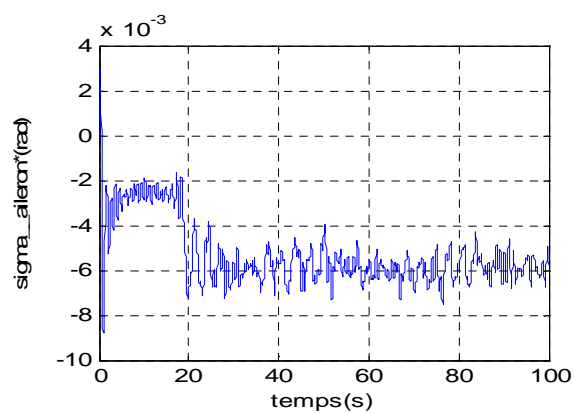
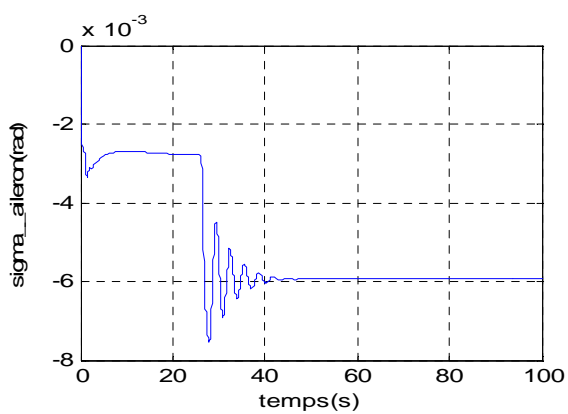


Figure III-14: la commande de l'aileron en fonction du temps.

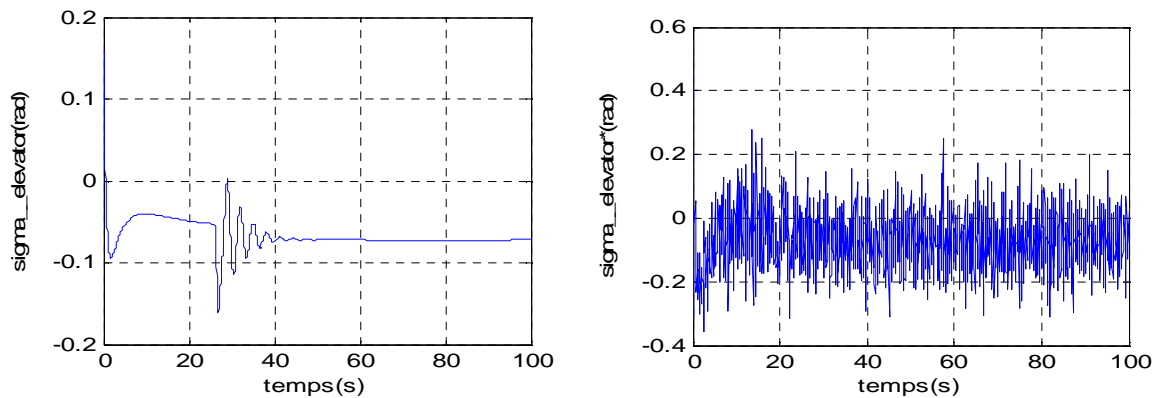


Figure III-15: la commande de l'elevator en fonction du temps.

D'après les résultats de simulation, on remarque que les déflexions des surfaces de commande ne dépassent pas le seuil de la saturation qui est fixé à  $30^\circ$  (0.52 rad). [1]

**Pour le cas déterministe :**

$$-5.1 \cdot 10^{-3} \leq \delta_{\text{aileron}} \leq 0$$

$$-0.5 \leq \delta_{\text{throttle}} \leq 0.5$$

$$-3 \cdot 10^{-3} \leq \delta_{\text{rudder}} \leq 0$$

$$0.1 \leq \delta_{\text{elevator}} \leq 0.16$$

**Pour le cas stochastique :**

$$-8.81 \cdot 10^{-3} \leq \delta_{\text{aileron}} \leq 3.024 \cdot 10^{-3}$$

$$-0.5 \leq \delta_{\text{throttle}} \leq 0.5$$

$$-5.25 \cdot 10^{-3} \leq \delta_{\text{rudder}} \leq 1.85 \cdot 10^{-3}$$

$$-0.5 \leq \delta_{\text{elevator}} \leq 0.5$$

**Conclusion :**

D'après les résultats de simulation, on peut dire qu'on est arrivé à obtenir la stabilité de la vitesse et de l'altitude en utilisant le régulateur PID, ce qui prouve l'efficacité de ce dernier.



# **Conclusion générale**

## Conclusion Générale

---

L'objectif principal de ce mémoire est de pouvoir surmonter les difficultés qui limitent l'utilisation de l'Aerosonde 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.

Les approches exposées dans les trois chapitres peuvent se résumer dans ce qui suit :

- La présentation des caractéristiques de l'Aerosonde et les équations qui décrivent sa dynamique longitudinale.
- Après avoir donné quelques rappels sur la régulation, une stratégie de commande basée sur un régulateur PID a été élaborée pour la stabilisation de la vitesse et l'altitude.
- .Les résultats de simulation et leurs interprétations sont donnés.



**Références  
bibliographiques**

### **References bibliographiques:**

[1]: Mclean D. Automatic Flight Control Systems / D. Mclean – Englewood: Prentice Hall Inc, 1990. – 593 p.

[2]: PROUVOST Patrick, « Instrumentation et régulation en 30 Fiches », Edition DUNOD, 2010, p 156

[3]: René PRIGENT, Mathieu AUCLERC, « Régulation et automatisme des systèmes frigorifiques 2<sup>ème</sup> Edition », Edition DUNOD, 2013, p 207.

[4]: morari m.and zafirioue. << Robust process control>>, Englewood cliffs: prentice-hall, 1991. Page 38

[5] :j.m.flaus, <<la régulation industrielle: régulateur pid, prédictifs et flou>>.édition hermes, paris, 19, page94.