

**République Algérienne Démocratique et Populaire**  
**Ministère de L'enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique**  
**Université Mouloud MAMMARI de Tizi-Ouzou**



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

**MEMOIRE DE FIN D'ETUDES**  
**DE MASTER ACADEMIQUE**

**Spécialité :Automatique**

**Présenté par :**

**AID Sofiane**

**TAMALOUS Sofiane**

Mémoire dirigé par M TOUAT MOHAND.ACHOUR

Thème

**Conception d'une loi de commande basée sur**  
**régulateur PID**

**(Appliquée au modèle non linéaire d'un drone)**

Mémoire soutenu publiquement le 26/10/2014 devant le jury composé de :

- **M.B.SALHI**
- **M.A.HAMACHE**
- **M.A.TOUAT**

# **Remerciements**

**Grande est notre joie à l'arrivée de ce jour, c'est marquant et significatif dans notre vie. GLOIRE A DIEU.**

**Ce jour ou nous arrivons au terme de nos années d'étude. Des années que nous avons passées avec tant d'enthousiasme et de persévérance.**

**Nous tenons à remercier notre promoteur M. « M.A. TOUAT » qui a accepté de nous encadrer et pour toute l'aide qu'il nous a apporté.**

**Nous remercions également les membres de jury qui nous ont fait honneur d'examiner notre travail.**

**Notre gratitude s'adresse aussi à toute personne proche ou lointaine ayant participé à la réalisation de ce présent projet.**

***SOFIANE ET SOFIANE***

# SOMMAIRE

<b>Introduction</b> .....	01
<b>Chapitre I : La dynamique de vol du drone</b> .....	03
1. Brève description du drone considéré et les particularités de sa mission du vol .....	04
1.1. Caractéristiques du drone Aerosonde Mark 3 .....	05
2. Système de guidance, de navigation et de control (GNSC) .....	08
3. Modèles mathématiques du drone et les perturbations atmosphériques .....	09
4. Position du problème.....	15
5. Conclusion.....	16
<b>Chapitre II : Synthèse des paramètres du régulateur PID</b> .....	17
1. Introduction .....	18
2. Description du régulateur PID.....	19
2.1.Le régulateur PID .....	19
3. Contrôle par PID .....	19
4. Calcul des coefficients .....	21
4.1.Approche par la modélisation : .....	21
4.2.Approche expérimentale .....	21
4.2.1. Approche de Ziegler-Nichols pour les systèmes en boucle fermée (déjà régulés) ....	22
5. Méthode d'identification .....	23
5.1.Méthode de Broida .....	23
6. Conclusion.....	26
7. Régulation multi boucle de la dynamique du vol.....	27
7.1.Autopilote d'un drone .....	27
7.1.1. La boucle interne .....	27
7.1.2. La boucle externe .....	28
<b>Chapitre III : Résultats de simulation</b> .....	29
1. Introduction : .....	30
2. Schéma bloc de Simulink : .....	30
3. Résultats de simulations et interprétations .....	31
4. Conclusion .....	34
<b>Conclusion générale</b> .....	35
<b>Bibliographie</b>	

## Introduction générale

---

Les drones, véhicules volants sans pilote, apparurent principalement à des fins militaires, ils furent ensuite employés pour des missions de reconnaissance dans les années 1960. Leur utilisation pour des missions de surveillance s'est ensuite répandue. Depuis, de nombreux drones ont été développés, et leur usage à des fins civiles a également débuté. Les drones ont connu un véritable essor grâce à la nouvelle technologie, comme la navigation par satellites et les microprocesseurs informatiques.

Selon leur nature on distingue plusieurs classes :

- 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.

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

Le drone est assigné à être autonome tout au long de son vol et à exécuter sa mission, mais le plus grand problème, réside dans la complexité de son modèle non linéaire et la présence de perturbations atmosphériques qui rendent difficile le contrôle de son mouvement et la difficulté d'exécution de sa mission. A cet égard, le maintien d'une altitude et vitesse stable, sera étudiée tout au long de ce mémoire, organisé comme suit :

Le premier chapitre consiste en une brève présentation des caractéristiques du drone Aérosonde Mark 3 et en développement du modèle non linéaire des drones. Deux modèles de turbulences atmosphériques seront présentés à savoir le modèle de Von Karman et le filtre de Dryden.

## Introduction générale

---

Dans le deuxième chapitre on s'intéressera à la régulation par PID ainsi on parlera de la méthode de Ziegler et Nichols et de la méthode de Broida. On étudiera la régulation multi-boucle de la dynamique du vol d'un drone.

Dans le troisième chapitre, on finira avec l'exposition des résultats de simulation ainsi que leurs interprétations.

Nous terminerons par une conclusion générale.

Ce chapitre présente le drone considéré « Aerosonde Mark 3 ». Dont nous décrivons ces caractéristiques globales, ce qui lui a donné la liberté d'élargir son domaine d'utilisation, vu qu'à l'origine il est conçu pour l'étude des phénomènes météorologiques. En outre, dans ce chapitre nous présenterons les équations qui décrivent sa dynamique du vol, ainsi que les modèles de turbulences atmosphériques.

### **Brève description du drone considéré et les particularités de sa mission du vol**

Comme mentionné dans l'introduction, 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 [1-3].

Par la suite, Ce drone a entrepris plusieurs missions, qui ont tiré l'attention des chercheurs à son développement et à étendre sa zone d'intervention à la surveillance et la reconnaissance. Par conséquent, de nombreux pays ont accordé une attention à l'Aerosonde pour son utilisation dans d'autres tâches relatives à ses spécificités. L'originalité de ce drone donne plus de perspective de son éventuelle utilisation en Algérie en matière de surveillance des frontières et des transports de gazoducs. Son modèle est donné par la figure (1.1) suivante :



**Fig. 1.1.** Drone Aerosonde

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

### **1.1. Caractéristiques du drone Aerosonde Mark 3**

La configuration de base de l'Aerosonde est comme un "pousseur", avec un moteur à l'arrière. Cette conception présente quelques limitations aéronautiques, mais elle a le grand avantage de permettre aux instruments de rester propres, sans crainte de contamination par la chaleur du moteur et de l'échappement. Le tableau (1.1) suivant résume les caractéristiques de l'Aerosonde Mark 3. Le véhicule est autonome et facile à programmer afin d'exécuter des missions souhaitées pour l'utilisateur final. L'Aerosonde fonctionne dans un mode complètement robotisé avec une commande exercée par des opérateurs locaux ou d'un centre qui peut être à plusieurs milliers de kilomètres. Le drone a été testé et a mené des opérations dans une variété des conditions météorologiques.

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

**Tableau 1.1.**Caractéristiques du l'Aerosonde Mark 3 [3]

➤ **Fuselage**

Le fuselage se compose d'une structure composite creuse d'un longeron du carbone conçu pour supporter des charges allant de 1 à 5 kg. La vérification de la conception comprend: des tests d'atterrissage, des chocs, des tests de charge alaire, tests de rigidité et des essais en vol.

➤ **Avionique**

L'avionique se compose de :

- Un ordinateur du vol principal, un ordinateur utilisé pour les mesures météorologiques (processeurs 2xTT8) et d'autres capteurs spécialisés.
- Un GPS pour la navigation point de route (waypoint) et les mesures de vitesse du vent.
- Gyromètres piézoélectriques pour la stabilisation et la navigation.
- Capteurs de données d'air pour la mesure de l'altitude.

Plus de détails sur l'Aerosonde Mark 3 sont donnés dans ce qui suit:

➤ **Communications**

Les communications entre le drone et la station au sol sont réalisées par la radio UHF (des distances allant jusqu'à 150 km) et via le satellite Iridium Low Earth Orbite (LEO).

➤ **Moteur**

Le drone dispose d'un moteur d'avion de modèle réduit ENYA modifié pour être utilisé par le drone. Les contraintes d'exploitation comprennent la capacité de voler à une altitude maximale de 20.000 pieds, la capacité de fonctionner entre -40 et 60 ° C (température ambiante) et une autonomie supérieure à 30 heures.

➤ **Système de lancement**

Le système de lancement se compose d'un ensemble de support, qui est monté sur les barres du toit d'un véhicule. L'Aerosonde est placé dans le support et fixé avec une bride de déclenchement rapide. Après vérification fonctionnelle de l'avionique et des surfaces de commande, le moteur démarre. Une fois que la direction du vent en cours a été mise en place le véhicule accélère jusqu'à 80 km / h. à ce moment, le drone est sorti et commence à monter sous le contrôle d'un pilote. Le pilote fait des manœuvres jusqu'à une altitude prédéterminée et à l'aide d'un interrupteur sur la console de pilotage. A ce point, le drone commence à exécuter le plan sauvegardé de la mission. Le contact télémétrique est maintenu tout au long de cette procédure.

➤ **Station de contrôle au sol**

La station de contrôle au sol sert au le lancement primaire, la récupération des informations sur la mission de l'Aerosonde, comme elle sert aussi à la commande et au changement de la trajectoire pendant le vol. La station de contrôle est un système compact et

mobile, qui a été déployé avec succès dans des localités éloignées à travers le monde. Il comporte les éléments suivants:

- La planification des missions et système de contrôle ;
- Système de lancement ;
- Éléments d'appui.

Le noyau de la planification des missions et le système de contrôle contient un ordinateur MUX connecté à un modem radio UHF de transmission égale à 9600 bauds. L'ordinateur MUX supporte une interface fournissant un canal de télémétrie bidirectionnel à 2400 Bps pour trois drones en fonctionnement simultané sur le même canal. Le modem radio fonctionne dans la bande 402-417 MHz. Connecté à des ordinateurs de télémétrie. La station peut soutenir une commande simultanée et commander jusqu'à trois drones. En fonction de la mission et le niveau d'intégration de la charge utile, elle peut également contrôler la fonction de la charge utile. Alternativement, un canal de communication séparé aide le drone à supporter la liaison des données de charge utile complexe. En configuration standard, la planification de la mission et le système de contrôle peuvent être déployés avec succès dans l'arrière d'une camionnette.

## 2. Système de guidage, de navigation et de control (GNSC)

La structure typique des GNSC des drones est représentée sur la Fig. 1.2, qui se compose d'un système de navigation (GPS), d'une unité de mesure inertielle (UMI) et d'un ordinateur principal.

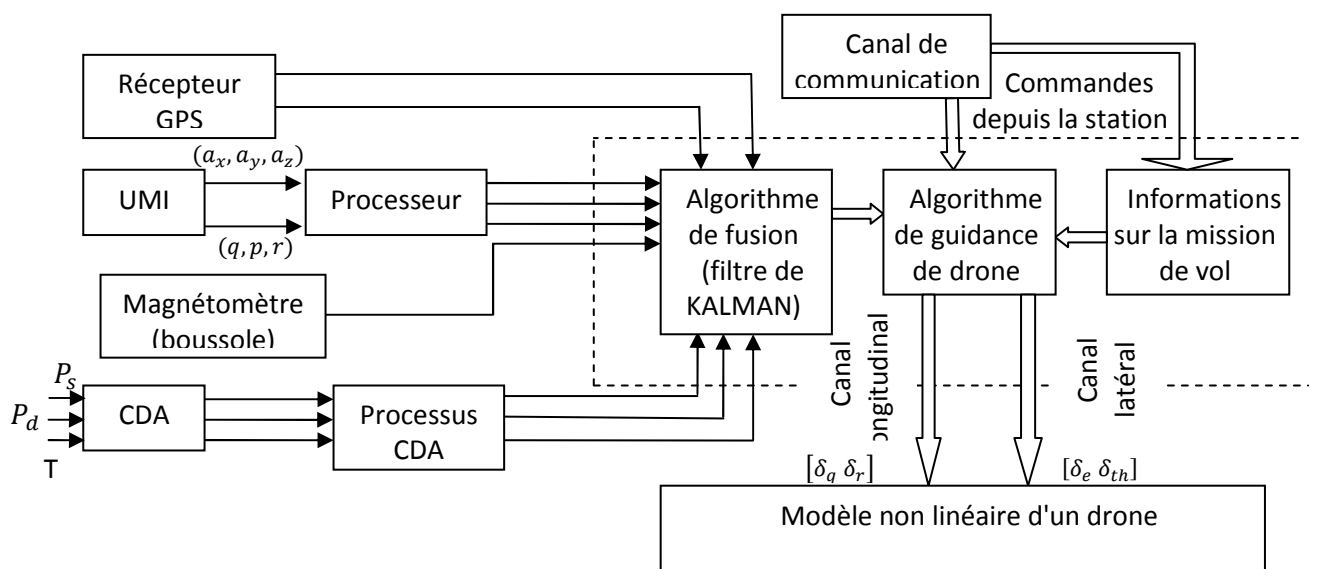


Fig. 1.2 Schéma de guidage, navigation et système de contrôle des drones.

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 ( $A_x, A_y, A_z$ ). 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  $\theta$ , angle d'inclinaison  $\phi$  et l'angle du cap  $\psi$  déterminé par le processeur), un magnétomètre est utilisé.

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

Dans le bloc d'information de la mission du vol représenté sur la **figure 1.2** 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.

### 3. Modèles mathématiques du drone et les perturbations atmosphériques

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 1.2 à 1.3 respectivement), elles sont réarrangées dans une configuration d'espace d'états non-linéaire, 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 [7].

Les vitesses linéaires peuvent être décrites par la combinaison de la vitesse réelle, l'angle d'attaque et l'angle de dérapage du drone.

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

$$\begin{aligned} X &= F(X, U, d, t) \\ Y &= C X \end{aligned} \quad (1.1)$$

Où :

$F$  Est un champ de vecteurs multi variables

$$X = [V \ \alpha \ \beta \ p \ q \ r \ \psi \ \theta \ \phi \ h]^T$$

$V = [u \ v \ w]^T$  Contient les composantes de la vitesse du drone

$u$  - Composante horizontale,  $v$  - composante latérale et  $w$  -composante verticale.

$\alpha$  - Angle d'attaque (angle of attack).

$\beta$  - Angle de dérapage (sidslip).

$p$  - Taux du roulis (Roll Rate).

$q$  - Taux du tangage (Pitch Rate).

$r$  - Taux du lacet (Yaw Rate).

$\psi$  - Angle du cap (heading Angle).

$\theta$  - Angle du tangage (pitch angle).

$\phi$  -Angle d'inclinaison (bank angle).

$U = [\delta_e \ \delta_{th}]^T$  est le vecteur de commande où  $\delta_e$  est la déflexion des gouvernes de profondeur,  $\delta_{th}$  est l'accélérateur du moteur.

L'équation (1.1) est donnée dans ce qui suit en vu de commander le mouvement de drone. Pour cette raison, nous considérons l'équation des forces et des moments qui affectent le drone pendant son vol:

➤ **Equations de la force**

$$\begin{aligned}
 X(U, x, d) &= mg \sin \theta + m(\dot{u} + qw - rv) \\
 Y(U, x, d) &= -mg \cos \theta \sin \varphi + m(\dot{v} + ru - pw) \\
 Z(U, x, d) &= -mg \cos \theta \cos \varphi + m(\dot{w} + pv - qu)
 \end{aligned} \tag{1.2}$$

Les composantes de la force sont  $X = (U, x, d)$ ,  $Y = (U, x, d)$ ,  $Z = (U, x, d)$  les équations ci-dessus sont dues à des forces aérodynamiques et à des forces propulsives.

➤ **Equations des moments**

$$\begin{aligned}
 L(U, x, d) &= I_{xx} \dot{p} - (I_{yy} - I_{zz})qr - I_{yz}(q^2 - r^2) - I_{zx}(\dot{r} + pq) - I_{xy}(\dot{q} - rp) \\
 M(U, x, d) &= I_{yy} \dot{q} - (I_{zz} - I_{xx})rp - I_{zx}(r^2 - p^2) - I_{xy}(\dot{p} + qr) - I_{yz}(\dot{r} - pq) \\
 N(U, x, d) &= I_{zz} \dot{r} - (I_{xx} - I_{yy})pq - I_{xy}(p^2 - q^2) - I_{yz}(\dot{q} + rp) - I_{zx}(\dot{p} - qr)
 \end{aligned} \tag{1.3}$$

Les composantes des moments sont:  $L(U, x, d)$ ,  $M(U, x, d)$  et  $N(U, x, d)$ , les équations (1.3) 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.

➤ **Equations associées au changement d'attitude du drone (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  $\psi$ , du tangage d'un angle  $\theta$  et du roulis d'un angle  $\varphi$ , respectivement. Les équations qui expriment ces angles sont données comme suit :

$$\begin{cases}
 \dot{\theta} = q \cos \varphi - r \sin \varphi \\
 \dot{\psi} = q \sin \varphi \sec \theta + r \cos \varphi \sec \theta \\
 \dot{\varphi} = p + q \sin \varphi \tan \theta + r \cos \varphi \tan \theta
 \end{cases} \tag{1.4}$$

➤ **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:

$$\dot{x}_e = u \cos \psi \cos \theta + v(\sin \psi \cos \varphi + \cos \psi \sin \theta \sin \varphi) + w(\sin \psi \sin \varphi + \cos \psi \sin \theta \cos \varphi) \dots \tag{1.5}$$

- Selon l'axe Y :

$$\dot{y}_e = u \sin \psi \cos \theta + v(\cos \psi \cos \phi + \sin \psi \sin \theta \sin \phi) + w(-\cos \psi \sin \phi + \sin \theta \cos \phi) \dots (1.6)$$

- Selon l'axe Z (altitude  $h=-z$ )

$$\dot{h} = u \sin \theta - (v \sin \phi + w \cos \phi) \cos \theta \dots (1.7)$$

Dans les équations précédentes, les forces externes et les moments autour du centre de gravité restent à déterminer. Elles sont tirées des forces et moments aérodynamiques et de forces propulsives.

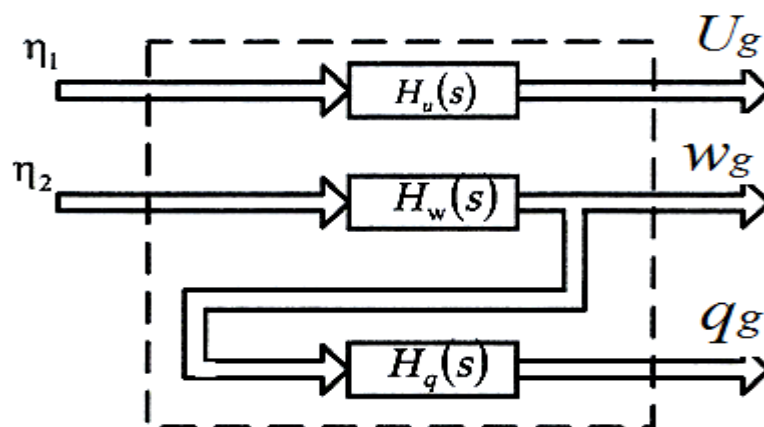
Dans les équations (1,5), (1,6) et (1.7) les hypothèses suivantes sont faites.

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

➤ **Perturbations atmosphériques**

Les rafales du vent sont rencontrées dans les missions du vol et durant les phases, finale (atterrissage) et initiale (la montée). Il existe différentes méthodes de modélisation des rafales du vent. Dans Aerosim bloc-ensemble [5] les rafales du vent exercent une influence sur les vitesses et les accélérations angulaires du tangage et du lacet. Dans la même référence le modèle de turbulence atmosphérique utilisé dans la simulation est représenté par le modèle des perturbations sur la **Fig. 1.4**:

**a. Composantes des turbulences longitudinales :**



**Fig. 1.4.** Les composantes des turbulences atmosphériques longitudinales

Les fonctions de transfert correspondantes à ce schéma bloc sont données par (1.8),(1.9) et (1.10).

Les entrées du filtre de Dryden sont des bruits blancs correspondant aux rafales du vent longitudinales  $\eta_1$  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 ( $q_g$ ).

$$H_u(s) = \frac{\sigma_u \sqrt{\frac{2L_u}{\pi V}} (1 + 0.25 (L_u/V)s)}{1 + 1.357 \frac{L_u}{V} s + 0.1987 (L_u/V)^2 s^2} \quad (1.8)$$

$$H_w(s) = \frac{\sigma_w \sqrt{\frac{1L_w}{\pi V}} \left( 1 + 2.7478 (L_w/V)s + 0.3398 \left( \frac{L_w}{V} \right)^2 s^2 \right)}{1 + 2.9958 (L_w/V)s + 1.9754 \left( \frac{L_w}{V} \right)^2 s^2 + 0.1539 (L_w/V)^3 s^3} \quad (1.9)$$

$$H_q(s) = \frac{\frac{s}{V}}{\left( 1 + \left( \frac{4b}{\pi V} \right) s \right)} H_w(s) \quad (1.10)$$

Les

Longueurs d'échelle de turbulence  $L_u$ ,  $L_w$  et d'intensités  $\sigma_u$ ,  $\sigma_w$  sont en fonctions d'altitude définies dans les équations (1.11) et (1.12).

$$\begin{cases} L_w = h \\ L_u = \frac{h}{(0.177 + 0.000823.h)^{1.2}} \end{cases} \quad (1.11)$$

Selon la même référence, si un drone vole en turbulence modérée les intensités de turbulence sont représentées comme suit :

$$\begin{cases} \sigma_w = 0.1 w_{20} \\ \frac{\sigma_u}{\sigma_w} = \frac{1}{(0.177 + 0.000823.h)^{0.4}} \end{cases} \quad (1.12)$$

Où  $w_{20}$  est la vitesse du vent dans la turbulence modérée à 20 pieds.

➤ **Modèle de Dryden**

Comme l'ordre des fonctions de transfert représentant le modèle de Von Karman (1.8), (1.9) et (1.10) est élevé, il serait difficile de concevoir une loi de commande simple, surtout en utilisant un filtre de Kalman. Pour cette raison, lors de la synthèse de la loi de commande, on utilisera un modèle de turbulence plus simple appelé modèle de Dryden qui est donné dans le modèle d'état suivant :

$$A_{dr} \begin{bmatrix} -1/\lambda_u & 0 & 0 \\ 0 & -1/\lambda_w & 0 \\ 0 & -K_u/\lambda_q^2 & -1/\lambda_q \end{bmatrix} B_{dr} \begin{bmatrix} K_u/\lambda_u & 0 \\ 0 & K_w/\lambda_w \\ 0 & 0 \end{bmatrix}; C_{dr} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & K_q/\lambda_q & -1/\lambda_q \end{bmatrix}; D_{dr} \mathbf{0}_{3 \times 2}$$

Avec :

$$K_u = \sigma_u \sqrt{(2L_u/\pi V)},$$

$$\lambda_u = L_u/V,$$

$$K_w = 2.2,$$

$$\lambda_w = 0.6,$$

$$K_q = 1/v,$$

$$\lambda_q = 4b/\pi V.$$

Où :

$b$  : est l'envergure de l'aile de l'Aerosonde  $b=2.9\text{m}$ .

$L_u$  : est la longueur horizontale de turbulence.

$\sigma_u$  : est l'intensité de turbulence.

Les mêmes paramètres sont définis pour les différents modèles avec différentes vitesses. Afin de prouver l'efficacité de la loi de commande conçue relativement aux perturbations non structurées.

**4. Position du problème**

Comme un drone a de multiples raisons de quitter la trajectoire prévue il faut donc un mécanisme très rapide et efficace pour corriger les écarts par rapport a celle ci et ce mécanisme désiré est un régulateur bien adaptée qui assure les performances désirées.

Étant donné que ces véhicules sont utilisés pour plusieurs missions (civiles et militaires) dans les différentes conditions atmosphériques, donc la conception d'un régulateur qui stabiliserait et qui assurerait la sécurité de la mission est l'une des propriétés recherchées.

Dans ce projet nous allons concevoir une loi de commande basée sur le régulateur PID (appliqué au modèle non linéaire d'un drone).

**Conclusion :**

Pour le présent chapitre, les conclusions suivantes peuvent être faites :

La structure interne du drone Aerosonde est donnée avec ses différentes composantes et son utilisation dans les missions réelles. Le modèle mathématique non linéaire du drone est présenté en bref.

Les deux modèles de turbulence sont donnés à savoir celui de Von Karman et le filtre de Dryden. Il est conclu que le filtre de Dryden est plus simple que le modèle de Von Karman, cela est prouvé par les fonctions de transfert données dans ce chapitre.

## 1. Introduction

Les régulateurs PID répondent à plus du 90% des besoins industriels et le nombre de régulateurs installés dans une usine pétrolière, par exemple, se compte par milliers. Malheureusement, malgré l'expérience acquise au fil des ans, les valeurs choisies pour les paramètres P, I et D ne sont pas toujours satisfaisantes, ni adaptées au processus à régler.

L'histoire des régulateurs est déjà longue et il peut être intéressant de rappeler quelques étapes importantes. Les premiers régulateurs de type centrifuge apparaissent vers 1750 pour régler la vitesse des moulins à vent, suivi en 1788 du fameux contrôleur de vitesse d'une machine à vapeur de James Watt.

En 1942, Ziegler et Nichols [8] ont proposé deux démarches permettant de trouver facilement les paramètres optimums pour une installation donnée. Au fil des ans, les propositions de Ziegler et Nichols ont été adaptées ou modifiées selon les besoins.

En 1963, Horowitz [9] a ajouté un degré de liberté supplémentaire au régulateur PID afin de mieux contrôler les dépassements obtenus lors d'une réponse indicielle. Ce nouveau degré de liberté consiste, en particulier, à ne réinjecter vers le terme proportionnel qu'une partie du signal de sortie.

Au début des années 1990 et dans le but de fournir des règles d'ajustement simples mais plus performantes que celles de Ziegler-Nichols, Aström [10] et ses collaborateurs ont analysé le comportement dynamique d'un grand nombre de processus. Cette analyse a conduit à l'établissement de tableaux servant aux calculs des paramètres P, I et D à partir de mesures simples.

Dans ce chapitre, on présentera le régulateur PID avant de passer en revue les méthodes de synthèse (Ziegler, Nichols et Broida). On finira par l'étude de la régulation multi boucle.

## 2. Description du régulateur PID

Un **régulateur PID** ou **correcteur PID** (pour « proportionnel intégral dérivé ») est un organe de contrôle permettant d'effectuer une régulation en boucle fermée d'une grandeur physique d'un système industriel ou « procédé ». C'est le régulateur le plus utilisé dans l'industrie, et il permet de régler un grand nombre de grandeurs physiques.

Un régulateur PID remplit essentiellement trois fonctions :

1. Il fournit un signal de commande  $u(t)$  en tenant compte de l'évolution du signal de sortie  $y(t)$  par rapport à la consigne  $w(t)$ .
2. Il élimine l'erreur statique grâce au terme intégrateur.
3. Il anticipe les variations de la sortie grâce au terme dérivateur.

### 2.1. Le régulateur PID

Le régulateur PID classique relie directement le signal de commande  $u(t)$  au signal d'écart  $e(t)$ . Sa description temporelle est la suivante :

$$u(t) = Kp \left( e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(t) dt + T_d \frac{de(t)}{dt} \right) \dots \dots \dots (1)$$

avec l'écart défini comme suit :

$$e(t) = w(t) - y(t) \dots \dots \dots (2)$$

Cette combinaison des termes P, I et D est aussi désignée sous le nom de forme parallèle ou non-interactive.

## 3. Contrôle par PID

### P, Proportionnel

Dans le cas d'un contrôle proportionnel, l'erreur est virtuellement amplifiée d'un certain gain constant qu'il conviendra de déterminer en fonction du système.

L'idée étant d'augmenter l'effet de l'erreur sur le système afin que celui-ci réagisse plus rapidement aux changements de consignes. Plus la valeur de  $K_p$  est grande, plus la réponse l'est aussi. En revanche, la stabilité du système s'en trouve détériorée et dans le cas d'un  $K_p$  démesuré le système peut même diverger.

Si l'on prend l'exemple d'une voiture qui dérive, la régulation proportionnelle consiste à contrebraquer rapidement pour rétablir la voiture.

### **I, Intégré**

Au contrôle proportionnel, nous pouvons ajouter l'intégration de l'erreur. Dans ce cas nous obtenons une régulation PI (proportionnelle et intégré).

Pourquoi a-t-on besoin de rajouter cette fonctionnalité à notre organe de contrôle ?

Et bien, lors d'un simple contrôle proportionnel, il subsiste une erreur statique. Lorsque le système s'approche de sa consigne, l'erreur n'est plus assez grande pour faire avancer le moteur. Le terme intégral permet ainsi de compenser l'erreur statique et fournit, par conséquent, un système plus stable en régime permanent. Plus  $K_i$  est élevé, plus l'erreur statique est corrigée.

Pour reprendre l'exemple de la voiture qui dérive, le terme intégral consiste à rajouter un petit coup de contre braquage afin de se rétablir correctement.

### **D, Dérivé**

Le contrôle PI peut amener à un dépassement de la consigne, ce qui n'est pas toujours très souhaitable (exemple d'inversion de polarité dans le cas de moteurs électriques). Le terme dérivé permet de limiter cela. Lorsque le système s'approche de la consigne, ce terme freine le système en appliquant une action dans le sens opposé et permet ainsi une stabilisation plus rapide.

Toujours avec l'exemple de la voiture, le terme dérivé représente le petit contre braquage dans le sens opposé de l'ajustement pour stabiliser la voiture lorsqu'elle s'approche du point qu'elle voulait rejoindre.

#### 4. Calcul des coefficients

Nous allons désormais voir comment trouver les valeurs à attribuer aux trois coefficients ( $K_i$ ,  $K_p$ ,  $K_d$ ) de l'asservissement PID. Il existe deux façons de procéder, l'une par la modélisation, l'autre par l'expérimentation, sachant que souvent l'on complète la première à travers la deuxième. Modéliser le système consiste à déterminer par le calcul son comportement et de là déduire des valeurs plausibles pour les coefficients. L'approche par l'expérimentation signifie que l'on va utiliser une réponse réelle du système pour régler d'abord grossièrement puis finement les coefficients.

##### 4.1. Approche par la modélisation :

Le choix de procéder à la modélisation du système ou non est dicté par les contraintes inhérentes au système. Souvent la complexité des systèmes réels place la modélisation hors d'atteinte, mais dans certains cas, en chimie ou en mécanique par exemple, les règles qui régissent le système sont suffisamment simples pour que l'on puisse tenter de modéliser le système. D'autre part, il se peut que dans les cas où le système est particulièrement critique ou difficile d'accès (processus industriel lourd, système qui ne peut être mis hors service), il soit indispensable de modéliser le système afin d'avoir un jeu de coefficients suffisamment précis pour obtenir d'emblée un régulateur PID qui soit fonctionnel.

##### 4.2. Approche expérimentale

Nous présentons ici deux approches possibles pour la détermination des coefficients par expérimentation : une méthode avec l'utilisation du régulateur PID et l'autre qui ne l'utilise pas.

Nous indiquons aussi les avantages et inconvénients de ces deux méthodes.

L'existence de la deuxième méthode est justifiée par le fait que dans certains régulateurs matériels, les valeurs des coefficients ne sont pas modifiables, c'est le cas si par exemple le régulateur est un circuit électronique et que les coefficients sont déterminés par les composants (résistors, condensateurs).

### 4.2.1. Approche de Ziegler-Nichols pour les systèmes en boucle fermée (déjà réglés)

Principe : Amener le système dans un état d'oscillations puis en déduire les valeurs des coefficients.

Protocole : Fixer  $K_i$  et  $K_d$  à 0 puis faire varier  $K_p$  jusqu'à obtenir des oscillations périodiques stables, c'est à dire non amorties et non amplifiées.

#### a) Méthodes de Ziegler et Nichols (ZN)

En 1942, Ziegler et Nichols [8] ont proposé deux approches heuristiques basées sur leur expérience et quelques simulations pour ajuster rapidement les paramètres des régulateurs P, PI et PID. La première méthode nécessite l'enregistrement de la réponse indicielle en boucle ouverte, alors que la deuxième demande d'amener le système bouclé à sa limite de stabilité.

#### ❖ Méthode de la réponse indicielle

Pour obtenir les paramètres du régulateur PID, il suffit d'enregistrer la réponse indicielle du processus seul (c'est-à-dire sans le régulateur), puis de tracer la tangente au point d'inflexion de la courbe. On mesure ensuite sa pente  $p$ , le retard apparent  $L$  correspondant au point d'intersection de la tangente avec l'abscisse et le gain  $K_0 = y_\infty/E$ . On peut alors calculer les coefficients du régulateur choisi à l'aide du tableau 1.

Généralement, les gains  $K_p$  proposés par Ziegler-Nichols sont trop élevés et conduisent à un dépassement supérieur à 20%. Il ne faut donc pas craindre de réduire  $K_p$  d'un facteur 2 pour obtenir une réponse satisfaisante.

Type	$K_p$	$T_i$	$T_d$
P	$1/(pLK_0) = 1/(aK_0)$		
PI	$0.9/(pLK_0) = 0.9/(aK_0)$	$3L$	
PID	$1.2/(pLK_0) = 1.2/(aK_0)$	$2L$	$0.5L$

Tab. 1: Paramètres PID obtenus à partir d'une réponse indicielle (ZNt)

#### ❖ Méthode du point critique

Cette méthode est basée sur la connaissance du point critique du processus. Expérimentalement, on boucle le processus sur un simple régulateur proportionnel dont on augmente le gain jusqu'à amener le système à osciller de manière permanente ; on se trouve ainsi à la limite de stabilité. Après avoir relevé le gain critique  $K_{cr}$  du régulateur et la période

d'oscillation  $T_{cr}$  de la réponse, on peut calculer les paramètres du régulateur choisi à l'aide du tableau 2. Ici également, les valeurs proposées conduisent à un temps de montée relativement court malheureusement assorti d'un dépassement élevé. Cette situation n'étant pas toujours satisfaisante, on peut être amené à corriger les coefficients proposés et, en particulier, à diminuer le gain  $K_p$ .

On notera que les paramètres  $T_i$  et  $T_d$  proposés par les deux méthodes de Ziegler-Nichols sont dans un rapport constant égal à 4. Le régulateur possède donc deux zéros confondus valant  $-1/(2T_d) = -2/T_i$ .

Type	$K_p$	$T_i$	$T_d$
P	$0.5K_{cr}$		
PI	$4K_{cr}$	$0.8T_{cr}$	
PID	$0.6K_{cr}$	$0.5T_{cr}$	$0.125T_{cr}$

## 5. Méthode d'identification

### 5.1. Méthode de Broïda

#### ➤ Travail en boucle ouverte

Dans le cadre du contrôle d'un système industriel, une grande importance est accordée à l'identification du processus. En effet, pour procéder à la commande d'un système réel, il est nécessaire de disposer d'un modèle mathématique qui le caractérise avec une bonne approximation mais qui doit être suffisamment simple pour faciliter son étude.

La méthode d'identification empirique de Broïda se base sur l'allure de la réponse indicielle du système en BO. En effet, dans le cas où cette réponse indicielle ressemble à l'allure de la courbe décrite en figure 2, Broïda approche le comportement du système par une fonction de transfert de la forme suivante :

$$H_{(P)} = \frac{S_{(P)}}{U_{(P)}} = \frac{K}{1 + \tau p} e^{-Tp}$$

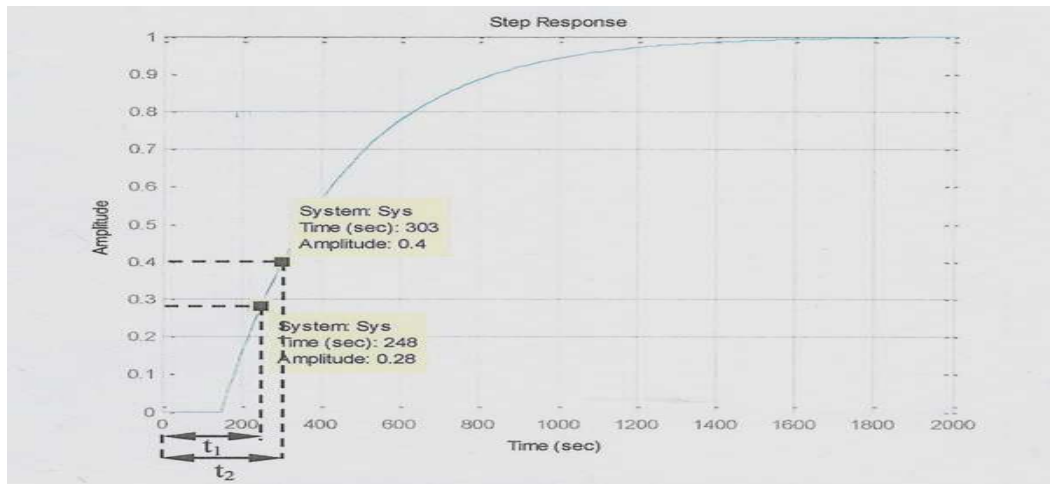


Figure 2. Exemple d'analyse de Broïda.

Pour la détermination des paramètres  $\tau$  et  $T$  caractéristiques de  $H(p)$ , la méthode utilisée par Broïda consiste à s'appuyer sur deux points caractéristiques de la réponse du système. Les points habituellement choisis correspondent respectivement aux points d'ordonnées égales à 28% et à 40% de la valeur finale de la sortie. Ce qui se traduit par :

$$\tau = \frac{t_2 - t_1}{0.4 - 0.28}$$

et

$$T = \frac{t_2 - t_1}{0.4 - 0.28} \cdot \frac{0.28}{0.4}$$

En s'appuyant sur les valeurs numériques de  $t_1$  et de  $t_2$  obtenues expérimentalement (cf. figure. 2) on obtient :

La résolution de ces deux équations donne finalement :

➤ **Travail en boucle fermée**

Parmi la multitude de régulateurs utilisés en industrie, les régulateurs PID occupent incontestablement une place prédominante. 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. Il existe alors des méthodes expérimentales pour le réglage des paramètres des PID. Une de ces méthodes est celle de Broïda, qui à partir des paramètres ( $K$ ,  $\tau$  et  $T$ ) du système identifié attribue les paramètres du PID ( $K_p$ ,  $T_i$  et  $T_d$ ) voulu selon le tableau ci-dessous.

Type de régulateur	P	PI	PID
<b>K</b>	$\frac{0.8\tau}{TK}$	$\frac{0.8\tau}{TK}$	$\frac{\tau + 0.4T}{1.2KT}$
<b>T<sub>I</sub></b>	-	$K\frac{T}{0.8}$	$K\frac{T}{0.75}$
<b>T<sub>d</sub></b>	-	-	$\frac{0.35}{K}\tau$

Tableau. 1.

La fonction de transfert d'un régulateur PID parallèle est la suivante :  $\frac{U(p)}{e(p)} = K_p + \frac{1}{T_i p} + T_d p$

La commande d'un système par un PID se résume par conséquent à : une commande proportionnelle à l'erreur (action P), on ajoute à cela une valeur moyenne des erreurs précédentes (action I), et on enlève une valeur proportionnelle à la variation de l'erreur (action D).

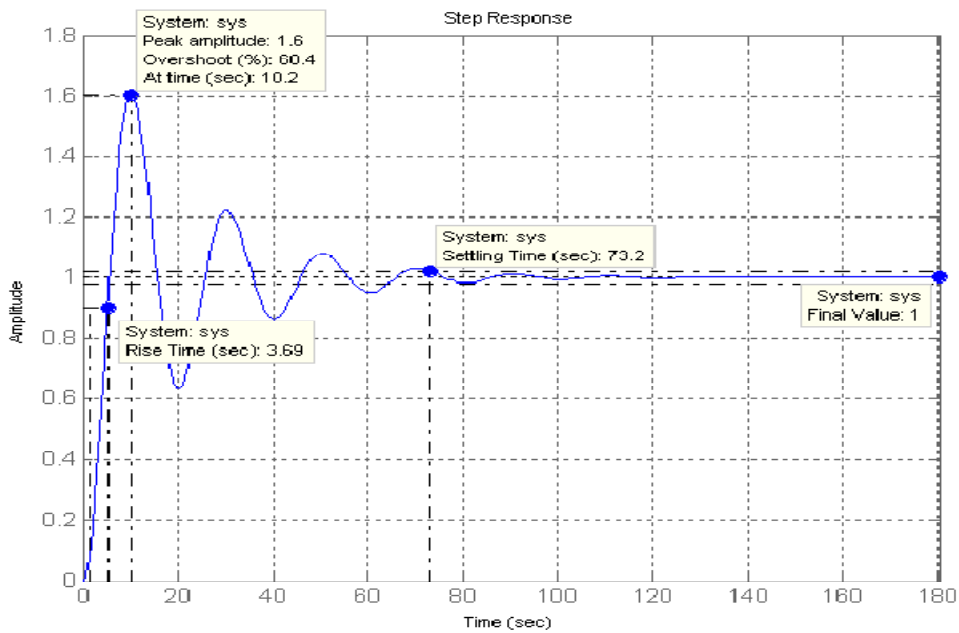


Figure. 3

**6. Conclusion**

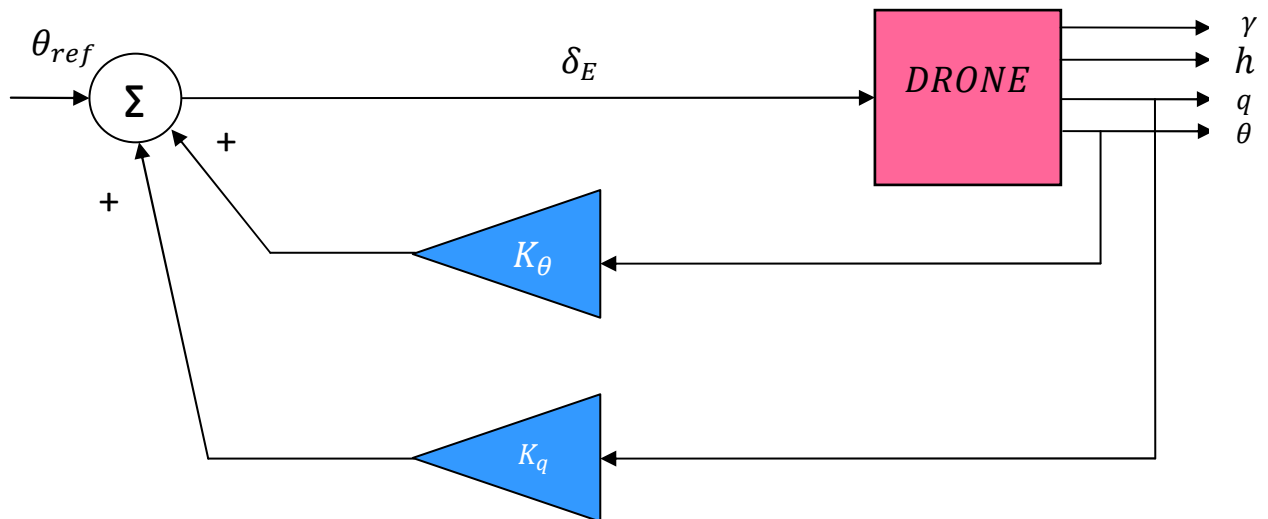
L'asservissement par PID est aujourd'hui l'un des asservissements les plus utilisés et ce pour plusieurs raisons. Premièrement, il est très simple à mettre en place et s'avère efficace pour la plupart des systèmes réels. De plus, le calcul des coefficients laisse le choix entre plusieurs méthodes de difficulté croissante. D'une part, une méthode expérimentale et très facile à mettre en place permet d'obtenir rapidement des coefficients corrects pour des systèmes ne nécessitant pas de très grandes précisions dans l'asservissement. D'autre part, des méthodes mathématiques avancées offrent des techniques pour obtenir les coefficients idéaux pour un système en particulier. Ainsi, la mise en place d'un asservissement PID peut-être à la fois rapide et efficace et permettre une optimisation des coefficients pour les systèmes les plus avancés.

## 7. Régulation multi boucle de la dynamique du vol

### 7.1. Autopilote d'un drone

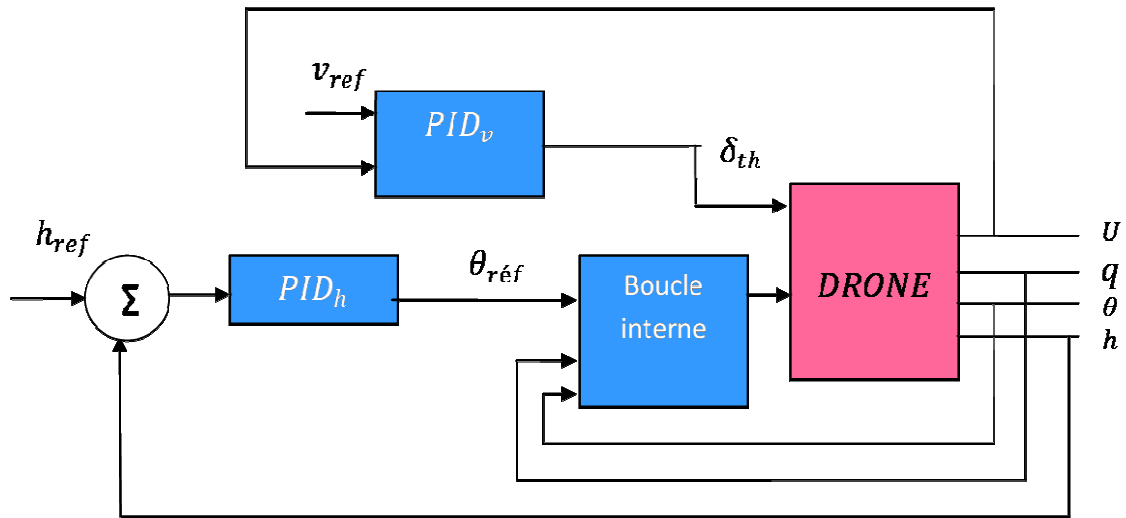
Le succès commercial d'un drone militaire ou civil est basé sur son AFCS (Automatic Flight Control System). Son rôle est de transformer un système instable en un système stable, facile à manœuvrer. Cependant, sa conception représente un grand défi qui est dû à la non linéarité du système et au fort couplage entre les forces et les moments produits par les rotors. En général, un simple AFCS est constitué de deux boucles :

#### 7.1.1. La boucle interne :



Cette boucle traite et analyse les informations en provenance de drone comme le tangage, roulis, lacet, appelé aussi dynamique rapide.

## 7.1.2. La boucle externe



Le rôle de la boucle externe est de maintenir la vitesse, l'altitude, et même de contrer le phénomène de glissement du drone "SideSlip". Pour cela elle tient compte de toutes les conditions extérieures (vitesse air, altitude, informations de navigations).



3. Résultats de simulations et interprétations

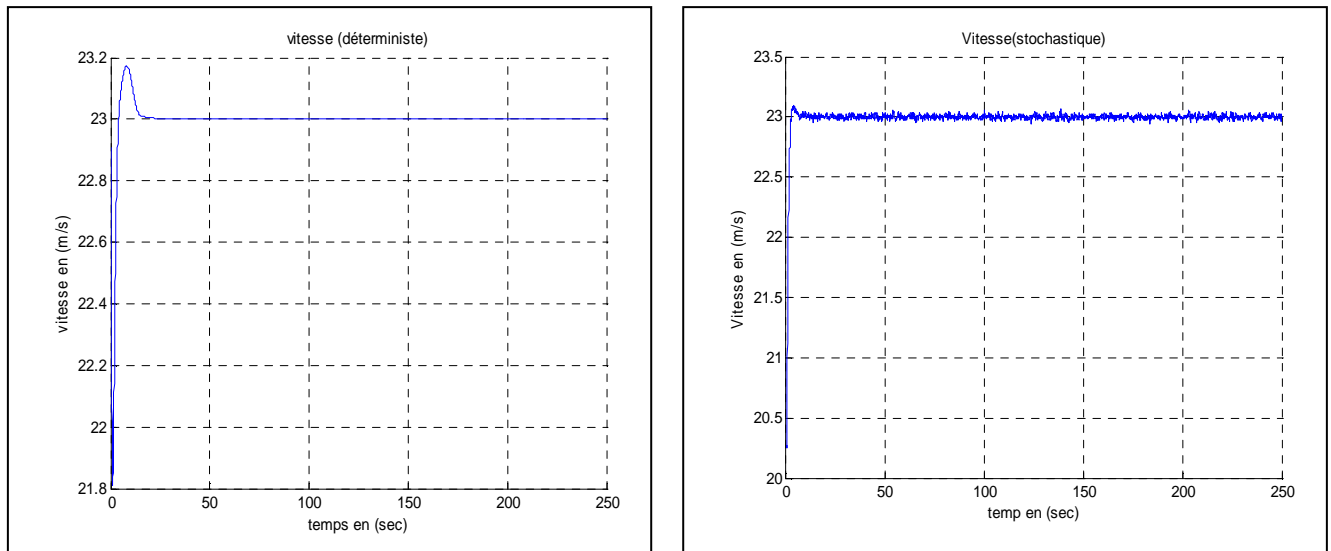


Figure 3.1 : la vitesse en fonction du temps.

Il est observé que la vitesse est maintenue dans les différentes conditions atmosphériques.

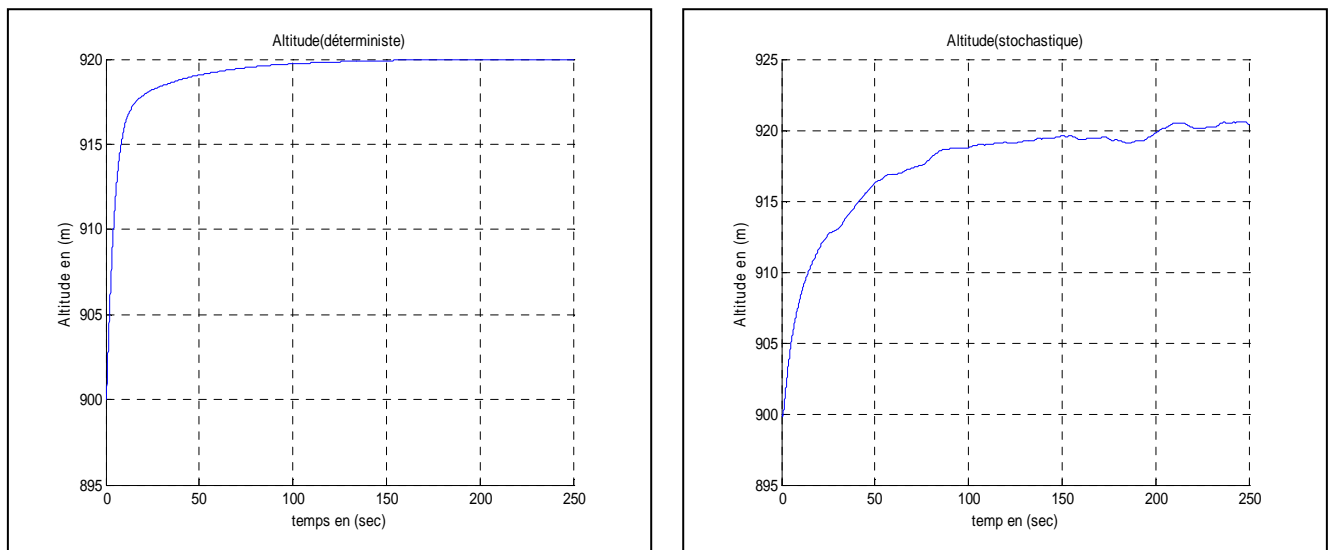


Figure 3.2 : l'altitude en fonction du temps.

Il est observé que l'altitude est maintenue dans les différentes conditions atmosphériques.

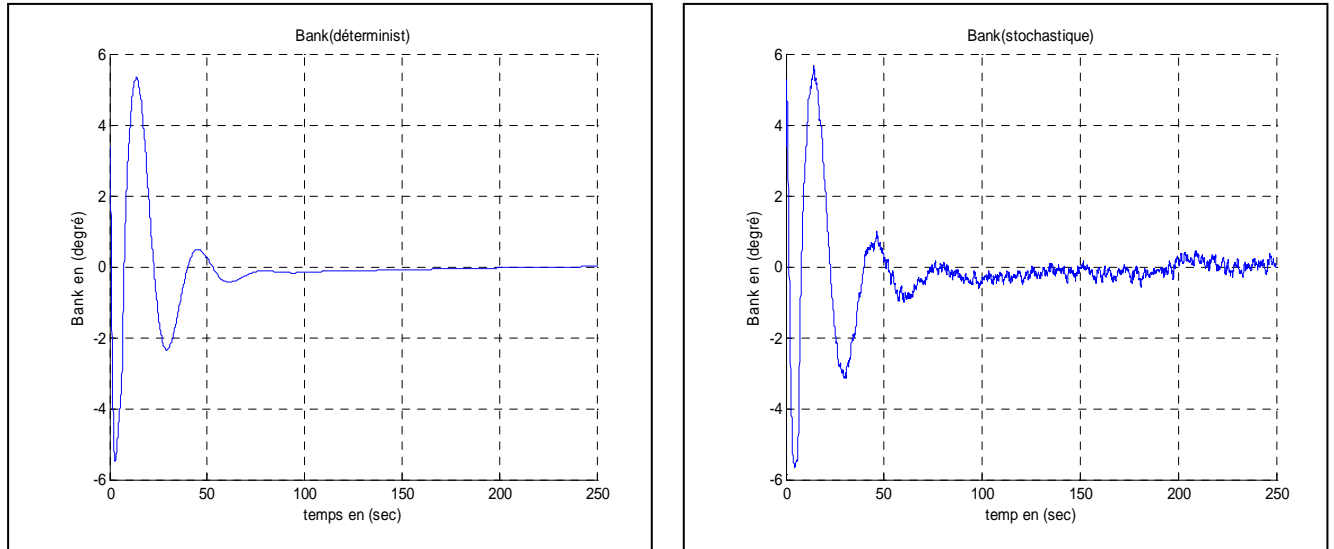


Figure 3.3 : angle d'inclinaison en fonction du temps.

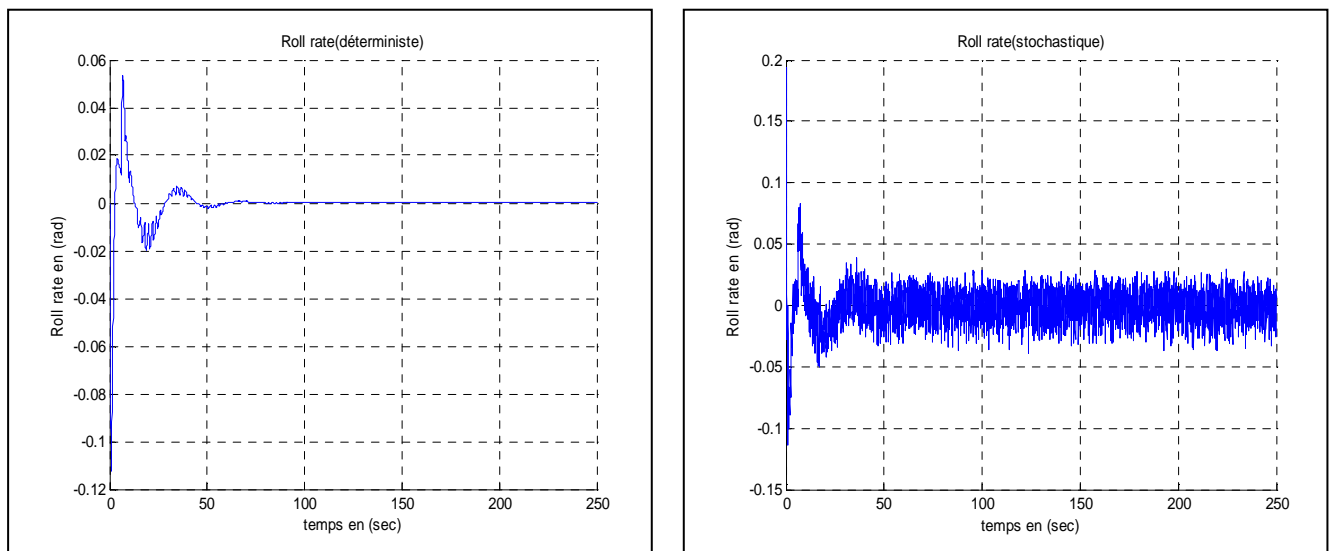


Figure 3.4 : taux du roulis en fonction du temps.

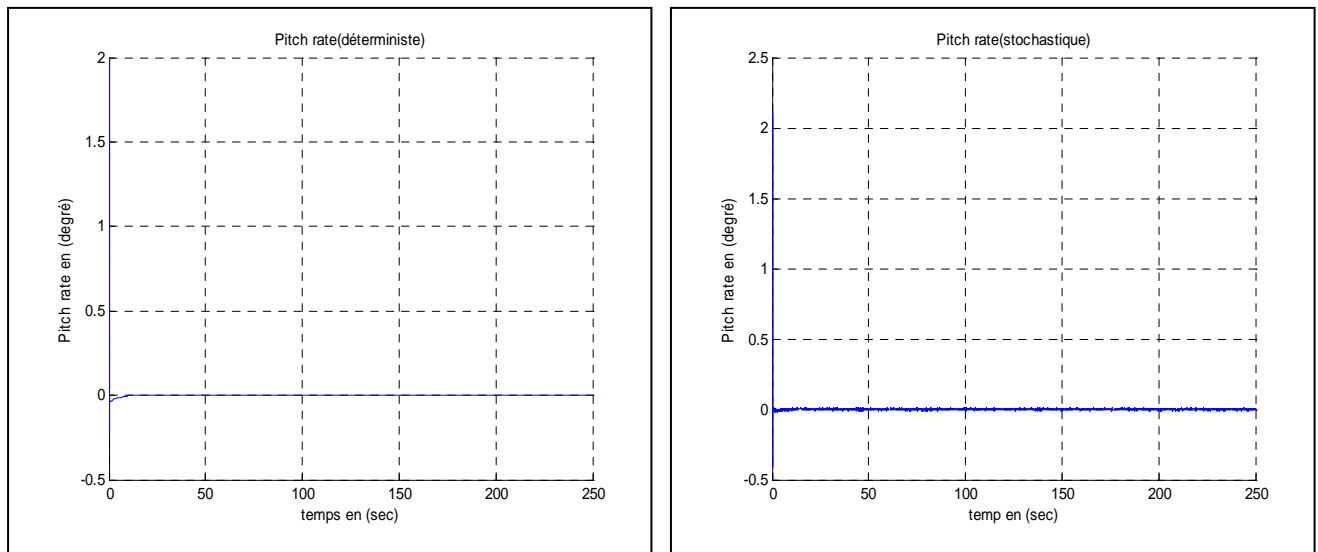


Figure 3.5 : taux du tangage en fonction du temps.

Il est observé que le taux du tangage est compris entre  $-29^\circ$  et  $29^\circ$ .

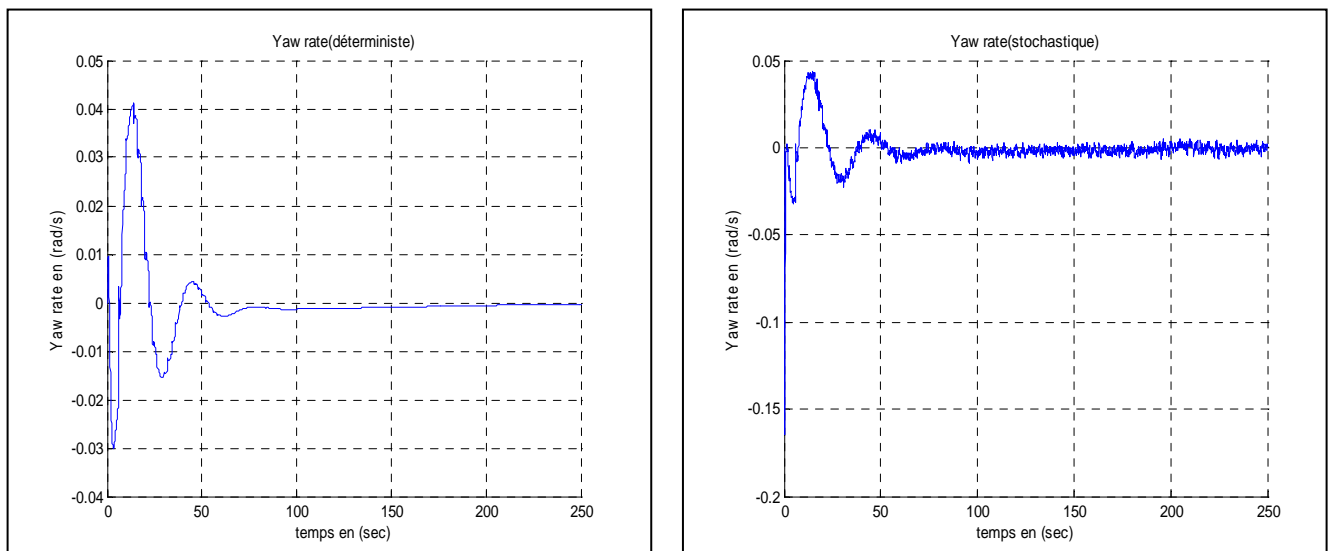


Figure 3.6 : taux du lacet en fonction du temps.

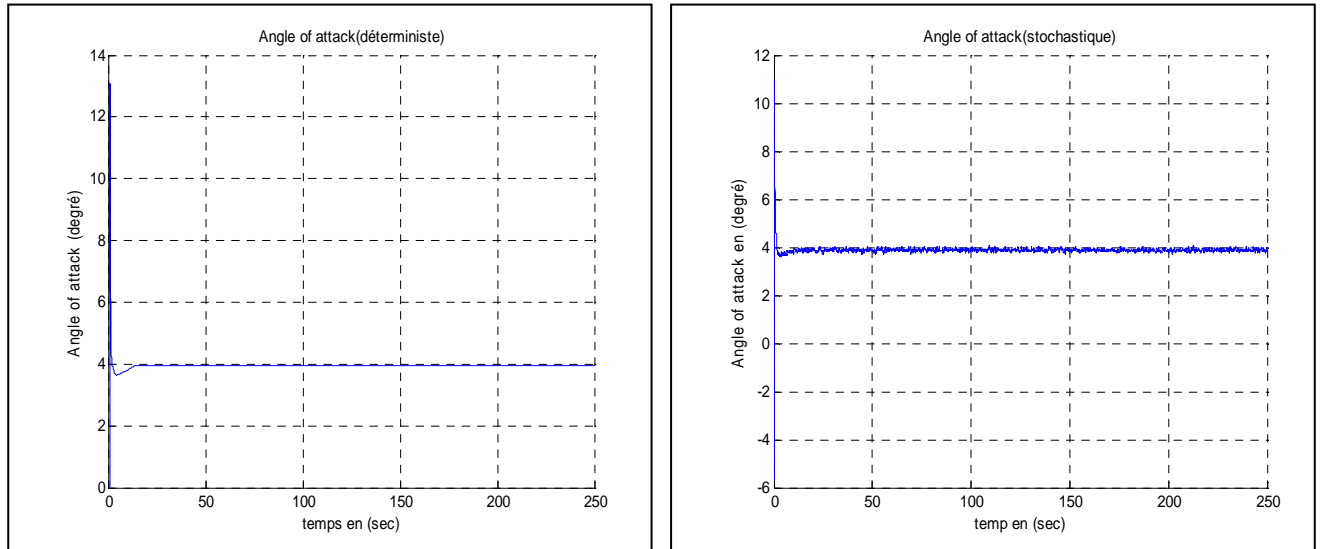


Figure 3.7 : angle d'attaque en fonction du temps.

Il est observé que l'angle d'attaque est compris entre  $-12^\circ$  et  $12^\circ$  pour éviter le décrochage.

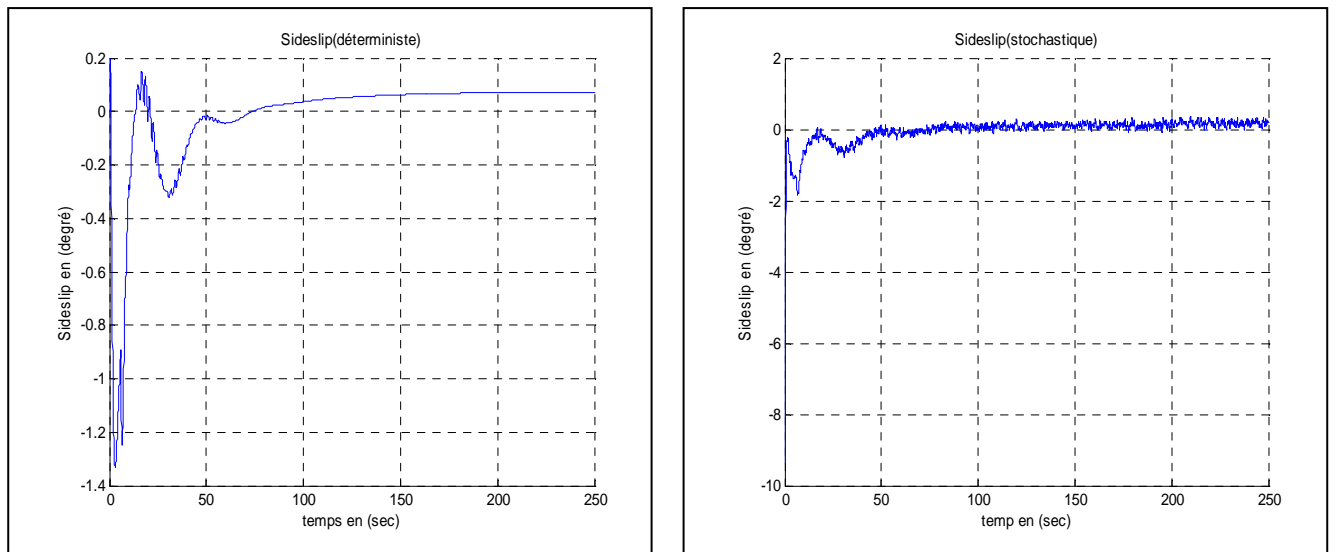


Figure 3.8 : angle de dérapage en fonction du temps.

Il est observé que l'angle de dérapage est compris entre  $-6^\circ$  et  $6^\circ$ .

**Conclusion :**

Les résultats obtenus nous ont permis de confirmer l'efficacité de la méthode utilisée pour la conception du correcteur PID en présence et en absence de perturbations atmosphériques.

### **Conclusion générale :**

La conception d'une loi de commandes pour des systèmes évoluant dans des situations aussi complexes, tel qu'un drone ; est une tâche très difficile.

Le drone est assigné à être autonome tout au long de son vol et à exécuter sa mission, mais le plus grand problème, réside dans la complexité de son modèle non linéaire et la présence de perturbations atmosphériques qui rendent difficile le contrôle de son mouvement et la difficulté d'exécution de sa mission. À cet égard, le maintien d'une attitude et vitesse stable est primordial.

La simulation a mis en évidence l'efficacité de la procédure suivie, c'est-à-dire la conception d'une loi de commandes basée sur régulateur PID appliqué au modèle non linéaire d'un drone.

## Bibliographie

- [1].Aerosonde Robotic Aircraft Web site: [www. Aerosonde.com](http://www.Aerosonde.com).
- [2].Holland G.J. Autonomius Aerosondes for Economical Atmospheric Sounding Anywhere on the Globe/G.J. Holland, T. McGeer, H.Younger//American Meteorological Society, - December 1992.-Vol. 73.-N° 12. P.1987-1998.
- [3].Holland G.J. The Aerosonde Robotic Aircraft a New parading for environmental observation/ Holland P.J. Vol. 73.-N° 12. P.May 2001.
- [4].Kimon P. Valanis : “Advances in Unmanned Aerial Vehicles” University of South Florida Tampa, Florida, USA, 2007.
- [5].Tad Mac Greer: “Laima: the first atlantic crossing by unmanned aircraft" The institut Group 401 Benging Point Way, Wachington USA 98605, 25 february 1999.
- [6].Mulac B.: “Aerosonde Mission Report” NASA Tropical Cloud Systems and Processes (TCSP) Experiment Costa-Rica , B. Mulac // Distribution : Aerosonde Internal, NASA TCSP Participants—July 2005.
- [7]. Donald McLean: “Automatique Flight Control Systems” . Prentice Hall International (UK) Ltd 66 Wood Lane End, Hemel Hempstead Hertfordshire Hp2 4RG, 1990.
- [8]. J.G. Ziegler, N.B. Nichols (1942) : \_Optimum settings for automatic controllers.\_ Trans. ASME, 64, pp. 759-768.
- [9]. I.M Horowitz (1963) : Synthesis of Feedback Systems. Acaddemic Press, New-York.
- [10].K.J. Åström, T. Hägglund (1995) : PID Controllers : Theory, Design and Tuning. Instrument Society of America, 2nd edition, ISBN 1-55617-516-7.