

---

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية  
République Algérienne démocratique et populaire

وزارة التعليم العالي و البحث العلمي  
Ministère de l'enseignement supérieur et de la recherche scientifique

جامعة سعد دحلب البلدية  
Université SAAD DAHLAB de BLIDA

كلية التكنولوجيا  
Faculté de Technologie

قسم الإلكترونيك  
Département d'Électronique



## Mémoire de Master

Mention Électronique  
Automatique

présenté par

BOUAZIZ Meriem

&

BENNANI Chahinez

---

# Etude de l'automatisme du pilote automatique d'un avion Airbus

---

Proposé par : Mr FAS Med Lamine & Mr BENHAMISSI

Année Universitaire 2016-2017

## Remerciements

---

**A NOS ENSEIGNATS :** on tient tout d'abord à remercier nos enseignants, commençant par notre encadreur Mr BENHAMISSI contrôleur d'AIRBUS à la compagnie AIR ALGERIE, Mr FAS notre promoteur, ainsi qu'à Mr BENOURED et Mme KHELIFA qui nous beaucoup aider dans ce travail sans oublier bien-sûr les membres de jury.

**A NOS FAMILLES :** Merci à nos deux familles pour leurs soutiens durant toutes nos années d'études, nos chers parents, on ne pourra jamais vous remercier assez.

**A NOS AMIS :** Merci à toute l'équipe aéronautique et automatique qui était toujours là pour nous aider et nous réconforter.

---

ملخص:

في هذا العمل المتواضع المقدم لنيل شهادة الماستر في مجال الآلية سوف نقوم بدراسة نظام الطيار الآلي لطائرة إيرباص حيث قمنا  
A330 في هذه المذكرة بدراسة نظرية مطبقين معارف الأوتوماتيك المكتسبة لشرح عمل هذا النظام.  
أخذين بعين الإعتبار مثالين اثنين و هما تغيير الإرتفاع و اتجاه الطائرة بطريقة آلية بدون تدخل الطيار.

كلمات المفاتيح: طيار آلي, إيرباص, آلية, تغيير الإرتفاع, تغيير الاتجاه.:

---

**Résumé :** Ce mémoire de fin d'étude étudie l'automatisme du système de pilotage automatique de l'avion AIRBUS A330, utilisons les connaissances acquises en automatique on va prendre comme exemples deux modes : le maintien d'altitude et le maintien de cap en vol de croisière.

**Mots clés :** Pilote automatique ; AIRBUS ; Automatisme ; maintien d'altitude ; maintien de cap.

---

**Abstract:** This end of study dissertation examines the autopilot system of an AIRBUS A330 aircraft, we illustrate our study with two examples which are altitude hold and heading hold in cruising flight according to knowledges acquired in automatic.

**Keywords:** Autopilot, AIRBUS, Automatic, Altitude hold, Cap hold.

---

# Table des matières

## Liste des figures

## Liste des tableaux

<b>Introduction générale</b>	<b>1</b>
<b>Chapitre 1 Généralités</b>	<b>2</b>
1.1 Introduction	2
1.2 Systèmes d'axes en aéronautique	2
a-Repère lié à la terre	2
b-Repère lié à l'avion	2
c-Repère lié à la vitesse	2
1.3 Matrices de passages entre les différents repères	3
a-Position du repère vitesse par rapport au repère avion	3
b-Position du repère avion par rapport au repère terrestre	4
c- Position du repère vitesse par rapport au repère terrestre	6
<b>Chapitre 2 Modélisation</b>	<b>8</b>
2.1 Introduction	8
2.2 Description physique d'un avion	8
a-Principales forces s'exerçant sur un avion	8
b- Les équations de mouvements d'un avion rigide	8
2.3 Mouvement de translation	9
2.4 Mouvement de rotation	10
2.5 Effet de gravité	11
2.6 Linéarisation des termes inertiels et gravitationnels	12
2.7 Linéarisation complète des équations de mouvements	15
a-Expansion des termes aérodynamiques	15
b-Equations du mouvement longitudinal	16

<b>Chapitre 03 Généralités sur le PA</b>	<b>18</b>
3.1 Introduction	18
3.2 Généralités sur le système de pilotage automatique	18
3.2.1 Histoire De Développement Du Pilote Automatique	18
3.2.2 Composition du premier PA	19
3.2.3 Généralités sur le Pilote Automatique	19
3.2.4 Le directeur de vol	19
3.2.5 Le pilote automatique actuel	20
3.2.6 L'évolution du pilote automatique	21
3.2.7 Le rôle du pilote automatique	22
3.3 Airbus A330-200	23
3.3.1 Historique	23
3.3.2 Le pilote automatique de l'Airbus A330-200	24
3.4 Commandes de vol	26
3.4.1 Commandes de vol primaires	26
3.4.2 Commandes de vol secondaires	26
3.4.3 Evolutions des commandes de vol	27
a-Commande de vol mécanique	27
b-Commande hydromécanique	28
c-Commande électro-hydro-mécanique	29
d-Commande électrohydraulique	30
<b>Chapitre 04 Simulation</b>	<b>32</b>

4.1 Introduction	32
4.2 Maintien d'altitude	32
4.2.1 Principe de fonctionnement	32
4.2.2 Schéma fonctionnel de la tenue d'altitude	32
4.2.3 Schéma simplifié	33
4.2.4 Loi de pilotage	33
a-Hypothèses	33
b-Loi d'altitude	34
4.3 Stabilité longitudinale	35
4.3.1 Mode Short period	36
4.3.2 Mode Phugoïde	37
4.3.3 Choix du mode dominant	38
4.3.4 Réponse indicielle	39
4.3.5 Exemple numérique	40
4.3.6 Maintien d'altitude avec régulation PID	41
4-4 Maintien du cap	49
4-4-1 Introduction	49
4-4-2 Le Cap en aéronautique	49
4-4-3 Chaîne de commande de pilote automatique	50
<b>Conclusion générale.</b>	<b>62</b>

## **ANNEXE 1.**

### **Bibliographie.**



## Liste des tableaux

**Tableau 3.1.** Commandes de vol primaires.

**Tableau 4.1.** Différentes performances des différents régulateurs.

**Tableau 4.2.** Les paramètres des réponses.

## Liste des figures

**Figure 1.1.** Position du repère vitesse par rapport au repère avion.

**Figure 1.2.** Position du repère avion par rapport au repère terrestre.

**Figure 1.3.** Position du repère vitesse par rapport au repère terrestre.

**Figure 2.1.** Différentes forces appliquées à un avion.

**Figure 3.1.** Système DV.

**Figure 3.2.** Contrôle de l'avion par le pilote humain.

**Figure 3.3.** Introduction du pilote automatique dans la boucle de contrôle.

**Figure 3.4.** Introduction du Flight Management System dans la boucle de contrôle.

**Figure 3.5.** Avion Airbus A330-200.

**Figure 3.6.** Système Pilote automatique.

**Figure 3.7.** Interface de commande du PA.

**Figure 3.8.** Système de commande de vol mécanique.

**Figure 3.9.** Commande de vol hydromécanique.

**Figure 3.10.** Commande électro-hydro-mécanique.

**Figure 3.11.** Commande électrohydraulique.

**Figure 4.1.** Cas  $Z_m > Z_c$ .

**Figure 4.2.** Cas  $Z_m < Z_c$ .

**Figure 4.3.** Cas  $Z_m = Z_c$ .

**Figure 4.4.** Boucle de tenue d'altitude.

**Figure 4.5.** Schéma simplifié de maintien d'altitude.

**Figure 4.6.** Représentation des différents angles dans le repère aérodynamique.

**Figure 4.7.** Représentation des oscillations Short period.

**Figure 4.8.** Représentation des oscillations phugoïde.

**Figure 4.9.** Réponse indicielle du modèle longitudinal représentant l'altitude.

**Figure 4.10.** Réponse indicielle du mode Short period.

**Figure 4.11.** Réponse indicielle du mode Phugoïde.

**Figure 4.12.** Structure parallèle du contrôleur PID.

**Figure 4.13.** Ajustement des paramètres PID par la méthode des réglages successifs.

**Figure 4.14.** Tableau de ZEIGLER-NICHOLS pour détermination des paramètres PID.

**Figure 4.15.** Réponse indicielle.

**Figure 4.16.** Schéma block du système corrigé.

**Figure 4.17.** Résultat d'utilisation du block TUNER.

**Figure 4.18.** Réponse du système corrigé à une entrée en échelon.

**Figure 4.19.** Résultat de simulation avec régulation PI.

**Figure 4.20.** Résultat de simulation avec régulation PD.

**Figure 4.21.** Schéma block de la boucle tenue d'altitude avec perturbations.

**Figure 4.22.** Résultat de la simulation avec perturbations.

**Figure 4.23.** Cap aéronautique.

**Figure 4.24.** Le roulis spiral.

**Figure 4.25.** Le roulis hollandais.

**Figure 4.26.** La réponse indicielle du système en BF.

**Figure 4.27.** Schéma block Simulink de la commande par retour d'état

**Figure 4.28.** Résultats de la simulation.

**Figure 4.29.** Les résultats de simulation.

**Figure 4.30.** Schéma block Simulink du système avec perturbations.

**Figure 4.31.** Résultats de simulation avec perturbations.

**Figure 4.32.** Schéma block Simulink du système en ajoutant un gain et une saturation.

**Figure 4.33.** Résultats de la simulation.

# Conclusion générale

---

Comme conclusion, on déduit que l'introduction d'une interface automatisée au niveau des avions a apporté de très grands facteurs de sécurité de vol. Cependant les tâches considérées par le pilote comme les plus critiques ne sont pas moins difficiles qu'auparavant.

Le but de ce mémoire était d'étudier l'automatisme du pilotage dans un exemple d'avion airbus.

D'après ce qu'on a vu durant le stage au niveau du DMRA et grâce aux ingénieurs d'AIRBUS on a pu comprendre le principe du fonctionnement du PA ainsi que la manipulation FCU.

Le système PA a soulagé le pilote dans ses tâches durant le vol.

En réalité, le correcteur utilisé dans la chaîne de commande de mode ALT est le PID.

La commande par retour d'état est robuste pour le mode HDG.

Enfin, le système PA est très vaste avec plusieurs modes, donc on souhaite la continuité du sujet.

## Liste des Acronymes et abréviations

**Ox,Oy,Oz** : axes de référence dans le repère terrestre.

**Oxa,Oya,Oza** : axes de référence dans le repère vitesse

**$\alpha$** : L'angle d'incidence

**$\beta$**  : L'angle de dérapage

**$\Psi$**  : l'angle d'azimut

**$\Theta$**  :l'angle de l'assiette longitudinale

**$\phi$**  :l'angle de gite.

**$\chi$**  :l'angle d'azimut aérodynamique

**$\Upsilon$**  :l'angle de pente aérodynamique

**$\mu$**  :l'angle de gite aérodynamique

**w** : est la vitesse angulaire

**M** : représente la somme des moments appliqués sur l'appareil

**H** : le moment angulaire

**hx, hy et hz** : sont les composantes de **H**

**mg** : le vecteur gravité

**PA** : Pilote Automatique

**DV** : Directeur de Vol

**VOR** : VHF Omni Range

**FMGEC** : Flight Management Guidance and Envelope Computers

**MCDU**: Multipurpose Control and Display Units

**FCU** : Flight Control Unit

**$\delta c$**  : angle de gouverne de profondeur

**$\alpha_{prop}$**  : poussée réacteur.

**$v$**  : vitesse de l'avion.

**$\alpha$**  : angle d'attaque (entre l'axe longitudinal de l'avion et sa vitesse)

**$\theta$**  : angle de tangage (entre l'axe longitudinal et le plan horizontal)

**$q$**  : vitesse angulaire en tangage de l'avion ( $q = \frac{d\theta}{dt}$ )

**$Z_m$**  : altitude mesurée.

**$Z_c$**  : altitude consigne.

**ALT** : mode altitude sur PA.

**HDG** : mode Cap sur PA.

# Chapitre 1 Généralités

---

## 1.1 Introduction :

Ce présent chapitre donne une courte introduction qui permet aux lecteurs de ce mémoire d'avoir une idée et de se familiariser avec certains outils indispensables pour la bonne compréhension du reste de projet.

Dans ce but, nous allons donner une idée générale sur les systèmes d'axes et repères en aéronautique.

## 1.2 Systèmes d'axes en aéronautique :

Nécessaires pour exprimer les différents forces et moments qui s'exercent sur un avion, on peut différencier deux types de systèmes d'axes selon la mécanique de vol : relatifs ou absolus.

**a-Repère lié à la terre :** c'est un repère fixe lié à la terre supposée plate et immobile, son origine  $O$  est confondue avec le centre de la terre, pour les axes :

$O_z$  : est orienté suivant la verticale descendante.

$O_x$  et  $O_y$  : sont deux directions rectangulaires arbitrairement choisies dans le plan horizontal.

**b-Repère lié à l'avion :** c'est un repère tournant lié à l'avion supposé comme corps rigide indéformable, son origine  $O$  est confondue avec le centre de gravité de l'avion, pour les axes :

Ox : est orienté positivement de l'arrière vers l'avant de l'avion,  
 Oz, normal à Ox, est orienté positivement vers le ventre de l'avion,  
 Oy : complète le trièdre positif (il est donc orienté positivement vers la droite du pilote).

**c-Repère lié à la vitesse :** c'est ce qu'on appelle repère soufflerie ou repère aérodynamique.

Son origine O est un point fixe de l'avion (généralement le centre de gravité de l'avion),  
 pour les axes :

Oxa : est porté par la vitesse et orienté positivement dans le sens de la vitesse,

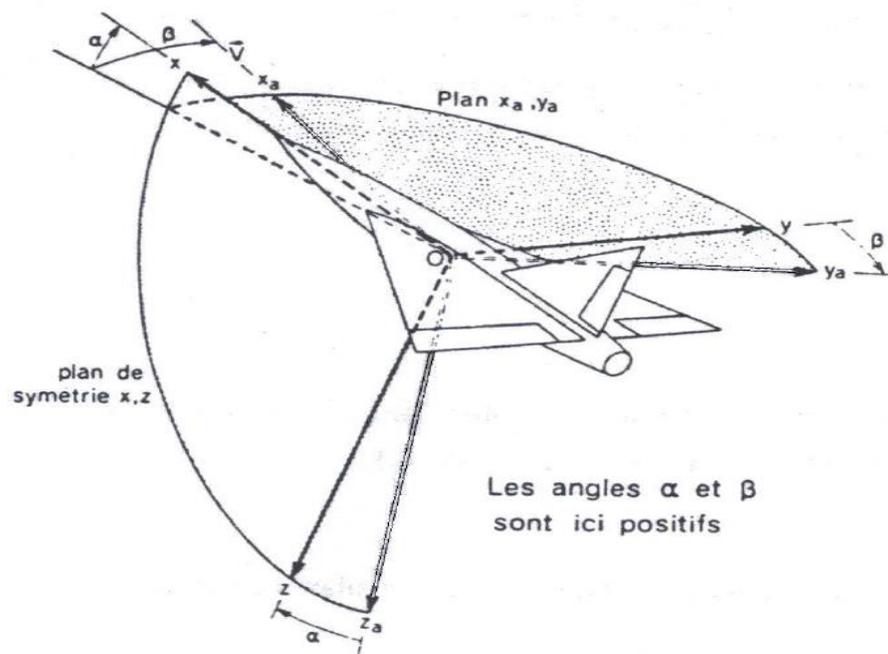
Oza : est perpendiculaire à Oxa, situé dans le plan de symétrie de l'avion, et orienté positivement vers le ventre de l'avion,

Oya : complète le trièdre positif.

### 1.3 Matrices de passages entre les différents repères :

Généralement il faut trois angles pour définir la position d'un repère par rapport à un autre

#### a-Position du repère vitesse par rapport au repère avion :



**Figure 1.1.** Position du repère vitesse par rapport au repère avion

Dans ce cas, juste deux angles sont suffisants car l'axe  $Oz_a$  est situé dans le plan de symétrie de l'avion.

L'angle d'incidence  $\alpha$  est l'angle de l'axe  $Ox$  avec le plan  $Ox_a y_a$  du repère vitesse.

L'incidence est positive si la projection du vecteur vitesse sur l'axe  $Oz$  est positive.

L'angle de dérapage  $\beta$  est l'angle de  $Ox_a$  avec le plan de symétrie  $Ox z$  de l'avion. Cet angle est positif si la projection du vecteur vitesse sur l'axe  $Oy$  est positive.

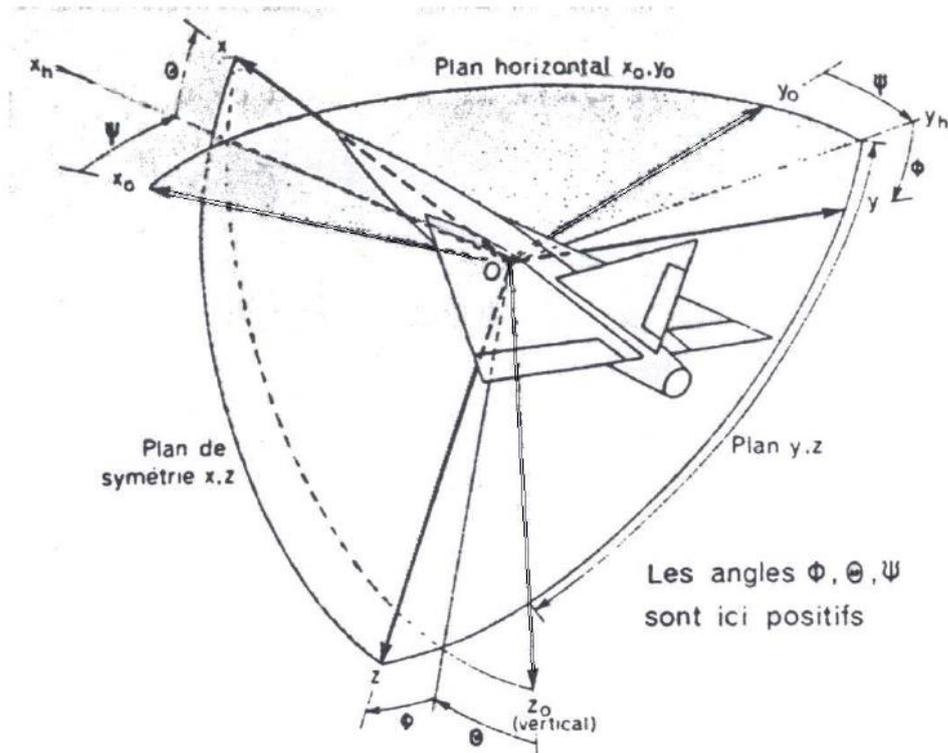
**Matrice de passage :**

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = [T] \begin{bmatrix} x_a \\ y_a \\ z_a \end{bmatrix},$$

$$[T] = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & -\cos \alpha \sin \beta & -\sin \alpha \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ \sin \alpha \cos \beta & -\sin \alpha \sin \beta & \cos \alpha \end{bmatrix}.$$

$[T]^{-1}$  est la symétrique de  $[T]$  et représente la matrice de passage du repère avion au repère vitesse.

## b-Position du repère avion par rapport au repère terrestre :



**Figure 1.2.** Position du repère avion par rapport au repère terrestre.

Cette position est repérée par le système d'angles d'Euler, on considère le repère auxiliaire  $Ox'y'z'$  confondu avec le repère terrestre, amené en coïncidence avec le repère avion à l'aide de trois rotations successives :

- 1- rotation autour de l'axe  $OzO$  amène  $Ox'$  en position  $Ox_h$  dans le plan vertical passant par  $Ox$ .  $Oy'$  vient alors en  $Oy_h$ , pour définir l'angle d'azimut  $\psi$ .
- 2- rotation autour de  $Oy_h$  amène l'axe  $Ox'$  de la position  $Ox_h$  à la position  $Ox$ , pour définir l'angle de l'assiette longitudinale  $\theta$ .
- 3- rotation autour de  $Ox$  amène l'axe  $Oy'$  de la position  $Oy_h$  à la position  $Oy$ , pour définir l'angle de gîte  $\phi$ .

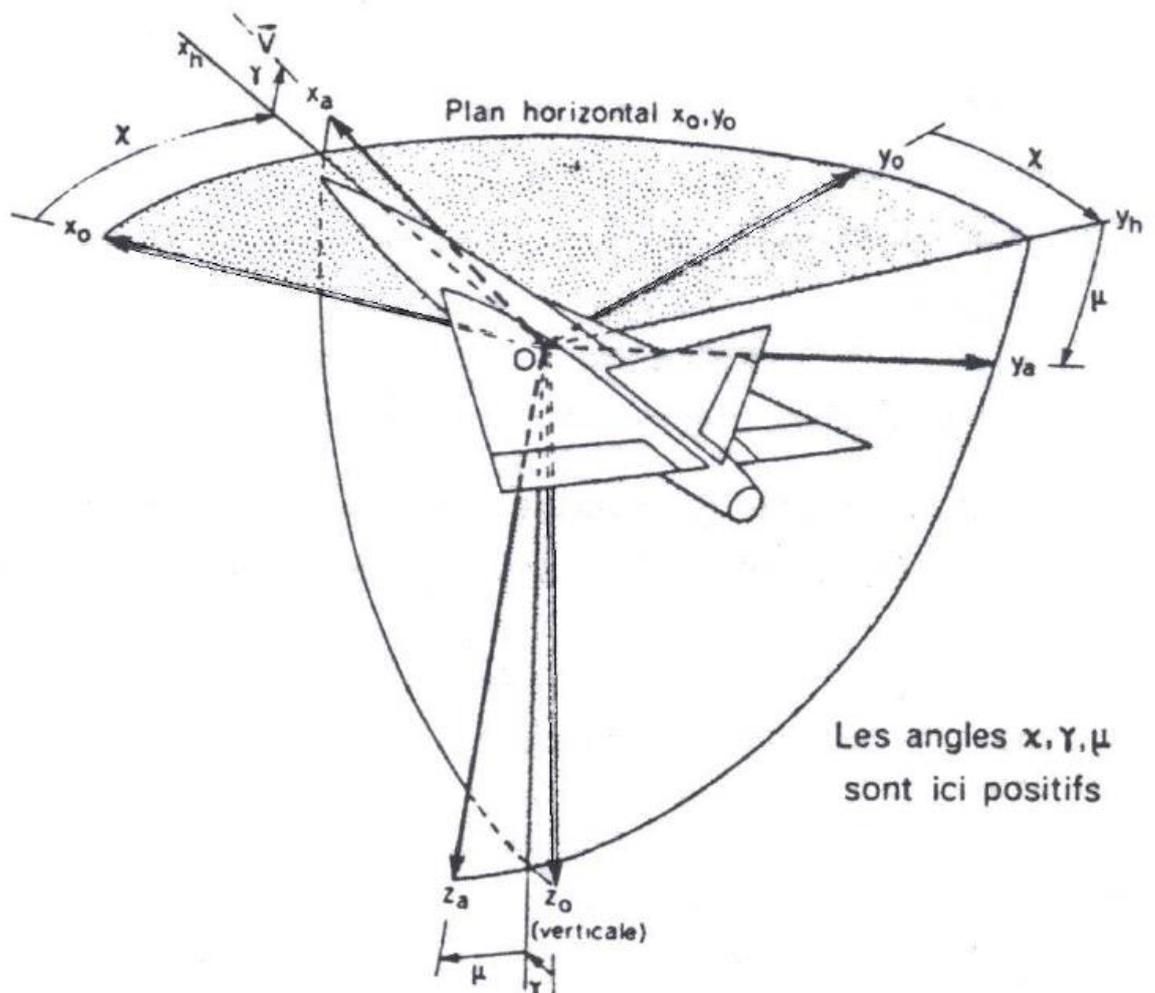
**Matrice de passage :**

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = [R] \begin{bmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{bmatrix}$$

$$[R] = \begin{bmatrix} \cos \Psi \cos \theta & \sin \Psi \cos \theta & -\sin \theta \\ \cos \Psi \sin \theta \sin \phi - \sin \Psi \cos \phi & \cos \Psi \cos \phi + \sin \Psi \sin \theta \sin \phi & \cos \theta \sin \phi \\ \sin \Psi \sin \phi + \cos \Psi \sin \theta \cos \phi & \sin \Psi \sin \theta \cos \phi - \cos \Psi \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix}$$

Pour le passage du repère avion vers le repère terrestre, il nous faut la matrice  $[R]^{-1}$  la symétrique de  $[R]$ .

**c- Position du repère vitesse par rapport au repère terrestre :**



**Figure 1.3.** Position du repère vitesse par rapport au repère terrestre.

Elle est aussi repérée par un système d'angles d'Euler, on considère  $Ox'y'z'$  le repère auxiliaire confondu avec le repère terrestre  $OxOyOzO$ , amené en coïncidence avec le repère vitesse à l'aide de trois rotations successives :

1- rotation autour de l'axe  $OzO$  amène  $Ox'$  en position  $Oxh$  dans le plan vertical contenant  $Oxa$ ,  $Oy'$  vient alors en  $Oyh$ , pour définir l'angle d'azimut aérodynamique  $\chi$ .

2- rotation autour de  $Oyh$  amène l'axe  $Ox'$  de la position  $Oxh$  à la position  $Oxa$ , pour définir l'angle de pente aérodynamique  $\gamma$ .

3- rotation autour de  $Oxa$  amène l'axe  $Oy'$  de la position  $Oyh$  à la position  $Oya$ , pour définir l'angle de gite aérodynamique  $\mu$ .

**Matrice de passage :**

$$\begin{bmatrix} Xa \\ Ya \\ Za \end{bmatrix} = [R'] \begin{bmatrix} Xo \\ Yo \\ Zo \end{bmatrix}$$

$$[R'] = \begin{bmatrix} \cos \chi \cos \gamma & \sin \chi \cos \gamma & -\sin \gamma \\ \cos \chi \sin \gamma \sin \mu - \sin \chi \cos \mu & \cos \chi \cos \mu + \sin \chi \sin \gamma \sin \mu & \cos \gamma \sin \mu \\ \sin \chi \sin \mu + \cos \chi \sin \gamma \cos \mu & \sin \chi \sin \gamma \cos \mu - \cos \chi \sin \mu & \cos \gamma \cos \mu \end{bmatrix}$$

Pour le passage du repère vitesse vers le repère terrestre, il nous faut la matrice  $[R']^{-1}$  la symétrique de  $[R']$ .

### 2.1 Introduction :

Dans ce chapitre est présentée la description physique d'un avion, les équations de translation et de rotation d'un avion rigide, la linéarisation des équations et les simplifications nécessaires pour appliquer les équations dans un contexte d'analyse.

### 2.2 Description physique d'un avion :

#### 2.2.1 Principales forces s'exerçant sur un avion

Un avion en vol est soumis à quatre (4) forces principales : la portance (lift), la force de gravité, la trainée (drag) et la poussée (thrust). La portance est engendrée par les effets aérodynamiques sur l'avion. Cette force tend à soulever l'appareil. La force de gravité est due au poids total de l'avion. La force de gravité est dirigée vers le sol (vers le centre de la terre). La poussée est due aux moteurs d'un avion. Cette force entraîne la propulsion vers l'avant. Enfin, la trainée est une force due à la résistance de l'air, qui agit contre la poussée (vers l'arrière).

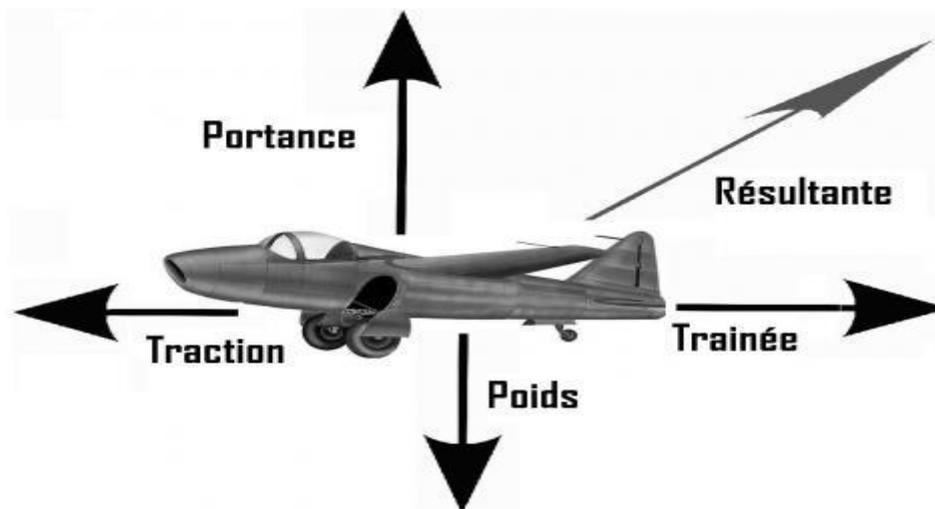


Figure 2.1. Différentes forces appliquées à un avion.

## 2.2.2 Les équations de mouvements d'un avion rigide

Les équations subséquentement développées tiennent compte du fait que l'avion est considéré rigide :

La distance entre n'importe quel point ne change pas en cours de vol. Lorsque l'avion est présumé rigide, son mouvement est considéré comme ayant six degrés de liberté. En appliquant la seconde loi de Newton, les équations du mouvement sont définies comme les accélérations en translation et en rotation de l'appareil qui sont dues à l'action de forces et de moments externes. Les équations suivantes sont développées selon le référentiel de l'avion (Body Frame).

## 2.3 Mouvement de translation

En translation, la seconde loi de Newton est définie comme étant :

$$F = m a = m \frac{d}{dt} V_T \quad (2.1)$$

La somme des forces externes  $F$  a trois composantes ; la force de poussée (moteur), la force de gravité  $G$  et les forces aérodynamiques. En assumant la masse de l'avion constante, on peut considérer la force de poussée comme étant une force externe. En perturbant et en utilisant le référentiel géographique, on peut exprimer :

$$\Delta F = m \left( \frac{d}{dt} V_T \right)_E \quad (2.2)$$

La variation  $dV_T$  par rapport au référentiel géographique est donnée par :

$$\frac{d}{dt} (V_T)_E = \left( \frac{d}{dt} V_T \right)_B + \omega * V_T \quad (2.3)$$

Ou  $\omega$  est la vitesse angulaire de l'avion par rapport au référentiel géographique. Les composantes de vitesse peuvent être décomposées en fonction du référentiel structural, on obtient alors :

$$\begin{aligned} V_T &= iU + jV + kW \\ \omega &= iP + jQ + kR \end{aligned} \quad (2.4)$$

Et le produit des deux donne :

$$\omega * V_T = \begin{vmatrix} i & j & k \\ P & Q & R \\ U & V & W \end{vmatrix} = i(QW - VR) + j(UR - PW) + k(PV - UQ) \quad (2.5)$$

De la même façon, on peut exprimer les composantes de la force de perturbation par :

$$\Delta F = i\Delta F_x + j\Delta F_y + k\Delta F_z \quad (2.6)$$

On peut donc en déduire les équations de mouvement de translation :

$$\begin{aligned} \Delta X = \Delta F_x &= m(\dot{U} + QW - VR) \\ \Delta Y = \Delta F_y &= m(\dot{V} + UR - PW) \\ \Delta Z = \Delta F_z &= m(\dot{W} + VP - UQ) \end{aligned} \quad (2.7)$$

## 2.4 Mouvement de rotation

En rotation, la seconde loi de Newton est définie comme étant :

$$M = \frac{d}{dt}(H) \quad (2.8)$$

Où **M** représente la somme des moments appliqués sur l'appareil et **H** le moment angulaire.

Pour un corps rigide,

Le moment angulaire est défini comme :

$$H = \omega I \quad (2.9)$$

La matrice d'inertie se définit comme étant :

$$\begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{yx} & -I_{zx} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{zy} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

La transformation du référentiel structural au référentiel géographique entraîne donc :

$$\begin{aligned} M &= I \frac{d}{dt} \omega + \omega H \\ \frac{d}{dt} \omega &= I\dot{P} + j\dot{Q} + k\dot{R} \end{aligned} \quad (2.11)$$

$$\mathcal{G} * H = \begin{vmatrix} i & j & k \\ P & Q & R \\ h_x & h_y & h_z \end{vmatrix}$$

Où  $h_x$ ,  $h_y$  et  $h_z$  sont les composantes de **H** obtenues de l'équation

$$H = I * w = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx}P & -I_{xy}Q & -I_{xz}R \\ -I_{xy}P & I_{yy}Q & -I_{yz}R \\ -I_{xz}P & -I_{yz}Q & -I_{zz}R \end{bmatrix}$$

$$h_x = I_{xx}P - I_{xy}Q - I_{xz}R$$

$$h_y = -I_{xy}P + I_{yy}Q - I_{yz}R \quad (2.12)$$

$$h_z = -I_{xz}P - I_{yz}Q + I_{zz}R$$

Généralement, les avions sont symétriques par rapport au plan XZ, conséquemment :

$$I_{xy} = I_{yz} = 0 \quad (2.13)$$

On peut donc en déduire les équations de mouvement en rotation :

$$\begin{aligned} \Delta L = \Delta M_x &= I_{xx} \dot{P} - I_{xz} (\dot{R} + PQ) \\ \Delta M = \Delta M_y &= I_{yy} \dot{Q} + I_{xz} (P^2 - R^2) \end{aligned} \quad (2.14)$$

$$\Delta N = \Delta M_z = I_{zz} \dot{R} - I_{xz} \dot{P} + I_{xz} QR$$

## 2.5 Effet de gravité :

On peut considérer que la gravité agit sur le centre de masse de l'avion. Ainsi, dans le référentiel structural, on peut considérer la gravité comme faisant partie du vecteur force externe  $\mathbf{F}$ . Il est logique d'exprimer la force gravitationnelle dans le référentiel géographique. Suivant ce référentiel, le vecteur gravité  $\mathbf{mg}$  est dirigé selon l'axe  $\mathbf{ZE}$ . La décomposition du vecteur  $\mathbf{mg}$  dont les composantes  $\mathbf{X}$ ,  $\mathbf{Y}$  et  $\mathbf{Z}$  donne :

$$\begin{aligned} \delta x &= mg \sin(-\Theta) = -mg \sin \Theta \\ \delta y &= mg \cos(-\Theta) \sin \Phi = mg \cos \Theta \sin \Phi \quad (2.16) \\ \delta z &= mg \cos(-\Theta) \cos \Phi = mg \cos \Theta \cos \Phi \end{aligned}$$

## Positions angulaires :

$\phi$ : angle de gîte (ou angle de roulis), rotation autour l'axe (O; xb).

$\Theta$ : assiette (ou angle de tangage), rotation autour l'axe (O; yb).

$\Psi$ : cap (angle entre l'axe longitudinal de l'avion et le nord géographique). Matrices de rotation entre  $R_{\text{avion}}$  et  $R_{\text{terre}}$ . En reprenant la démarche précédente, il est possible de passer du repère avion au repère terre en se basant sur les angles d'Euler. Cependant, la rotation se faisant autour de trois axes et la cause de la non-commutativité du produit matricielle, il est nécessaire de suivre un ordre de rotation. Le passage se fait par l'intermédiaire de :

(i) Une rotation d'un angle  $\Psi$  autour de l'axe  $Z_{\text{terre}}$ .

(ii) une rotation d'un angle  $\Theta$  par rapport au plan (N ;  $X_{\text{terre}}$  ;  $Y_{\text{terre}}$ ) autour de l'axe  $Y_{\text{avion}}$ .

(iii) Une rotation d'un angle  $\phi$  autour de l'axe  $X_{\text{avion}}$ .

Soit :

$$\begin{aligned} P &= -\dot{\Phi} - \dot{\Psi} \sin\Theta \\ Q &= \dot{\Theta} \cos\Phi + \dot{\Phi} \cos\Theta \sin\Theta \\ R &= -\dot{\Theta} \sin\Phi + \dot{\Psi} \cos\Theta \cos\Phi \end{aligned} \quad (2.17)$$

## 2.6 Linéarisation des termes inertiels et gravitationnels :

Les équations des mouvements de translation et de rotation présentent les forces inertielles agissant sur l'avion. Les équations de l'effet de la gravité sur l'appareil ont aussi été présentées. Toutes ces forces sont proportionnelles à la masse de l'avion. Les forces externes appliquées sur l'avion peuvent être redéfinies comme :

$$X = \Delta X + \delta X \quad Y = \Delta Y + \delta Y \quad Z = \Delta Z + \delta Z \quad (2.18)$$

ou  $X, Y$  et  $Z$  sont les termes gravitationnels et  $\Delta X, \Delta Y$  et  $\Delta Z$  représentent les forces aérodynamiques et de poussée. Les équations de mouvement du corps rigide sont donc définies comme :

$$\begin{aligned}
X &= m[\dot{U} + QW - RV + g \sin \Theta] \\
Y &= m[\dot{V} + RU - PW - g \cos \Theta \sin \Phi] \\
Z &= m[\dot{W} + PV - QU - g \cos \Theta \cos \Phi] \quad (2.19) \\
L &= \dot{P} I_{xx} - I_{xz}(\dot{R} + PQ) + (I_{zz} - I_{yy})QR \\
M &= \dot{Q} I_{yy} + I_{xz}(P^2 - R^2) + (I_{xx} - I_{zz})PR \\
N &= \dot{R} I_{zz} - I_{xz}\dot{P} + PQ(I_{yy} - I_{xx}) + I_{xz}QR
\end{aligned}$$

Ces équations sont non-linéaires car elles contiennent des termes qui sont le produit de deux variables dépendantes. Il est toutefois possible de linéariser ces équations. Considérons l'avion possédant deux composantes ; un mouvement moyen qui représente l'équilibre et un mouvement dynamique, représentant les perturbations au mouvement moyen de l'avion. Lors d'une linéarisation, on considère toujours les perturbations comme petites. Ainsi, chaque variable est séparée en deux composantes, une composante à l'équilibre  $X_0$  et une composante de perturbation  $x$ .

A l'équilibre, il n'y a pas d'accélération en translation ou en rotation. Les équations représentant le système à l'équilibre sont :

$$\begin{aligned}
X_0 &= m[Q_0 W_0 - R_0 V_0 + g \sin \Theta_0] \\
Y_0 &= m[R_0 U_0 - P_0 W_0 - g \cos \Theta_0 \sin \Phi_0] \\
Z_0 &= m[P_0 V_0 - Q_0 U_0 - g \cos \Theta_0 \cos \Phi_0] \quad (2.20) \\
L_0 &= R_0 Q_0 (I_{xx} - I_{yy}) - P_0 Q_0 I_{xz} \\
M_0 &= (P_0^2 - R_0^2) I_{xx} + (I_{xx} - I_{zz}) P_0 R_0 \\
N_0 &= I_{xz} Q_0 R_0 + (I_{yy} - I_{xx}) P_0 Q_0
\end{aligned}$$

En appliquant la théorie des petites perturbations, nous supposons que le principe de mouvement de l'avion se compose de petites déviations sur les conditions de vol, toutes les variables dans les équations de mouvements sont remplacées par une référence de valeur plus une perturbation :

$$\begin{aligned}
U &= u+U_0 \\
V &= v+V_0 \\
W &= w+W_0 \\
P &= p+P_0 \\
Q &= q+Q_0 \\
R &= r+R_0 \\
\Theta &= \theta+\Theta_0 \\
\Phi &= \varphi+\Phi_0
\end{aligned} \tag{2.21}$$

On peut ensuite remplacer P, Q, R,  $\Theta$ ,  $\phi$ , U, V et W par leurs relations avec perturbation. Les équations du mouvement perturbé sont obtenues en exprimant les équations de mouvement en variation et en soustrayant ensuite l'équation d'équilibre. Aussi, parce que les perturbations sont faibles, on peut approximer les sinus et cosinus à l'angle ou à la valeur unitaire respectivement. De plus, le produit ou le carré de deux perturbations peuvent être négligés.

On obtient ainsi les équations de perturbation du mouvement de l'avion :

$$\begin{aligned}
dX &= m[\dot{U}+W_0q+Q_0w-V_0r-R_0v+g\cos\Theta_0\Theta] \\
dY &= m[\dot{V} +U_0v+R_0u-W_0p-P_0w-g(\cos\Theta_0\sin\Phi_0)\Phi + \\
& (g\sin\Theta_0\sin\Phi_0)\Theta] \tag{2.22} \\
dZ &= m[\dot{W} +V_0p+P_0v-U_0q-Q_0u+g(\cos\Theta_0\sin\Phi_0)\Phi + \\
& (g\sin\Theta_0\cos\Phi_0)\Theta] \\
dL &= I_{xx}\dot{p}-I_{xz}\dot{r} + (I_{zz}-I_{yy})(Q_0r +R_0q) - I_{xz}(P_0+Q_0p) \\
dM &= I_{yy}\dot{q}+(I_{xx}-I_{zz})(P_0r+R_0p)-(2P_0r-2P_0p)I_{xz} \\
dN &= I_{zz}\dot{R}- \\
& I_{xz}\dot{P}+(I_{yy}I_{xx})(P_0q+Q_0p)+I_{xz}(Q_0r+R_0q)
\end{aligned}$$

De la même façon, on peut linéariser les équations des composantes de la vitesse angulaire P, Q et R. Pour les conditions de vol en régime permanent. Dans ces conditions, les équations deviennent alors :

$$\begin{aligned}
x &= m[\dot{U} + W_0 q + Q_0 w - R_0 v + g \cos \Theta_0 \Theta] \\
y &= m[\dot{V} + U_0 r + R_0 u - W_0 p - P_0 w - g \cos \Theta_0 \Phi] \\
z &= m[\dot{w} + P_0 v - U_0 q - Q_0 u + g \sin \Theta_0 \Theta] \\
p &= \dot{\Phi} - \Psi \sin \Theta_0 \\
q &= \dot{\Theta} \\
r &= \dot{\Psi} \cos \Theta_0
\end{aligned} \tag{2.23}$$

On peut aussi considérer  $Q_0 = R_0 = P_0 = 0$ . On peut alors réécrire les équations du mouvement :

$$\begin{aligned}
x &= m[\dot{u} + W_0 q + g \cos \Theta_0 \Theta] \\
y &= m[\dot{v} + U_0 r - W_0 p - g \cos \Theta_0 \Phi] \\
z &= m[\dot{w} - U_0 q + g \sin \Theta_0 \Theta] \\
l &= I_{xx} \dot{p} - I_{xz} \dot{r} \\
m &= I_{yy} \dot{q} \\
n &= I_{zz} \dot{r} - I_{xz} \dot{p}
\end{aligned} \tag{2.24}$$

On remarque que les équations pour X, Z et m contiennent les variables dépendantes U, W, Q et  $\Theta$  qui sont limitées au plan *Xavion Zavion*. Ces équations représentent le mouvement longitudinal de l'avion. Les trois autres équations sont associées au mouvement latéral/directionnel de l'avion. Dans notre étude on s'intéresse au mouvement longitudinal.

### **Le mouvement longitudinal :**

La stabilité longitudinale est la faculté de l'avion à rester stable sur l'axe de tangage. Un avion est longitudinalement stable lorsqu'à la suite d'une perturbation ayant eu pour effet de modifier l'angle d'incidence, apparaît un effet antagoniste tendant à ramener cet avion à son incidence initiale. Suivant l'intensité de cet effet correctif, l'avion sera plus ou moins stable.

## **2.7 Linéarisation complète des équations de mouvements :**

### **2.7.1 Expansion des termes aérodynamiques :**

En utilisant toujours les équations obtenues avec les conditions de vol en régime permanent, on développe avec la série de Taylor. On obtient ainsi, pour le mouvement longitudinal les équations suivantes :

$$\begin{aligned} \frac{\partial X}{\partial u}u + \frac{\partial X}{\partial \dot{u}}\dot{u} + \frac{\partial X}{\partial w}w + \frac{\partial X}{\partial \dot{w}}\dot{w} + \frac{\partial X}{\partial q}q + \frac{\partial X}{\partial \dot{q}}\dot{q} + \frac{\partial X}{\partial \sigma}\sigma + \frac{\partial X}{\partial \dot{\sigma}}\dot{\sigma} &= m[\dot{u} + W_0q + g\cos\theta_0\theta] \\ \frac{\partial Z}{\partial w}w + \frac{\partial Z}{\partial \dot{w}}\dot{w} + \frac{\partial Z}{\partial u}u + \frac{\partial Z}{\partial \dot{u}}\dot{u} + \frac{\partial Z}{\partial q}q + \frac{\partial Z}{\partial \dot{q}}\dot{q} + \frac{\partial Z}{\partial \sigma}\sigma + \frac{\partial Z}{\partial \dot{\sigma}}\dot{\sigma} &= m[\dot{w} - u_0q + g\sin\theta_0\theta] \quad (2.25) \\ \frac{\partial M}{\partial u}u + \frac{\partial M}{\partial \dot{u}}\dot{u} + \frac{\partial M}{\partial w}w + \frac{\partial M}{\partial \dot{w}}\dot{w} + \frac{\partial M}{\partial q}q + \frac{\partial M}{\partial \dot{q}}\dot{q} + \frac{\partial M}{\partial \sigma}\sigma + \frac{\partial M}{\partial \dot{\sigma}}\dot{\sigma} &= I_{yy}\dot{q} \end{aligned}$$

Pour simplifier la notation, il est usuel d'adopter la notation suivante :

$$\begin{aligned} X_x &= \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial x} \\ Z_x &= \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial x} \\ M_x &= \frac{1}{m} \frac{\partial M}{\partial x} \end{aligned} \quad (2.26)$$

Lorsque ces substitutions sont introduites, les termes tel que  $X_x$  ,  $Z_x$  et  $M_x$  sont définis comme étant les dérivées de stabilité ('stability derivative').

## 2.7.2 Equations du mouvement longitudinal :

On peut donc réécrire les équations sous la forme suivante :

$$\begin{aligned} \dot{u} &= X_u u + X_{\dot{u}} \dot{u} + X_w w + X_{\dot{w}} \dot{w} + X_q q + X_{\dot{q}} \dot{q} + X_\sigma \sigma + X_{\dot{\sigma}} \dot{\sigma} - W_0 - g\cos\theta_0\theta \\ \dot{w} &= Z_w w + Z_{\dot{w}} \dot{w} + Z_u u + Z_{\dot{u}} \dot{u} + Z_q q + Z_{\dot{q}} \dot{q} + Z_\sigma \sigma + Z_{\dot{\sigma}} \dot{\sigma} + U_0 q - g\sin\theta_0\theta \quad (2.27) \\ \dot{q} &= M_u u + M_{\dot{u}} \dot{u} + M_w w + M_{\dot{w}} \dot{w} + M_q q + M_{\dot{q}} \dot{q} + M_\sigma \sigma + M_{\dot{\sigma}} \dot{\sigma} \end{aligned}$$

On ajoute habituellement à ces équations l'équivalence  $\dot{\epsilon} = q$ . L'étude de données aérodynamiques de plusieurs avions permet de vérifier que les dérivées de stabilité ne sont pas toutes significatives, et fréquemment un nombre important de ces dérivées de stabilité est négligé. Toutefois, il est important de savoir que les dérivées de stabilité sont en fonction de l'avion considéré et des conditions de vol. Ainsi, avant de simplifier les dérivées de stabilité, il est important d'étudier les données aérodynamiques appropriées. On peut toutefois considérer comme nulles, sans conséquences, les dérivées suivantes :

$$X_{\dot{u}}; X_q; X_{\dot{w}}; X_\sigma; Z_{\dot{u}}; Z_{\dot{w}}; M_{\dot{u}}; Z_\sigma; M_\sigma$$

La dérivée de stabilité  $Zq$  est habituellement grande mais souvent ignorée si la vitesse  $U_0$  est grande. Avec ces suppositions, les équations du mouvement longitudinal perturbé pour un vol en ligne droite peuvent être exprimées comme :

$$\begin{aligned} \dot{u} &= X_u u + X_w w + W_0 q - g \sin \theta_0 \theta \\ \dot{w} &= Z_u u + Z_w w + U_0 q - g \sin \theta_0 \theta \\ \dot{q} &= M_u u + M_w w + M_{\dot{w}} \dot{w} + M_q q + M_\sigma \sigma \\ \dot{\theta} &= q \end{aligned} \tag{2.28}$$

### 3.1 Introduction :

Dans ce chapitre, on représente en premier temps des généralités sur le système de pilotage automatique, illustré avec un exemple de l'avion Airbus A330, et en second temps une petite introduction aux commandes de vol.

### 3.2 Généralités sur le système de pilotage automatique :

#### 3.2.1 Histoire De Développement Du Pilote Automatique :

LE premier 'travail' pour contrôler un avion automatiquement est le travail d'Elmer Sperry, la première tentative a été faite en 1910, ce dispositif est appelé 'STABILISATEUR GYROSCOPIQUE', c'était juste pour maintenir l'avion en palier.

Il se composait d'un grand rotor avec son axe de rotation aligné avec l'axe de lacet, le rotor a été tiré par une courroie du moteur. M.Sperry a estimé que le rotor qui était attaché de façon rigide à la cellule résiste au roulement non désiré et tendances au tangage, ce dispositif n'a jamais volé.

1912 :M. Sperry a conçu et construit la Sperry stabilisatrice gyroscopique qui contient les éléments de base du pilote automatique actuel

Ce dispositif était utilisé seulement pour établir un plan horizontal et pour générer des signaux pour actionner les servo d'entraînement de l'aileron (le premier vol en 1912, le fils M.Sperry LAURANT a remporté un prix de 500000 francs offertes par l'aéroclub de France pour l'avion le plus stable, la démonstration qui a eu lieu à Paris se composait d'un vol à basse altitude sur la seine en avion CURTIS avec le stabilisateur gyroscopique installé.

1933 : Wiley Post a utilisé le prototype d'un pilote automatique fabriqué par la société SPERRY GYROSCOPE dans un vol solitaire autour du monde un vol solitaire qui a démontré l'utilité du pilote automatique dans le soulagement du pilote.

Ce trajet a attiré une considérable quantité de publicité et a ce moment que les compagnies aériennes commerciales ont commencé leur expansion rapide et c'est dans cette année que les USA département de finance ont donné aux compagnies aériennes l'autorisation de transporter des passagers

### **3.2.2 COMPOSITION DU PREMIER PA :**

L'installation du premier pilote automatique était faite dans le BOEING 247(fins des années 30), le PA était largement utilisé dans les avions commerciaux et militaires, avant la seconde guerre mondiale la plupart des pilotes automatiques entaient d'origine SPERRY, leur fonction principale était de tenir l'avion stable alors que le pilote effectue autres taches.

Il se composait de gyroscope entraîné par air avec des cadrans gyroscopique actionnant des soupapes d'air, le signal de l'air résultant a été utilisé pour faire fonctionner une soupape sur un vérin hydraulique qui à son tour applique une force sur la commande de vol

1941 : la création du pilote automatique électrique, il a été utilisé par le bombardier en combinaison avec le viseur NORDEN AUTOMATIQUE pour fournir le contrôle de l'avion au cours des bombardements.

1943 : le premier pilote automatique à fournir la synchronisation automatique des signaux magnétique et c'était premier pilote automatique qui a fournit une référence de cap magnétique.

1944 : le contrôle de l'altitude a été ajouté

La fin des années 40 : l'atterrissage automatique

Actuellement: le pilote automatique utilise le mécanisme des années 40

### **3.2.3 Généralités sur le Pilote Automatique:**

La durée des vols étant généralement assez longue, les pilotes ne peuvent pas tenir les commandes durant autant d'heures .ceci causerait en plus des erreurs de navigation et une surconsommation du fait du vol instable générée par les mouvements sans cesse correctifs des pilotes, ce qui a induit la création du système PA/DV

### 3.2.4 LE DIRECTEUR DE VOL:

C'est une partie intégrante dans le calculateur du pilote automatique, qui ont les mêmes entrées

IL assiste le pilote dans sa tâche de pilotage en mode manuel, le directeur de vol analyse les informations fournies par les instruments de bord et les données induites au FCU afin de définir la trajectoire optimale

Le DV n'agit pas sur les gouvernes il aide le pilote humain en lui donnant des ordres de navigation aux barres de tendances en les affichant sur les écrans PFD



Figure 3.1. Système DV.

### 3.2.5 LE PILOTE AUTOMATIQUE ACTUEL:

C'est un dispositif électronique qui transmet des ordres à des sous-systèmes hydrauliques ou électriques sollicitant les gouvernes et le moteur d'un avion, tout en assurant la stabilité de l'avion sur une trajectoire et avec une vitesse préétablie.

Le système de pilotage automatique est un système temps réel embarqué. Il doit donc satisfaire non seulement des exigences temps-réel très strictes, mais surtout des exigences de sécurité très élevées.

### Remarque :

Le directeur de vol calcule l'action à effectuer alors que le pilote automatique applique cette action.

### 3.2.6 L'EVOLUTION DU PILOTAGE AUTOMATIQUE:

#### a) Pilotage manuel :

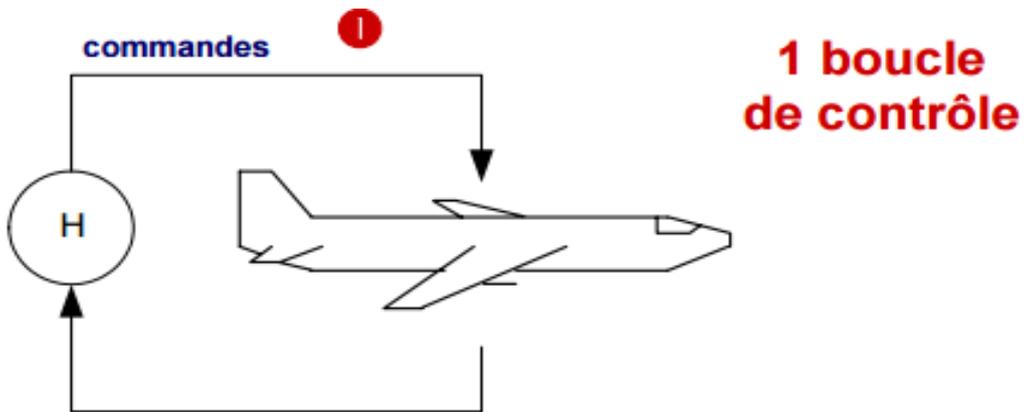


Figure 3.2. Contrôle de l'avion par le pilote humain.

Le pilote contrôle lui-même les paramètres de la trajectoire d'avion, il agit sur les commandes par les (palonniers, manche, manette) pour faire actionner les commandes de vol par des systèmes mécaniques.

#### b) Introduction du PA :

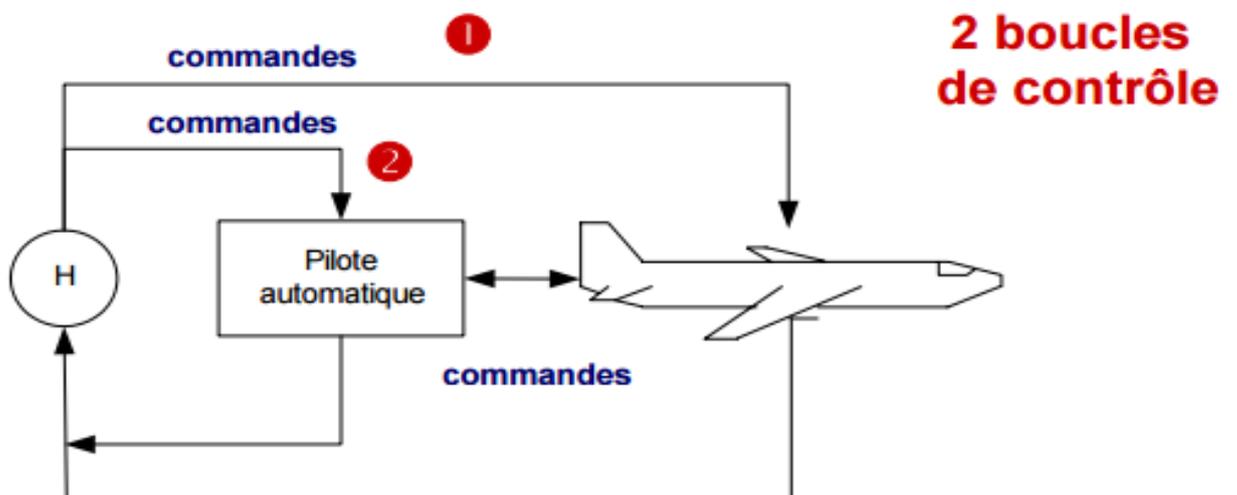
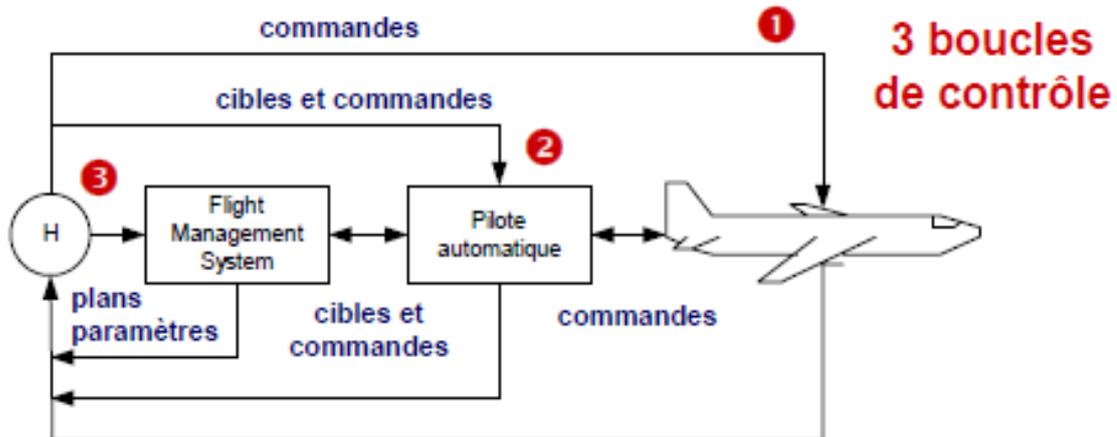


Figure 3.3. Introduction du pilote automatique dans la boucle de contrôle.

Le pilote automatique maintient un ou plusieurs paramètres autour des valeurs cibles spécifiées par Le pilote (ex maintient d'altitude)

### c) Introduction des computers :



**Figure 3.4.** Introduction du Flight Management System dans la boucle de contrôle.

Le pilote automatique maintient et conduit un ou plusieurs paramètres ciblé par le pilote ou par le FMS.

Les cibles données par le FMS sont produites sur base de Plan de vol, paramètres définis par le pilote.

Le pilote automatique et l'humain coopèrent pour contrôler un ou plusieurs paramètres.

### 3.2.7 LE ROLE DU PILOTE AUTOMATIQUE :

Consiste à soulager le pilote dans ses taches de commandant de bord pour lui permettre de se concentrer sur la surveillance et le control du vol, Les fonctions du pilote automatique sont:

1-Assurer la stabilité de l'avion et l'amélioration de la qualité de vol

Guider automatiquement l'avion sur ses routes ou dans des plans déterminés

2- Facilite l'exécution des manœuvres délicates tels l'atterrissage, la tenue d'altitude (ALT MODE), la tenue de vitesse (MODE SPEED), suivre une radiale VOR (MODE NAV)

IL Existe des pilotes automatiques plus ou moins performants, certains assurent seulement que les modes de bases : de l'assiette longitudinale, de l'inclinaison et le maintien de cap.

Une grande majorité d'entre eux sont dotées de tous les modes cités précédemment plus l'auto manette et un mode qui assure l'atterrissage automatique.

### 3.3 AIRBUS A330-200 :



**Figure 3.5.** Avion Airbus A330-200.

#### 3.3.1 HISTORIQUE:

DES la création d'AIRBUS EN 1970, plusieurs variantes de l'A300 sont mises à l'étude pour offrir des versions avec de plus grandes capacités et/ou de plus long rayon d'actions.

Après le lancement de l'A310 en 1978 et de l'A300-600 en 1981, AIRBUS décide d'étudier un projet reprenant la section de fuselage de l'A300/310, mais avec une voilure nettement plus grande, provisoirement baptisée TA9, pour objectif de concurrencer le nouveau Boeing 767 en proposant un appareil avec une autonomie de plus de 10000Km.

Afin de réduire les coûts de développement, les premières études ont conduit AIRBUS à lier rapidement ce projet avec le projet TA11. UN nouveau quadriréacteur très long courrier .De fait, avec une carlingue identique et un poste de pilotage repris du programme A320, l'A330 partage la même ligne de production que l'A340

L'avionique complètement nouvelle , dérivée de celle de l'A320, et l'évolution de la structure du fuselage comme de la voilure font de cet avion moyen et long courrier A330/340 un programme nouveau .la section retenue , celle de l'A300/310, obéissait simplement aux mêmes rationnels de confort et d'optimisation du nombre de couloir par rapport aux rangées de sièges .Le choix d'une communalité maximale entre le bimoteur et le quadrimoteur visait à encadrer autant que possible le produit qui assurait à Boeing une rente de situation sur le créneau des gros porteurs longs courrier.

L'A300 devait permettre de créer une concurrence crédible au B747 pour le coût de siège.

L'A330-e200 a été développé après l'A300, il a effectué son premier vol en 1995. Comparé au A300, il a un fuselage plus court de 5 mètres (identique à celui de l'A340-200) ce qui se traduit bien sûr par une réduction du nombre de passagers, mais la quantité de carburant est par contre accrue

L'autonomie y gagne 2000 km .Cet appareil répond donc créé par la multiplication des vols directs intercontinentaux, inauguré par le 767-300ER de BOEING.

### **3.3.2 LE PILOTE AUTOMATIQUE AIRBUS A330-200:**

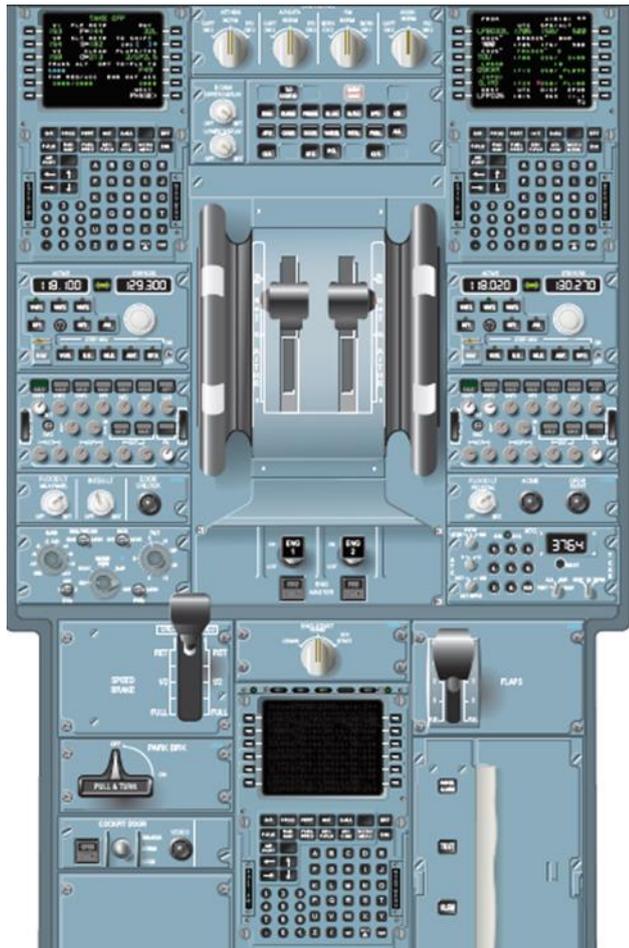
Le système auto pilote contient les unités suivantes :

- Deux Flight Management Guidance and Envelope Computers (FMGEC).
- Trois Multipurpose Control and Display Units (MCDU).

Le MCDU peut communiquer avec de multiples systèmes via des protocoles standards ou des formats de messagerie, peut afficher une grande variété de messages, y compris les paramètres de contrôle système, la navigation, la communication, l'annonce ou la vérification des entrées de données.

Le MCDU possède un clavier à microprocesseur qui communique avec le bus de données de commande. Le design comprend les touches de fonction, les touches programmables et les touches de sélection de ligne.

Le MCDU est utilisable avec n'importe quel système grâce à des formats de messages normalisés, des protocoles, des menus ou des codes de commande logiciels configurables.



**Figure 3.6.** Système Pilote automatique.

Il y a 3 MCDU. Les MCDU 1 et 2 affichent les données de leurs FMGC respectifs, et MCDU 3 agit comme une sauvegarde. MCDU 3 ne peut pas prendre en charge les fonctions de sauvegarde de navigation. L'information est maintenue synchronisée entre les 3.

- Un Flight Control Unit (FCU)



**Figure 3.7.** Interface de commande du PA.

### 3.4 Commandes de vol :

Sont les systèmes qui permettent de contrôler l'avion en agissant sur ses gouvernes à partir des consignes données par le pilote, il existe deux types :

### 3.4.1 Commandes de vol primaires :

Sont des dispositifs qui permettent d'assurer les évolutions de l'avion autour des trois axes : tangage-roulis-lacet.

Le tableau suivant illustre les commandes de vol primaires :

Axe de référence	commande	Gouverne
Tangage	Manche	Profondeur
Roulis	Volant	Ailerons et Spoilers
Lacet	palonniers	Direction

**Tableau 3.1.** Commandes de vol primaires.

### 3.4.2 Commandes de vol secondaires :

Sont des dispositifs aérodynamiques tels que :

- Hypersustentateurs de bord d'attaque.
  - Hypersustentateurs de bord de fuite.
  - Aéofreins vol.
  - Spoilers sol.
  - Hypersustentateurs (aéofreins et spoilers sol et vol).
- Utilisés pour : - Augmenter la surface et la courbure.
- Améliorer l'écoulement (effet de fente) aux grands angles.

### 3.4.3 Evolutions des commandes de vol :

Des toutes mécaniques au Fly-by-wire, l'architecture du système de commandes de vol a évolué très significativement au cours des précédentes décennies, elle se varie selon le type d'avion et l'effort nécessaire pour le piloter.

#### a-Commande de vol mécanique :

C'est un système mécanique basique, il permet de transmettre la commande du pilote aux surfaces mobiles, par des câbles et des poulies, l'avantage de ce système est que le pilote peut sentir un retour d'efforts qui lui permet de bien contrôler son avion, c'est un système réversible.

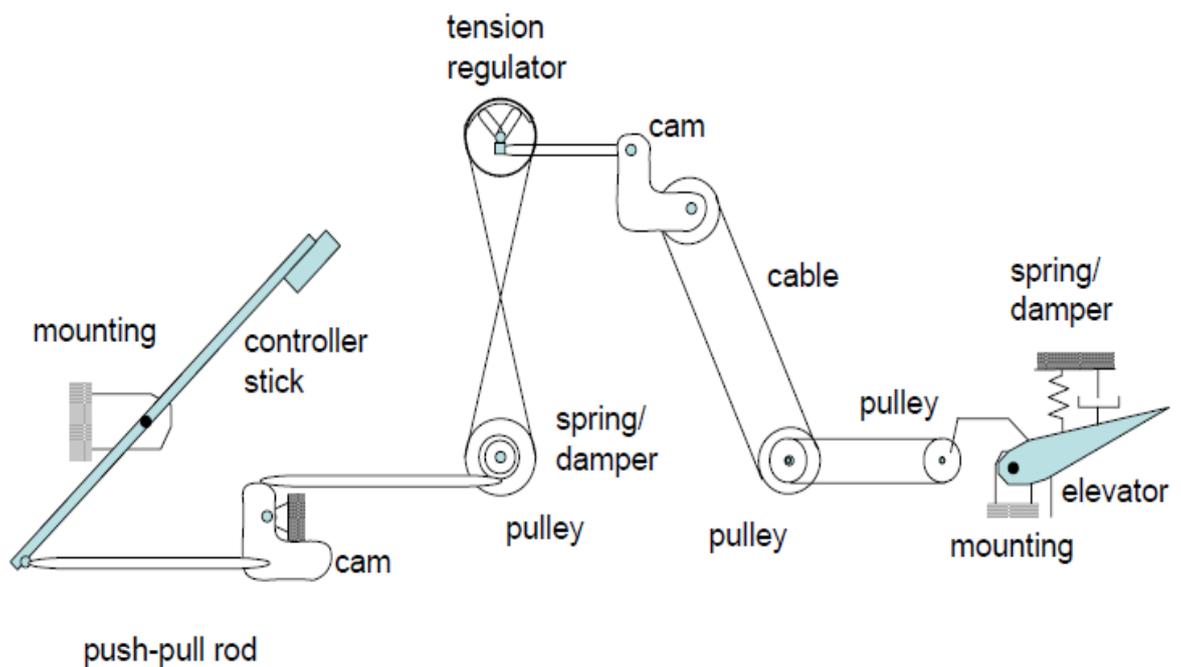
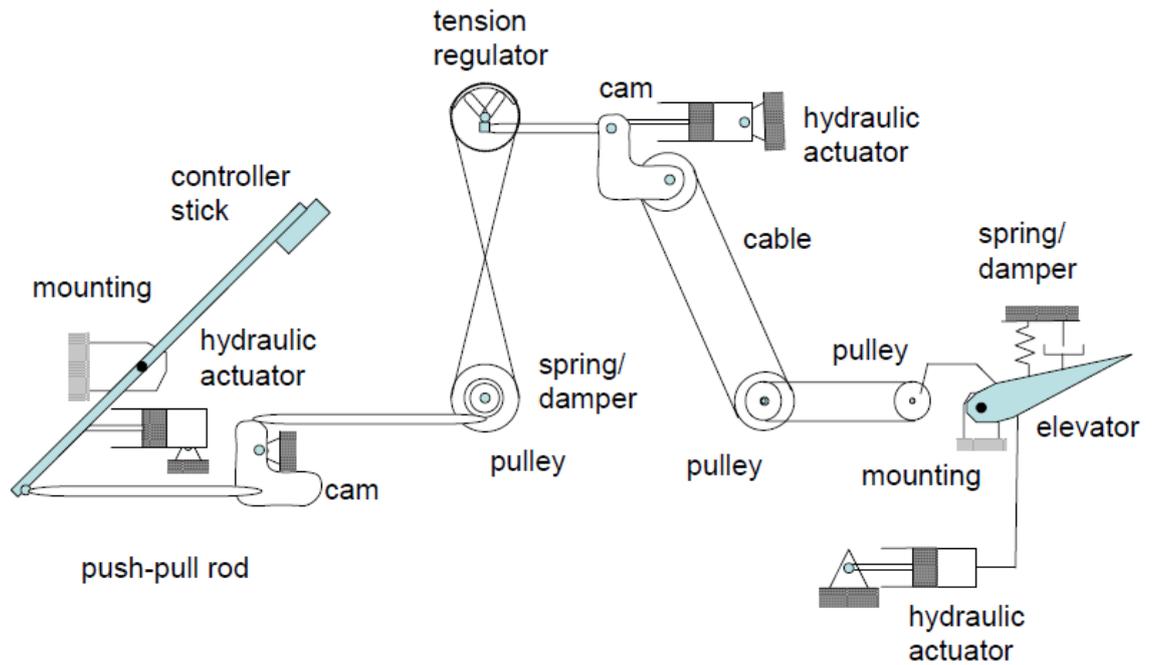


Figure 3.8. Système de commande de vol mécanique.

### b-Commande hydromécanique :

C'est une commande assistée utilisée dans les avions qui demandent un effort important. Des actionneurs hydrauliques sont employé pour assister le système mécanique, en cas de panne de ces actionneurs le pilote continue à commander son avion avec le système mécanique. Ce type est aussi réversible.



**Figure 3.9.** Commande de vol hydromécanique.

### c-Commande électro-hydro-mécanique :

Cette commande est hybride, une spécificité de ce système est l'existence de la boucle fermée entre la commande et l'appareil avec montage d'un système de sensation artificielle pour transmettre l'effort au pilote.

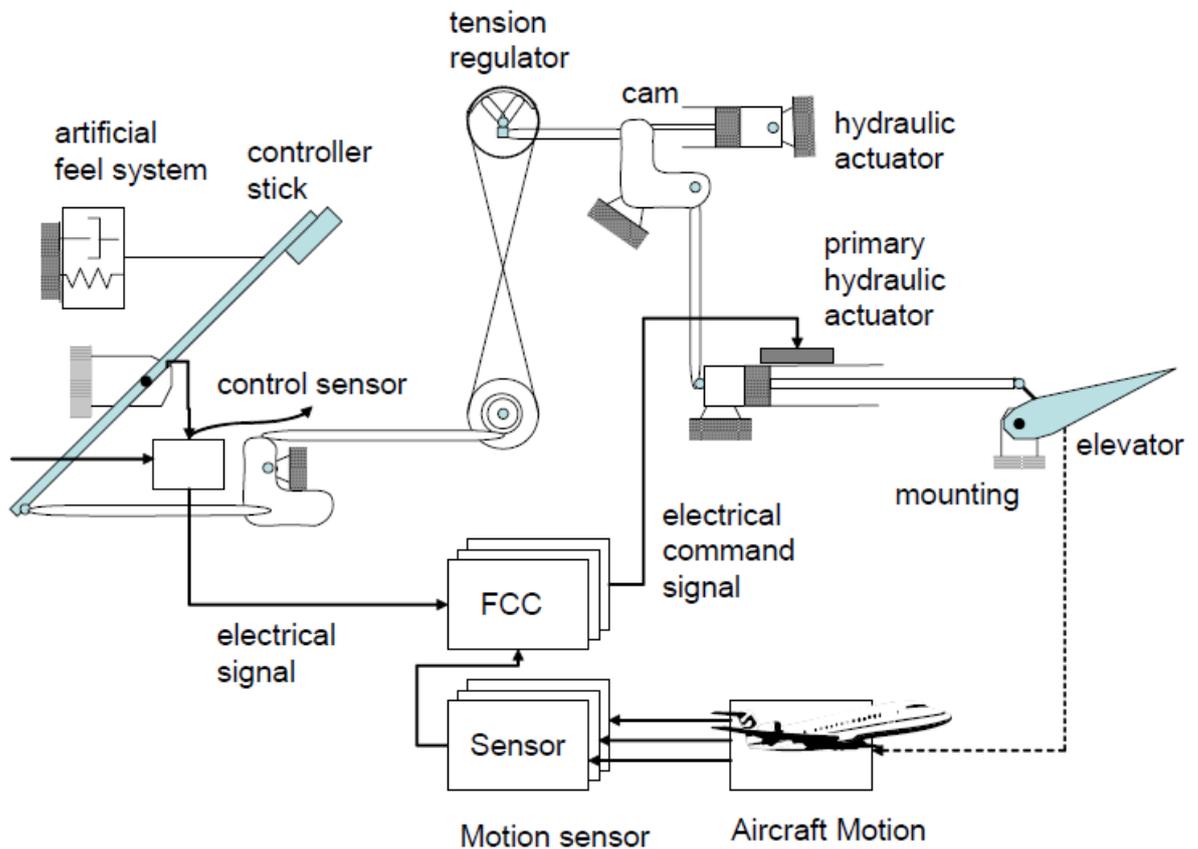
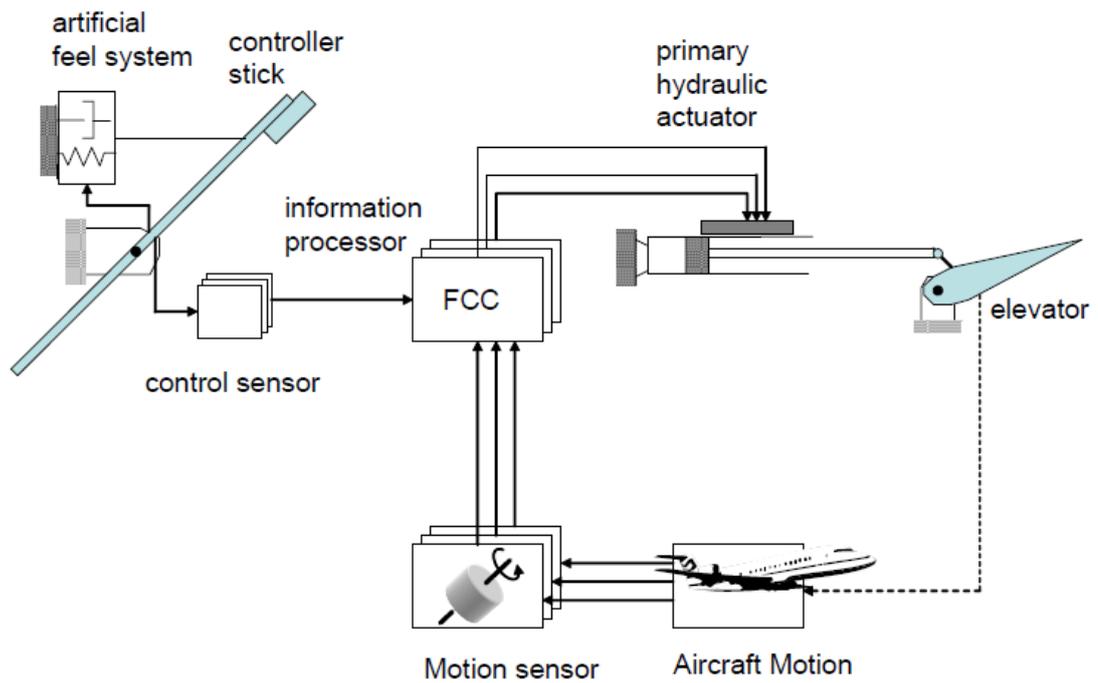


Figure 3.10. Commande électro-hydro-mécanique.

#### d- Commande électrohydraulique :

C'est le type de commande le plus évolué, noté Fly-by-Wire. Une fois l'information vient des capteurs, elle sera convertit en un signal électrique par les calculateurs pour commander les actionneurs hydrauliques.



**Figure 3.11.** Commande électrohydraulique.

# Chapitre 04 Simulation

---

## 4.1 Introduction

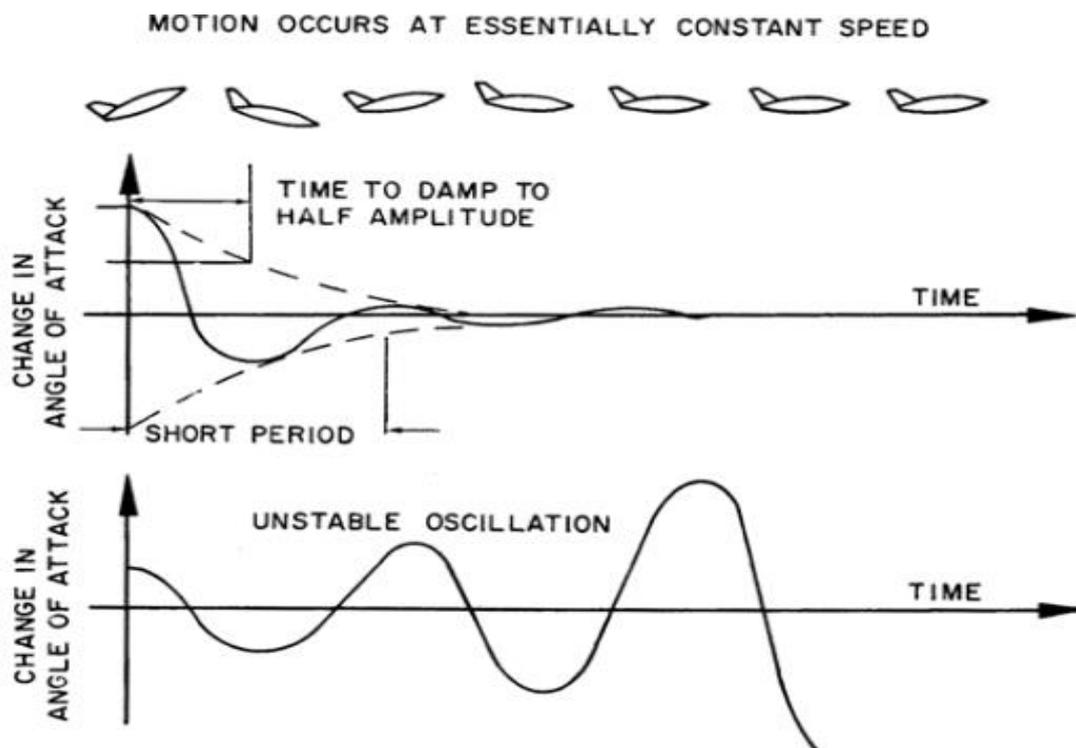
Le pilote automatique dans chaque avion moderne a beaucoup de modes qui nous offre un large choix d'utilisation selon le type d'avion, dans notre étude on va juste étudier deux modes, comment le système pilote automatique maintien-il l'altitude et le cap de l'appareil durant le vol ?

## 4.2 Stabilité longitudinale

Dans un avion conventionnel statiquement stable, la fonction de sa dynamique longitudinale a comme pôles deux paires conjugués qui caractérisent deux modes oscillatoires superposés : **Short period** et **Phugoide**. Les parties réelles des pôles permettent de déduire la stabilité de l'appareil.

### 4.2.1 Mode Short period

C'est un mode rapide fort amorti, dans ce mode l'altitude et la direction du vol restent constantes, tandis que l'angle d'attaque, l'angle de tangage et la vitesse de tangage varient très rapidement.



**Figure 4.1.** Représentation des oscillations Short period.

#### 4.2.2 Mode Phugoïde

C'est un mouvement cyclique de l'avion dans lequel l'appareil oscille en montant puis en piquant du nez, ce mode est dit long mal amorti, ça peut causer un désagrément aux passagers comme il peut conduire à un décrochage. Dans ce mode l'angle d'attaque reste constant alors que la vitesse de tangage et l'altitude de vol de l'avion varient largement.

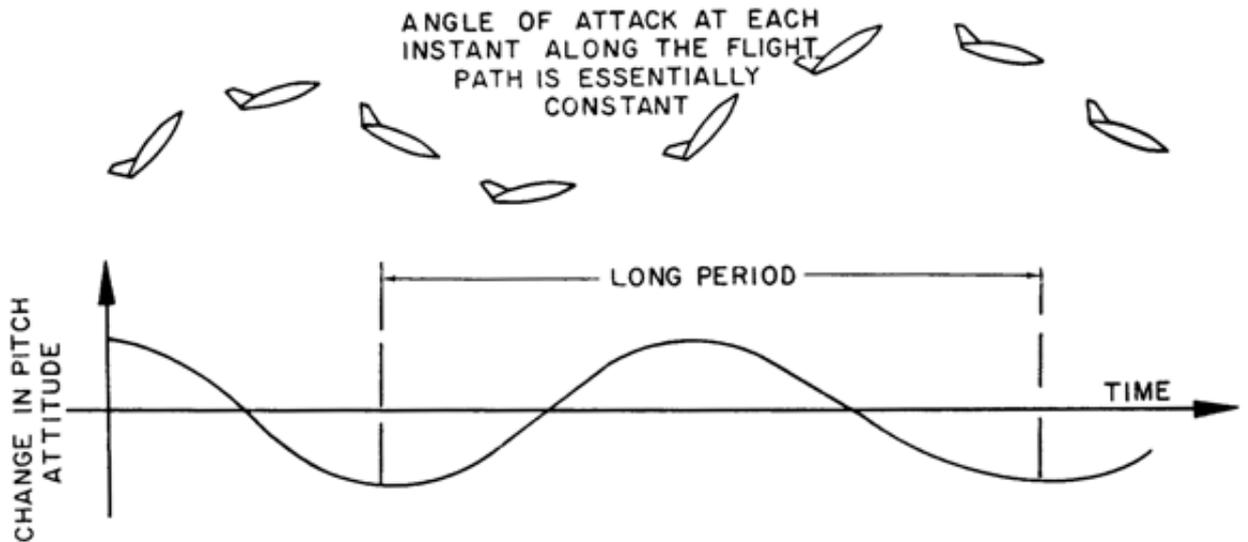


Figure 4.2. Représentation des oscillations phugoïde.

### 4.3 Maintien d'altitude

Comme premier exemple sur le fonctionnement du PA, on va s'intéresser au mode ALT pour étudier le principe de maintien d'altitude sur avion.

#### 4.3.1 Principe de fonctionnement

La boucle maintien d'altitude est superposée à la boucle maintien d'assiette. Pour que le pilote automatique réalise la tenue d'altitude, il doit élaborer une assiette consigne (imposer le braquage de la gouverne de profondeur), cette dernière doit annuler l'écart entre  $Z_c$  (l'altitude consigne) et  $Z_m$  (l'altitude mesurée).

Cas 1 : si  $Z_m > Z_c$  il faut imposer une assiette  $\theta_c < 0$ .

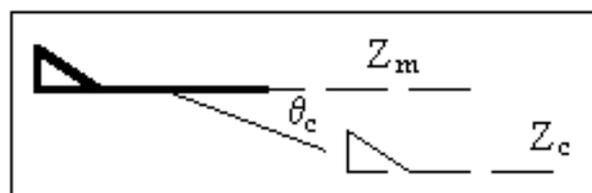


Figure 4.3. Cas  $Z_m > Z_c$ .

Cas 2 : si  $Z_m < Z_c$  il faut imposer une assiette  $\theta_c > 0$ .

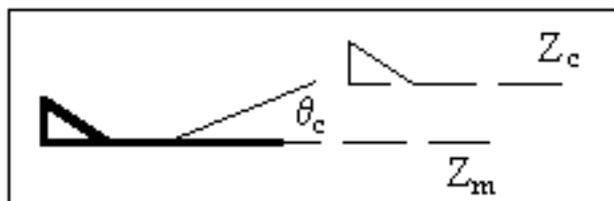


Figure 4.4. Cas  $Z_m < Z_c$ .

Cas 3 : si  $Z_m = Z_c$  il faut imposer une assiette  $\theta_c = 0$ .

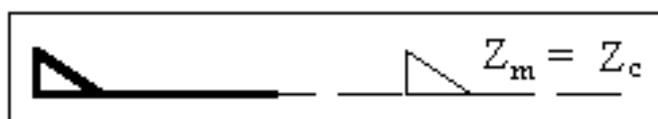


Figure 4.5. Cas  $Z_m = Z_c$ .

### 4.3.2 Schéma fonctionnel de la tenue d'altitude

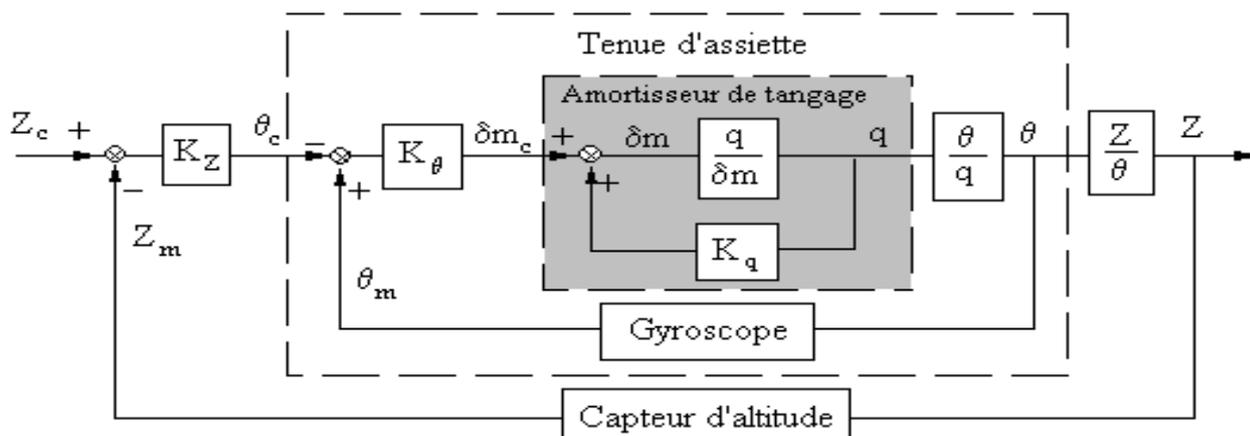


Figure 4.6. Boucle de tenue d'altitude.

### 4.3.3 Schéma simplifié

Connaissons la fonction de transfert du maintien d'assiette et considérons le capteur d'altitude comme parfait, on aura le schéma suivant :

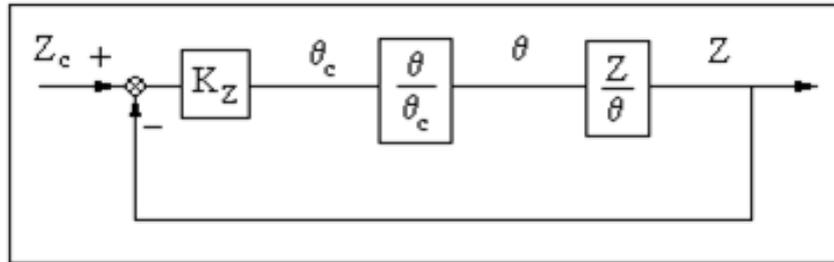


Figure 4.7. Schéma simplifié de maintien d'altitude.

#### 4.3.4 Loi de pilotage

##### a. Hypothèses

1. Dans la tenue de l'altitude on s'intéresse aux oscillations phugoides de l'avion naturel, la vitesse reste toujours constante.
2. La tenue d'assiette est concernée par le mode rapide de l'avion, donc pour le mode lent  $\theta = \theta_c$ .
3. On néglige l'auto manette dans le paragraphe suivant car elle n'est pas nécessaire dans la tenue d'altitude amortie par l'assiette.

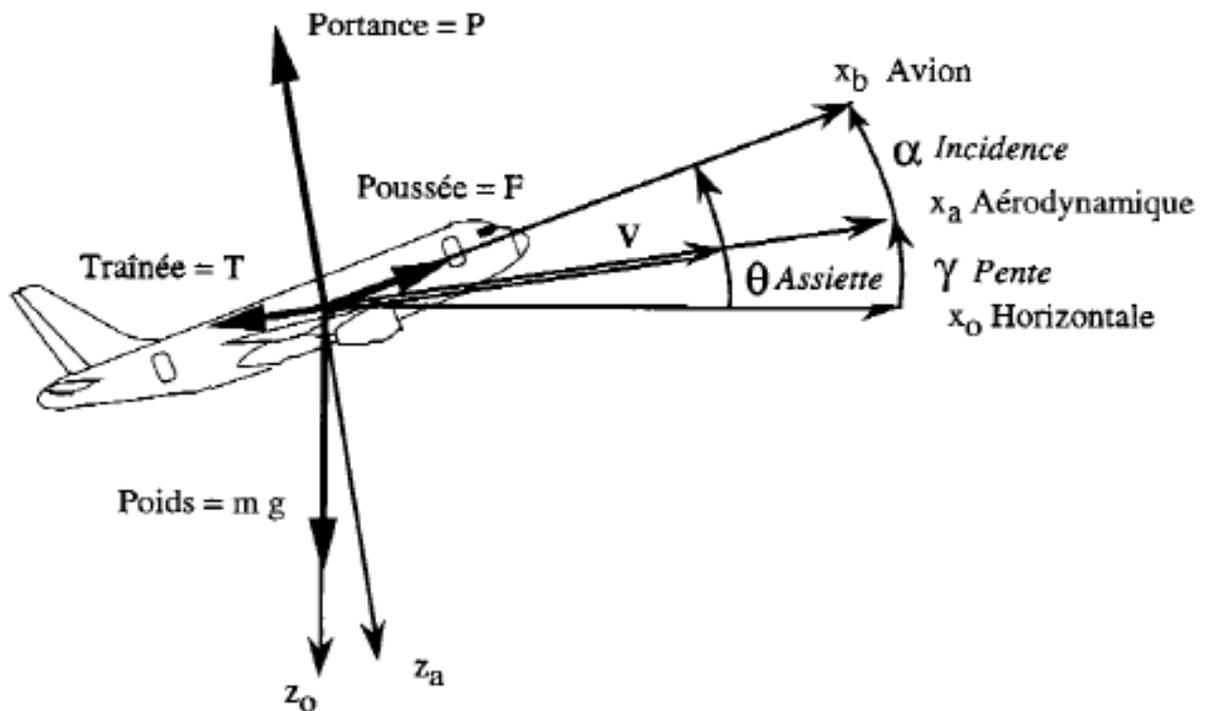
##### b. Loi d'altitude

On prend :

L'angle de vol :  $\gamma = (\theta - \alpha)$  si  $\gamma > 0$  l'avion prend de l'altitude, sinon si  $\gamma < 0$  l'avion perd.

La loi de la vitesse est :

$$\dot{Z} = v \cdot \sin(\gamma) \quad (4.1)$$



**Figure 4.8.** Représentation des différents angles dans le repère aérodynamique.

Si on considère des petites valeurs de l'angle de vol ( $\gamma < 10^\circ$ ) on aura :

$$\dot{Z} = v * \gamma(4.2)$$

En intégrant la loi de la vitesse, on peut finalement avoir la loi de l'altitude :

$$Z = \int v * \gamma(4.3)$$

### 4.3.5 Exemple numérique

Pour l'étude effectuée dans ce mémoire, on prend un modèle d'un vol de croisière, car les modèles des phases décollage et atterrissage sont plus complexes. Le modèle fourni est un exemple numérique simplifié du modèle longitudinal linéaire donné par la représentation d'état suivante :

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} -0.018223 & -0.088571 & -9.78 & 0 \\ -0.003038 & -1.2563 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0.0617 & -28.075 & 0 & -4.5937 \end{bmatrix} X + \begin{bmatrix} 0 & 1.1972 \\ 0 & -0.0012 \\ 0 & 0 \\ 7.84 & -4.05 \end{bmatrix} u(4.4)$$

$$Y = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \lambda & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \lambda & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \lambda \end{bmatrix} X + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} u(4.5)$$

En utilisant ce modèle, on s'intéresse juste par le changement d'altitude, on ne se soucie pas de l'évolution de la position cartésienne de l'avion (commande de direction et commande de gauchissement).

Tel que :

**a. Variable d'entrée :**

- ✓  $\delta c$  : angle de gouverne de profondeur, le braquage de cet angle tant à faire cabrer ou piquer l'avion.
- ✓  $\alpha_{prop}$  : poussée réacteur.

**b. Variables d'état :**

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} v \\ \alpha \\ \theta \\ q \end{bmatrix} \quad (4.6)$$

ou :

$v$  : vitesse d'avion.

$\alpha$  : angle d'attaque (entre l'axe longitudinal de l'avion et sa vitesse)

$\theta$  : angle de tangage (entre l'axe longitudinal et le plan horizontal)

$q$  : vitesse angulaire en tangage de l'avion ( $q = \frac{d\theta}{dt}$ )

**c. Variables de sortie :**

Les mêmes variables d'état.

**Note :**  $\lambda = \frac{180}{\pi}$  c'est un coefficient de normalisation pour exprimer les variables angulaires de sortie en degré.

### 4.3.6 Choix du mode dominant

On cherche à approximer le système d'ordre 4 représentant l'altitude par un modèle réduit, pour cela :

### 4.3. Réponse indicielle

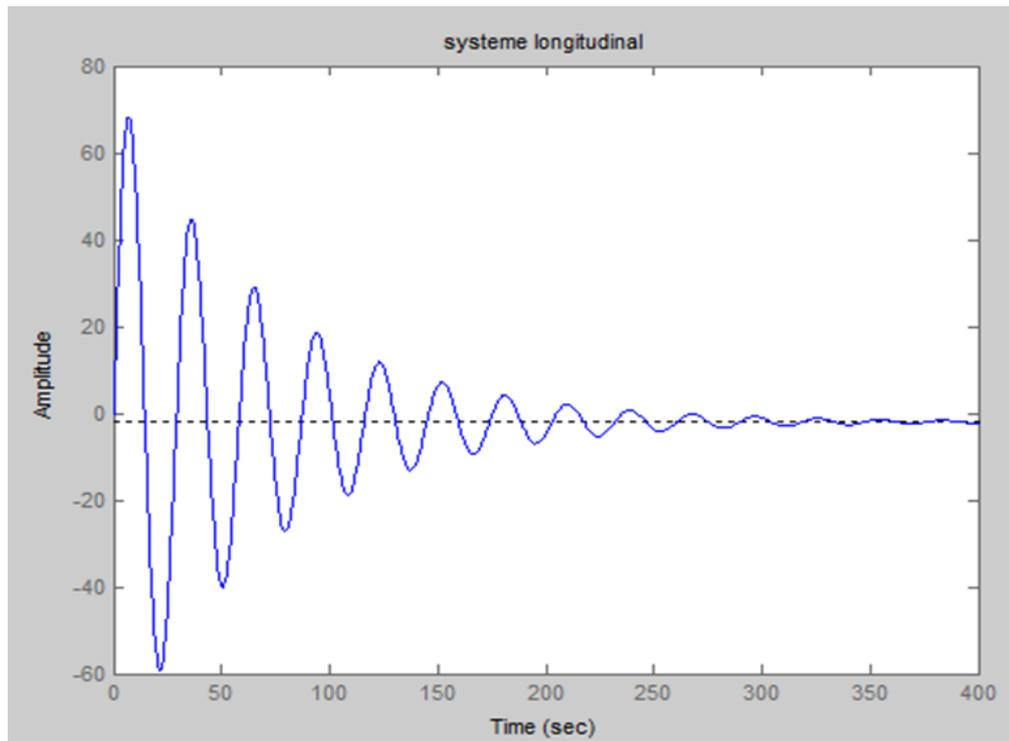


Figure 4.9. Réponse indicielle du modèle longitudinal représentant l'altitude.

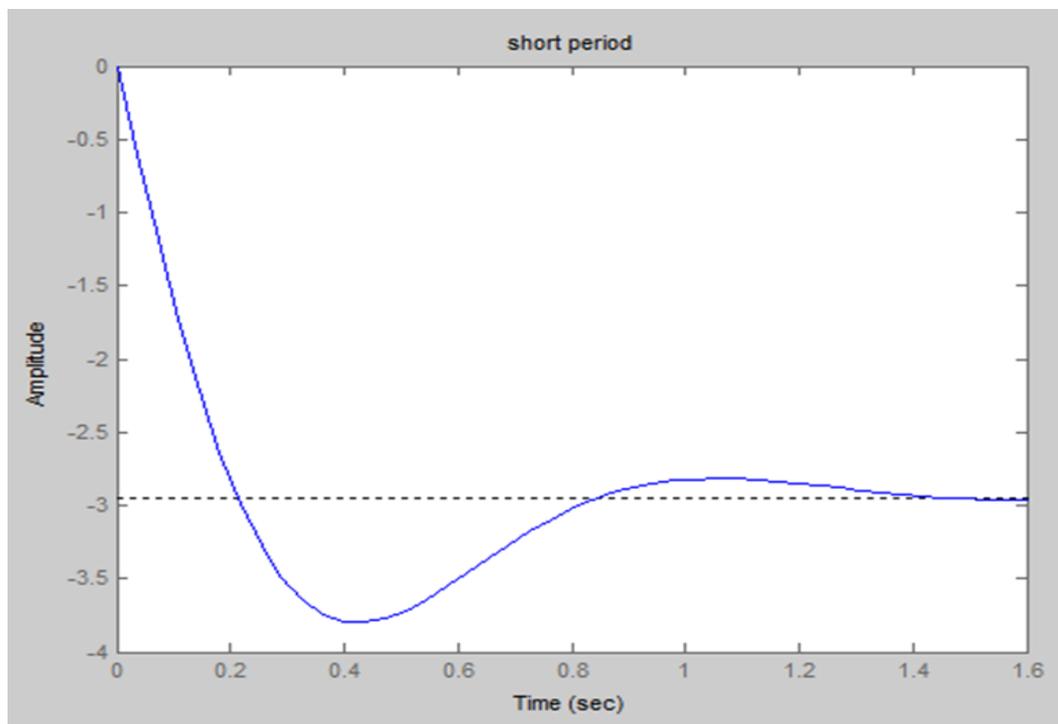
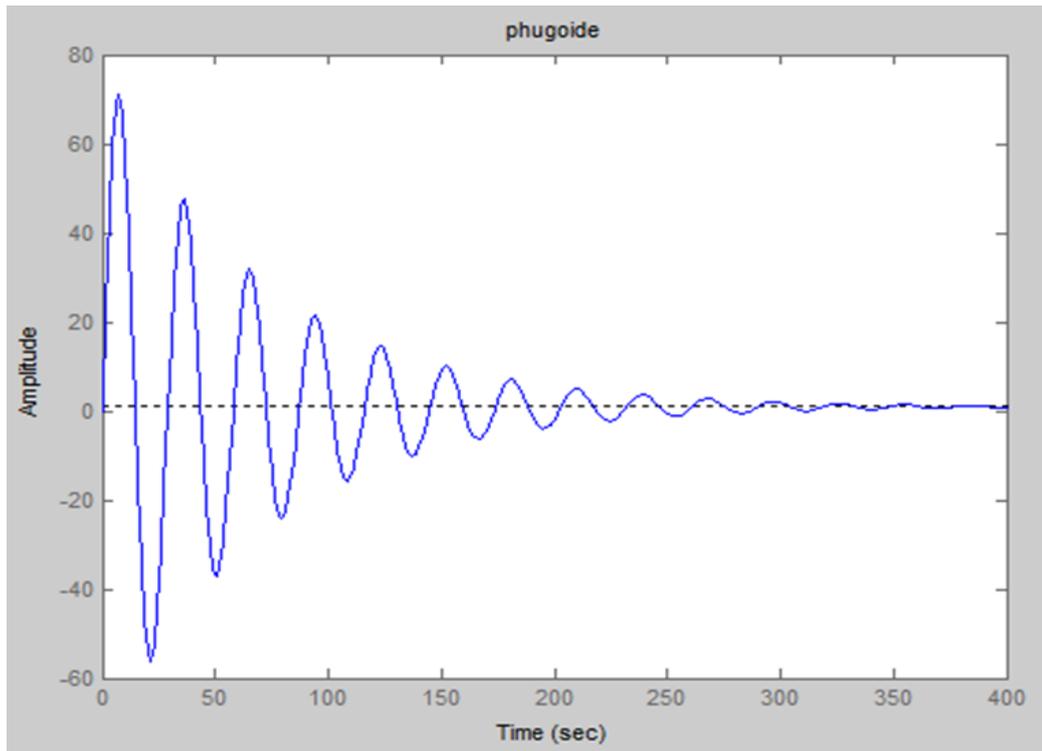


Figure 4.10. Réponse indicielle du mode Short period.



**Figure 4.11.** Réponse indicielle du mode Phugoide.

En comparant les réponses indicelles des deux modes avec celle du système globale, on peut conclure qu'on peut approximer le modèle global par le modèle qui représente le mode phugoide.

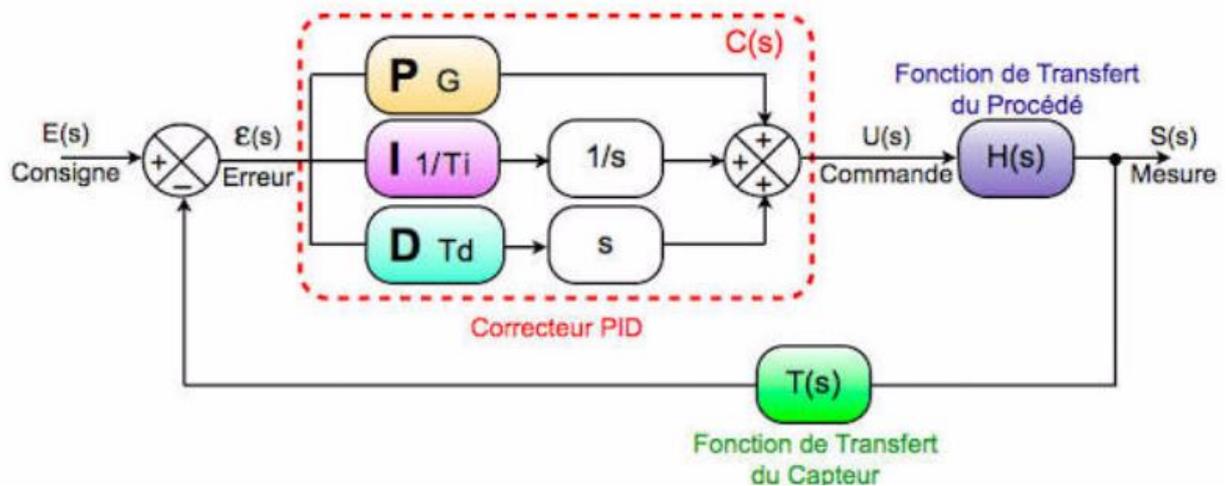
**La fonction de transfert de l'altitude utilisé est :**  $Z = \frac{1}{s^3 + 0.0282s^2 + 0.0472s}$

### 4.3.6 Maintien d'altitude avec régulation PID

En phase de vol de croisière, l'avion peut effectuer quelques changements d'altitude (de niveaux de vols) selon les besoins de la navigation, pour répondre à ces besoins nous avons introduit une commande de type PID afin de contrôler l'altitude de l'avion.

#### a. Structure de contrôleur PID utilisé

Bien que les deux formes série ou parallèle sont mathématiquement équivalentes, on choisit dans notre étude un contrôleur en forme parallèle.



**Figure 4.12.** Structure parallèle du contrôleur PID.

Ce type de contrôleur se caractérise par l'équation suivante :

$$G_c(S) = K_p \left( 1 + \frac{1}{ST_i} + ST_d \right) \quad (4.7)$$

L'intérêt du correcteur PID est d'intégrer les effets positifs des correcteurs, la détermination des coefficients  $K_p, T_i, T_d$  permet d'améliorer à la fois la précision ( $T_d$  et  $K_p$ ), la stabilité ( $T_d$ ) et la rapidité ( $T_i, K_p$ ).

En pratique il est nécessaire d'associer un filtre passe bas en hautes fréquences pour éviter l'amplification du bruit.

## **b. Les différentes méthodes utilisées pour déterminer les paramètres du contrôleur PID**

Dans la pratique, il existe une variété de méthodes qu'on peut utiliser pour déterminer les paramètres (proportionnel, intégral et dérivé) d'un contrôleur, on va citer ci-dessous les méthodes les plus utilisées.

### **1. Méthode par réglages successifs :**

La démarche manuelle de réglage est la suivante :

- régler le gain P jusqu'à la limite des oscillations.
- ajouter l'action Intégrale (action faible au départ :  $T_i$  grand).
- diminuer  $T_i$  jusqu'à la limite de l'instabilité.
- ajouter l'action Dérivée pour limiter les dépassements.

- augmenter progressivement Td.

Le schéma suivant illustre cette méthode :

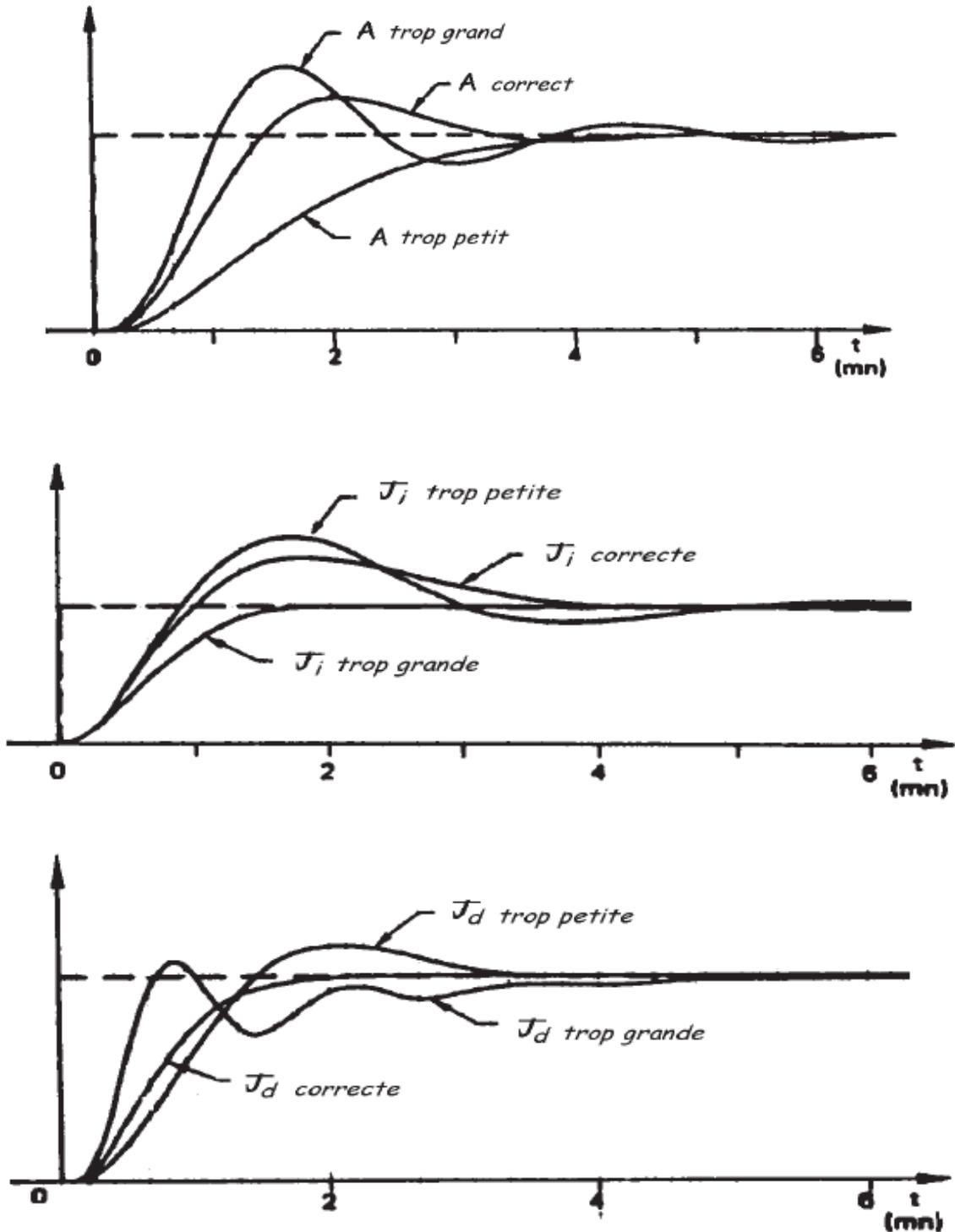


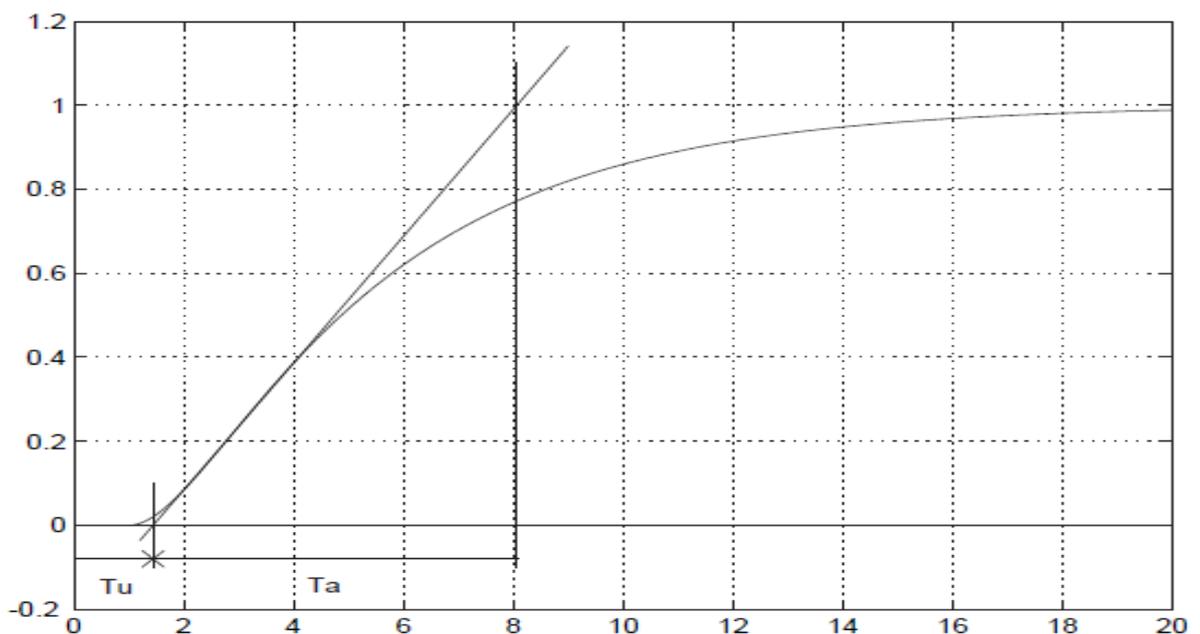
Figure 4.13. Ajustement des paramètres PID par la méthode des réglages successifs.

## 2. Méthode de ZEIGLER-NICHOLS

Ils ont présenté deux méthodes, l'une dans le domaine temporel ou il s'agit d'enregistrer la réponse de système en boucle ouverte, et l'autre dans le domaine fréquentiel, ou il s'agit d'insérer une action proportionnelle de gain  $K$  en boucle fermée et de faire varier ce  $K$  jusqu'à obtenir des oscillations entretenues, et puis on détermine les autres paramètres selon le tableau suivant :

Type de régulateur	$K_r$	$T_i$	$T_d$
P	$0.5K_n$	...	...
PI	$0.45 K_n$	$\frac{T_{osc}}{1.2}$	...
PID	$0.6K_n$	$\frac{T_{osc}}{2}$	$\frac{T_{osc}}{8}$

**Figure 4.14.**Tableau de ZEIGLER-NICHOLS pour détermination des paramètres PID.

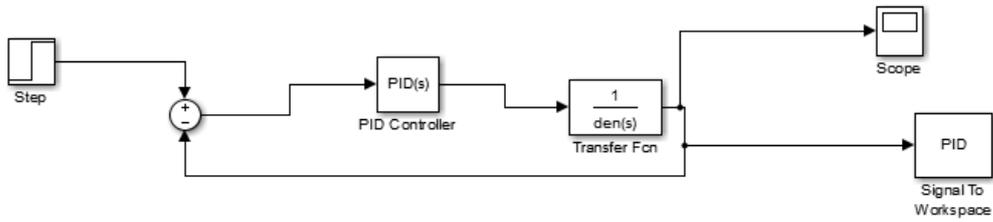


**Figure 4.15.**Réponse indicielle.

Tel que :  $T_u = a$  et  $T_a = L$

**Note :** Cette méthode possède un défaut qui peut être gênant, c'est que le système en boucle fermée a pour une entrée en échelon un fort dépassement qui est de l'ordre de 30 à 50%.

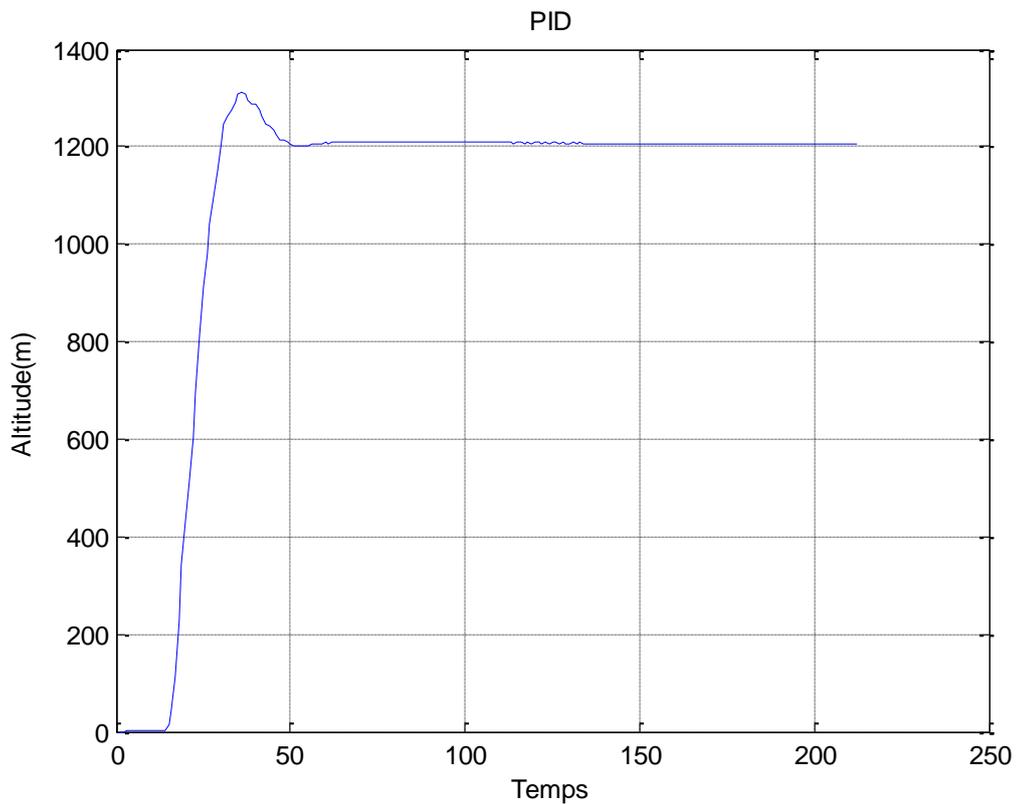
**c. Application de la régulation PID pour le maintien d'altitude de notre appareil :**



**Figure 4.16.** Schéma block du système corrigé.

**Note :** Après utilisation des différentes méthodes pour identifier les paramètres du contrôleur PID, on a finalement utiliser le block TUNER afin de les obtenir.

**d. Résultat de TUNE**



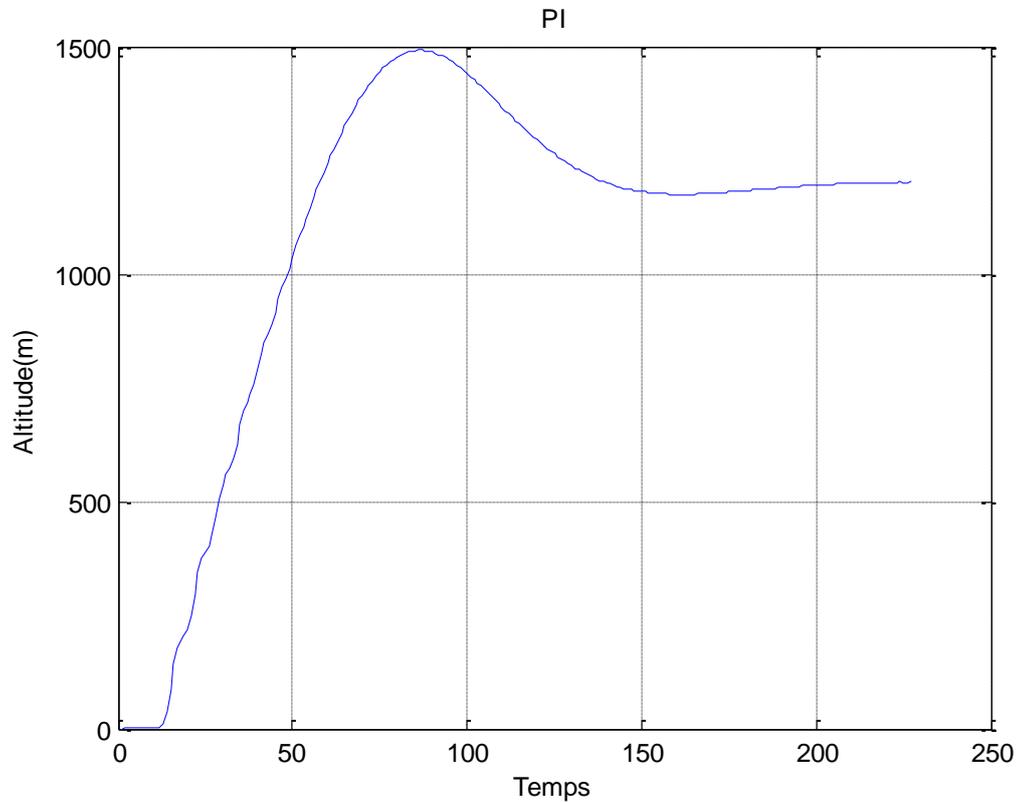
**Figure 4.17.** Résultat d'utilisation du PID.

**❖ Correcteur Proportionnel intégrateur (PI)**

$$C(s) = Kc \frac{1+T_i s}{T_i s} (4.8)$$

**Effet statique :** annule l'erreur statique.

**Effet dynamique :** augmente le temps de réponse et augmente l'instabilité.



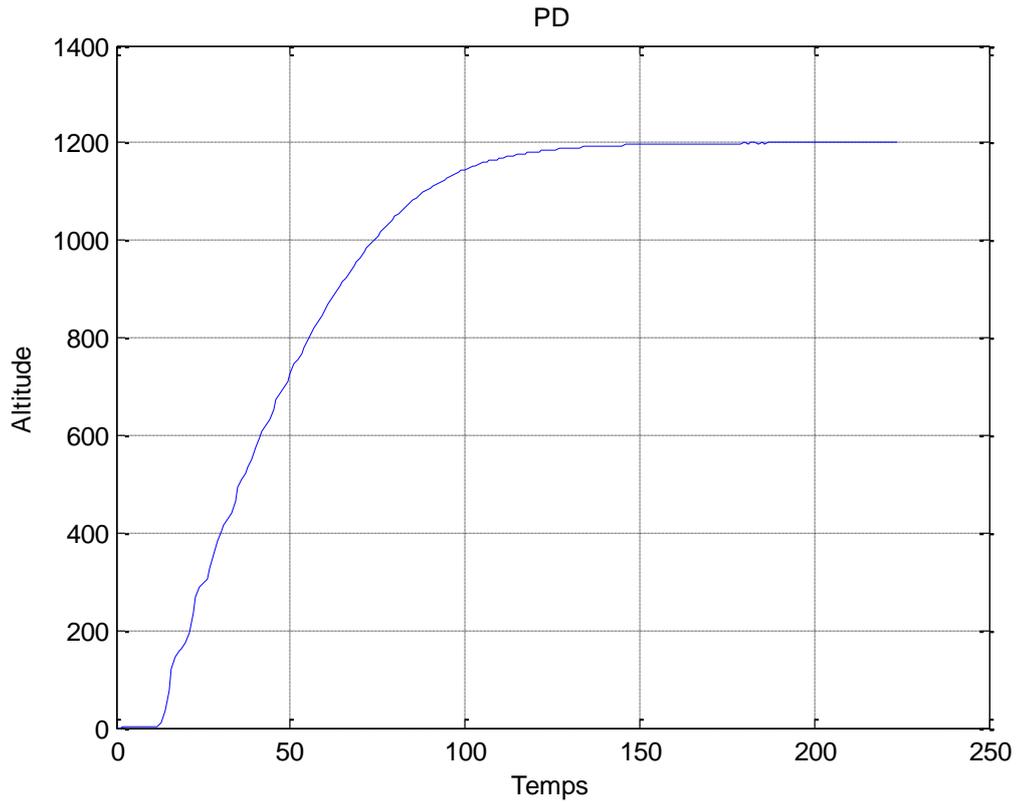
**Figure 4.18.** Résultat de simulation avec correction PI.

#### ❖ Correcteur Proportionnel Dérivateur (PD)

$$C(s) = K_C(1 + T_d s) (4.9)$$

**Effet statique :** le système n'intervient que sur le dérivé de l'erreur, si l'erreur est constante le dérivateur n'a aucun effet.

**Effet Dynamique :** l'intérêt principal de la correction dérivée est son effet stabilisant, elle permet de stabiliser le système et d'améliorer le temps de réponse.



**Figure 4.19.** Résultat de simulation avec régulation PD.

❖ **Les paramètres de chaque régulateur :**

	<b>PI</b>	<b>PD</b>	<b>PID</b>
$K_p$	<b>0.0002841</b>	<b>0.000232</b>	<b>0.001295</b>
$K_d$	/	<b>0</b>	<b>-0.0297</b>
$K_i$	<b><math>1.128 \cdot 10^{-6}</math></b>	/	<b><math>2.75 \cdot 10^{-7}</math></b>
$N$	/	<b>100</b>	<b>0.0416</b>

**Tableau 4.1.** Différents paramètres des différents régulateurs

❖ **Les Performances de chaque régulateur :**

	<b>PID</b>	<b>PI</b>	<b>PD</b>
$T_m(s)$	82.5	118	261.3
$T_r(s)$	106	125	360

<b>D(%)</b>	10	24	0
-------------	----	----	---

**Tableau 4.1.** Différentes performances des différents régulateurs

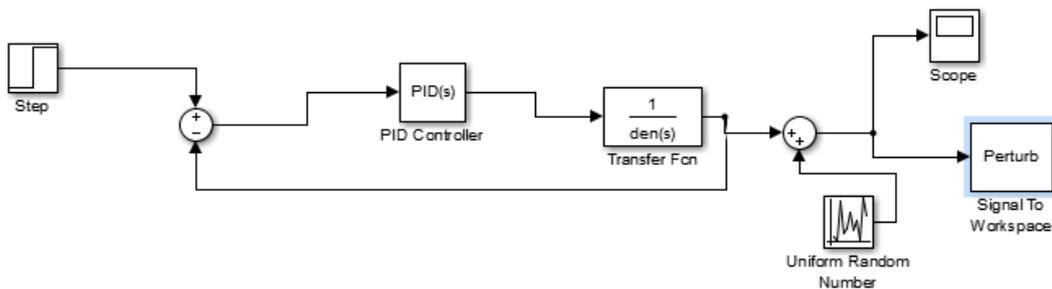
**Conclusion :**

D’après les performances données dans le tableau précédent, on déduit que le meilleur correcteur pour notre système est le PID.

**e. Effet de perturbations**

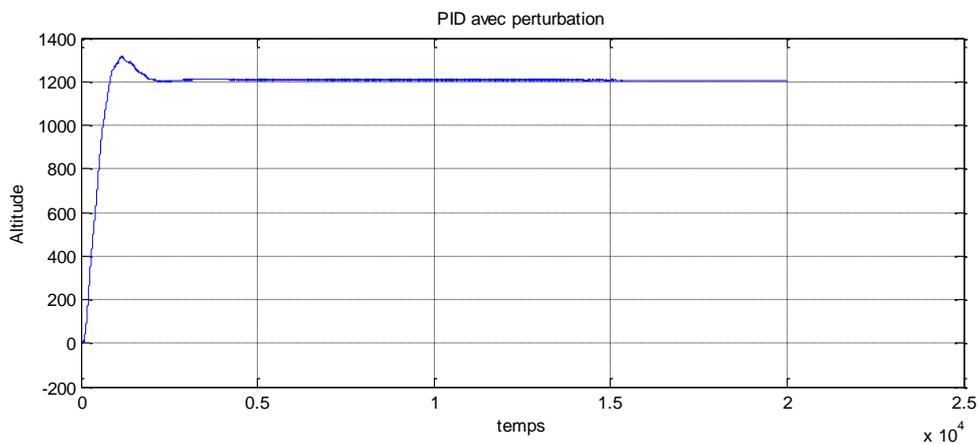
Pour valider le résultat de la régulation PID il faut ajouter des perturbations à la boucle de tenue de l’altitude.

**✚ Schéma block**



**Figure 4.20.** Schéma block de la boucle tenue d’altitude avec perturbations.

**✚ Résultat de la simulation**



**Figure 4.21.** Résultat de la simulation avec perturbations.

On remarque que même après l'ajout des perturbations notre appareil tient toujours son altitude, il suit la consigne dans un temps de réponse un peu plus grand que le premier mais toujours sans oscillations et avec moins de dépassement.

## 4.4 Maintien du cap

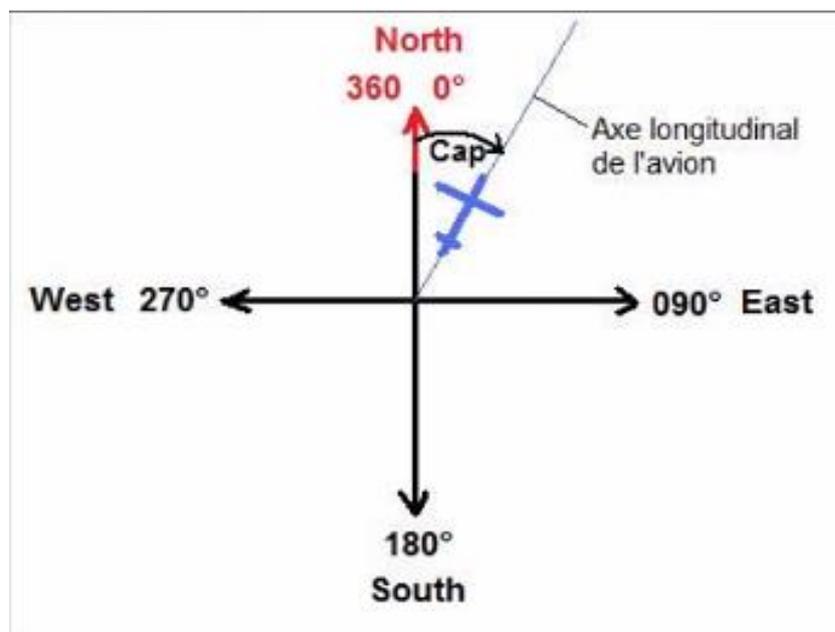
### 4.4.1 Introduction

Parmi les fonctions que l'autopilote peut assurer en mode latéral le maintien de la trajectoire de l'avion automatiquement suivant les données fournies par le pilote humain (le plan de vol.).

Dans cette partie on va étudier le maintien de cap du pilotage automatique, alors on étudie la chaîne automatique qui se cache après le bouton HDG (Heading) sur le PA au niveau du tableau de bord.

### 4.4.2 Le Cap en aéronautique

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 l'axe longitudinal et le nord. Cet angle est mesuré à l'aide d'un compas magnétique ou gyroscopique.



**Figure 4.22.** Cap aéronautique.

On distingue:

- a. **le cap compas ( $C_c$ ):** indique par le compas, c'est à dire l'angle entre le nord du compas et l'axe longitudinal.
- b. **Le cap magnétique ( $C_m$ ):** c'est l'angle entre le nord magnétique ( $N_m$ ) et l'axe longitudinal.
- c. **Le cap vrai ( $C_v$ ):** c'est l'angle entre le nord géographique ( $N_v$ ) et l'axe longitudinal.

#### 4.4.3 Chaîne de commande de pilote automatique

##### a. Etude théorique

On va étudier le maintien de cap théoriquement on sait que notre système est multi variable (2 entrées beta et phi), alors on va déterminer une commande pour que les sorties « y » suivent les références « r » en générant les commandes « u » et que l'erreur doit être nulle.

##### b. Commande linéaire par retour d'état

Le retour d'état est le moyen le plus classique d'envisager la commande d'un système modélisé par une représentation d'état, en automatique, la commande par retour d'état est un moyen de modifier le comportement en boucle fermée d'un système dynamique donné par une représentation d'état.

##### c. Détermination de la loi de commande

Le système est représenté par l'équation d'état :

$$\dot{x} = Ax(t) + Bu(t) \quad (4.10)$$

$A \in R^{n \times n}$   $B \in R^{n \times m}$  La commande par retour d'état est représentée par :

$$u(t) = -Kx(t) \quad (4.11)$$

L'entrée appliquée au système est le vecteur d'état  $x(t)$  prémultiplié par une matrice de gains  $K \in R^{m \times n}$  alors l'équation d'état devient :

$$\dot{x} = (A - BK)x(t) \quad (4.12)$$

Mais si la sortie  $y(t)$  doit converger vers une valeur désirée  $Y_d(t)$ , il faut donc modifier la commande par retour d'état pour prendre en compte  $Y_d(t)$  la commande par retour d'état est alors présentée par :

$$u(t) = -Kx(t) + K_r Y_d \quad (4.13)$$

Avec  $K_r \in R^{m \times p}$  une nouvelle matrice de gains, ceci va modifier l'équation d'état :

$$\dot{x} = (A - BK)x + BK_r Y_d \quad (4.14)$$

### i. Etude de mouvement latéral d'AIRBUS

1. D'un mouvement suivant l'axe roulis ( $\phi$ , vitesse angulaire  $p$ ).
2. D'un mouvement suivant l'axe de lacet (vitesse angulaire  $r$ ) et un angle de dérapage  $\beta$ .

Deux actionneurs permettent de stabiliser ce mouvement et guider l'avion le long de la trajectoire désirée: l'angle de l'aileron et l'angle de la gouverne de direction.

### ii. La représentation du modèle de l'avion a étudié

Le modèle de mouvement latéral de l'avion naturel qui contient la représentation d'état et les conditions initiales. C'est un modèle linéarisé de l'A300.

**Cas de vol:** 163 tonnes – centrage 30%

1500ft – 134Kts – Mach=0.21 – Pente=-3deg

➤ **Matrices d'état associées aux définitions précédentes:**

$$X = [\beta \quad p \quad r \quad \phi]^T \quad (4.15)$$

$$U = [dp \quad dr]^T \quad (4.16)$$

$$A = \begin{bmatrix} -0.0885 & 0.1176 & -0.93 & 0.1389 \\ -0.9437 & -0.8353 & 0.7155 & 0.0024 \\ 0.1020 & -0.1917 & -0.0841 & -0.0042 \\ 0 & 1 & 0.1054 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.17)$$

$$B = \begin{bmatrix} -0.0050 & 0.0194 \\ -0.2213 & 0.0716 \\ -0.0014 & -0.1608 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.18)$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.19)$$

$$D = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.20)$$

➤ **Les vecteurs et valeurs propres :**

$$V = \begin{bmatrix} 0.1642 & 0.1772 - 0.4287i & 0.1772 + 0.4287i & 0.1182 \\ 0.6616 & -0.0037 + 0.4730i & -0.0037 - 0.4730i & -0.016 \\ 0.1256 & -0.2034 - 0.0396i & -0.2034 + 0.0396i & 0.1339 \\ -0.7208 & 0.7199 & 0.7199 & 0.9838 \end{bmatrix} \quad (4.21)$$

$$P = \begin{bmatrix} -0.9362 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.0349 + 0.6513i & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -0.0349 - 0.6513i & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -0.0020 \end{bmatrix} \quad (4.22)$$

➤ **Caractéristiques des valeurs propres:**

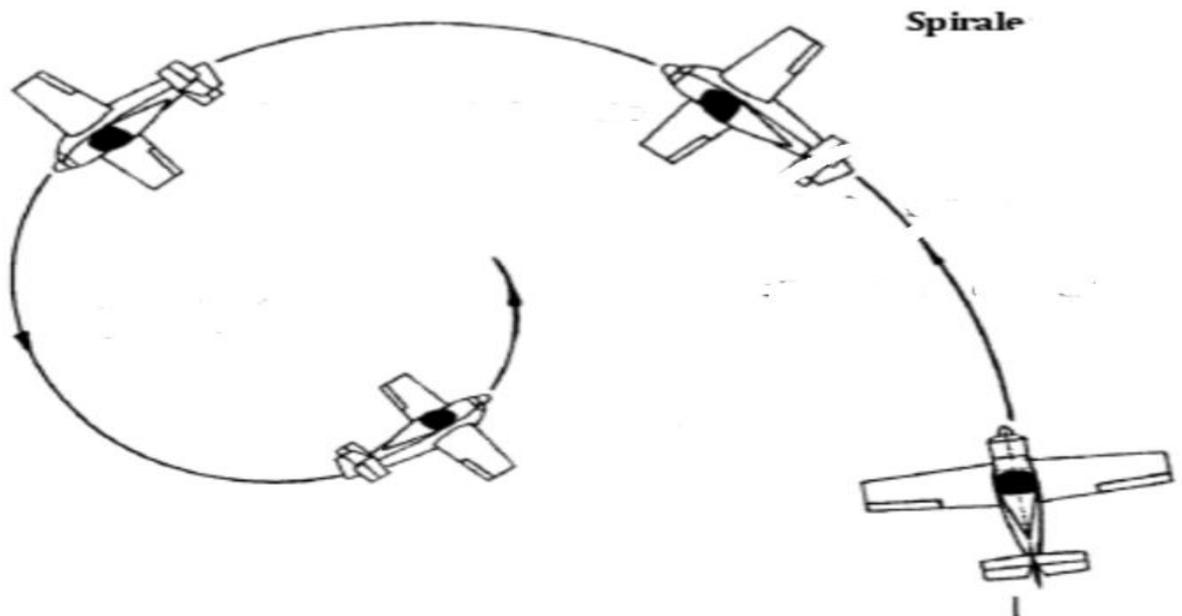
$\Lambda_1 = -0.9362$  caractérise le mode Roulis Spiral.

$\Lambda_2 = -0.0349 + 0.6513i$  caractérise le mode Roulis Hollandais.

$\Lambda_3 = -0.0349 - 0.6513i$  caractérise le mode Roulis Hollandais.

$\Lambda_4 = -0.002$  : caractérise le mode Roulis.

❖ **Le Roulis spiral:** Un mode instable, résulte dans une trajectoire de vol tournant.



**Figure 4.23.** Le roulis spiral.

- ❖ **Le Roulis hollandais :** C'est le phénomène aérodynamique en turbulence qui allie Roulis et lacet (le suivi d'une trajectoire rectiligne en faisant osciller volontairement l'appareil).



**Figure 4.24.** Le roulis hollandais.

D'abord il faut vérifier si le système est commandable Par la fonction 'ctrb' et 'rank'.

On trouve que le rang =4 alors le système est contrôlable.

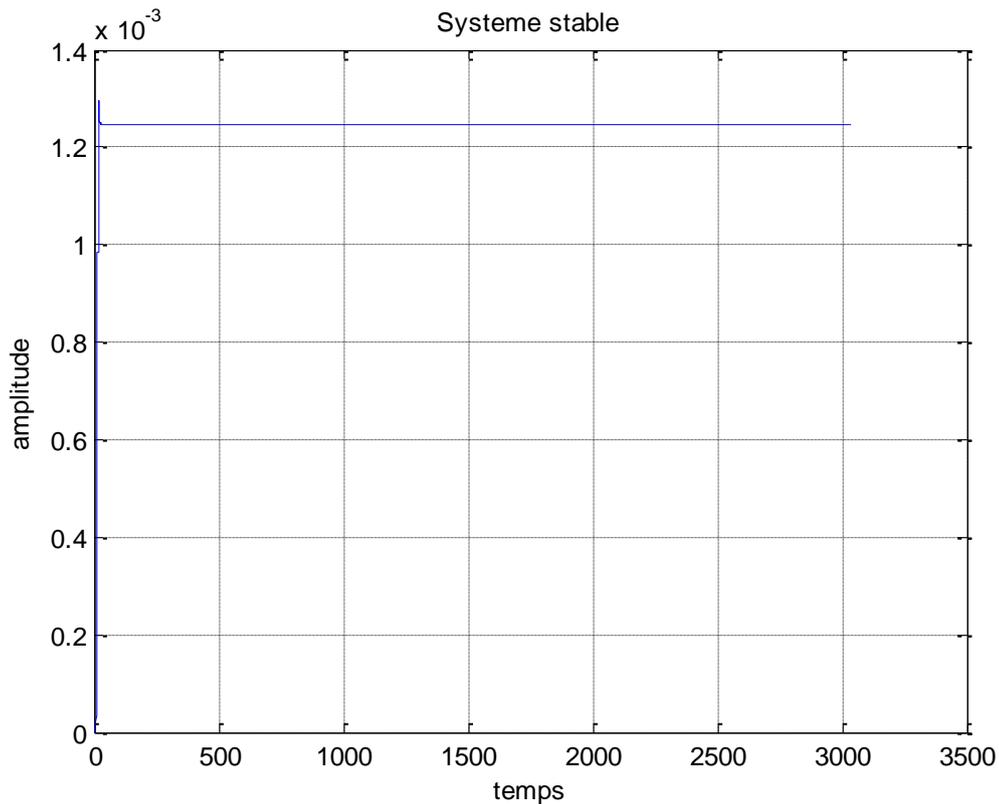
✓ **Le système Désiré**

On désire une réponse de 4eme ordre avec un meilleur temps de réponse 2s , on choisit alors le système suivant :

$$G(s) = \frac{1}{s^4 + 24s^3 + 188s^2 + 560s + 800} \quad (4.23)$$

Les Pôles sont : P= [-2+2j -2-2j -10 -10]

✓ **La réponse indicielle en BF**



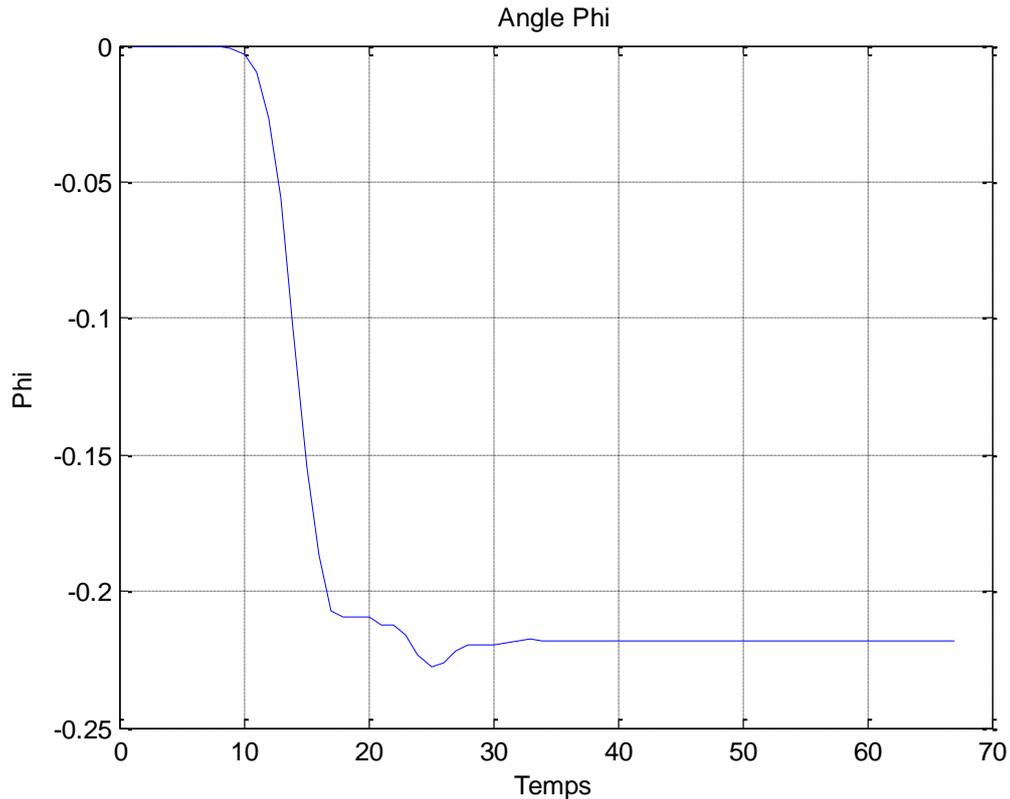
**Figure 4.25.** La réponse indicielle du système en BF.

Après avoir affecté les valeurs propres désirées et en utilisant la fonction 'PLACE' sur Matlab On aura les valeurs du vecteur **K** :

$$K = \begin{bmatrix} -485.4317 & -42.3324 & -31.1027 & -78.6039 \\ 80.4142 & -1.9747 & -60.5385 & -24.5367 \end{bmatrix} \quad (4.24)$$

On fait le schéma bloc sur Simulink et on affecte les entrées  $\phi = 10^\circ$  et  $\beta = 20^\circ$  :





**Figure 4.28.** Résultats de la simulation avec un seul gain 'angle Phi'

On voit que la sortie ne suit pas la consigne et on peut déduire que la variation d'un seul paramètre entraîne la variation de l'autre.

La matrice  $K$  apparaît dans la boucle fermée  $A-BK$ , elle permet d'ajuster le comportement et elle est importante pour la stabilité.

Alors pour que la sortie converge vers la valeur désirée, il faut modifier la commande par retour d'état pour prendre en compte la référence.

#### ✓ La commande par retour d'état

Elle est alors représentée par :

$$U(t) = -Kx(t) + K_r r \quad (4.25)$$

Avec  $K_r \in \mathbb{R}^{m \times p}$  une nouvelle matrice de gains.

La conséquence d'utiliser une telle entrée est de modifier l'équation d'état à :

$$\dot{x} = (A - BK)x(t) + BK_r r(t) \quad (4.26)$$

Sachant qu'il faut que les sorties  $Y$  suivent les références donc :

L'erreur finale :

$$Y - r = 0 \text{ Pour } t \rightarrow \infty \quad (4.27)$$

D'où

$$Cx = r \text{ Pour } t \rightarrow \infty \quad (4.28)$$

Si  $r = \text{constante} \Rightarrow Cx = \text{constante} \Rightarrow \dot{x} = 0$

Alors :

$$x(A - BK) + (Bk_r)r = 0 \Rightarrow x(A - BK) = -Bk_r r \quad (4.29)$$

$$\text{Ce qui implique : } x = -(A - BK)^{-1} Bk_r r \quad (4.30)$$

$$Y = Cx \quad (4.31)$$

$$Y = -C(A - BK)^{-1} Bk_r r$$

Il faut que  $Y = r$  Ceci implique

$$-C(A - BK)^{-1} Bk_r r = I \quad (4.32)$$

$I$  Une matrice identité de taille  $p * p$ .

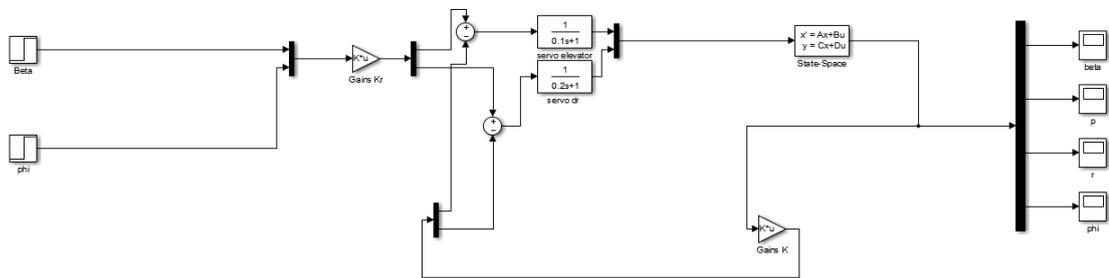
La matrice  $K_r$  est :

$$K_r = -(C(A - BK)^{-1} B)^{-1} \quad (4.33)$$

Alors qu'on a la formule de  $K_r$  on va utiliser MATLAB pour la calculer :

$$K_r = \begin{bmatrix} -488.1579 & -81.9101 \\ 84.5524 & -33.2472 \end{bmatrix} \quad (4.34)$$

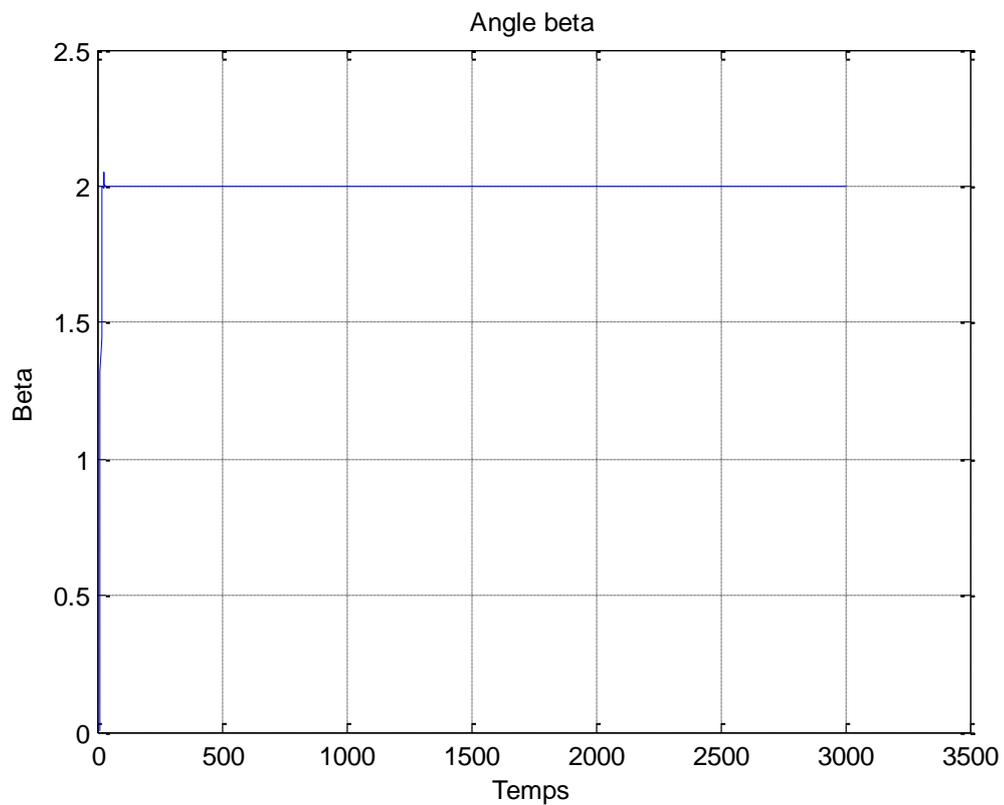
**Le schéma bloc Simulink :**



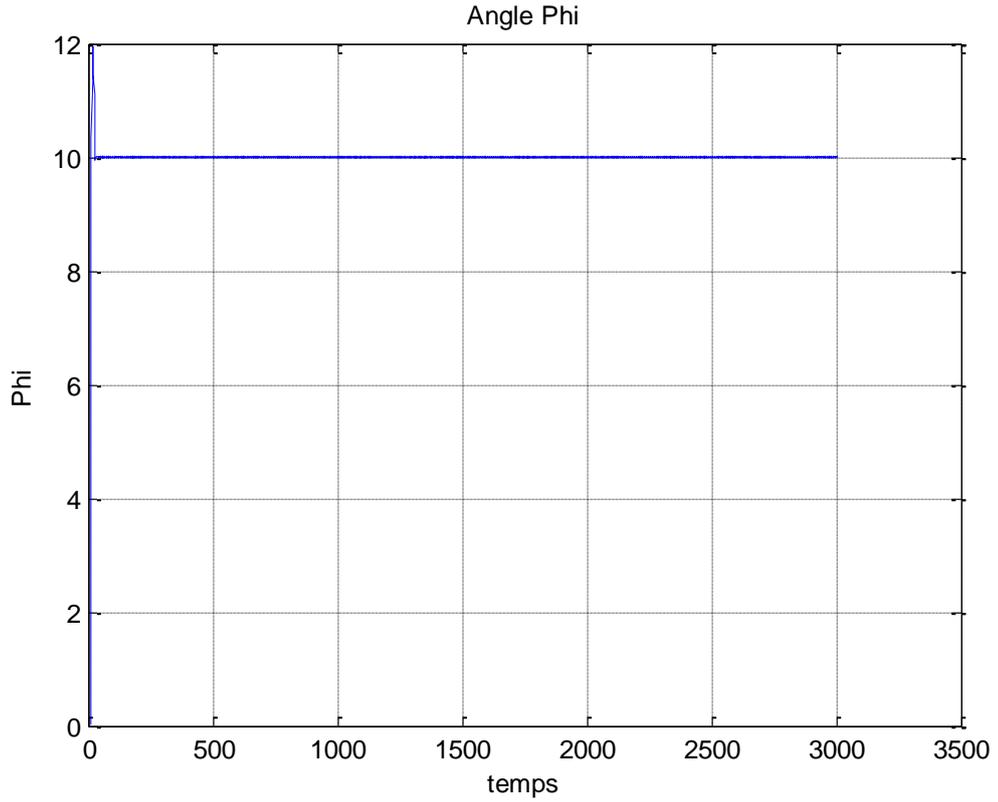
**Figure 4.29.** Schéma bloc commande par retour d'état avec deux gains

✓ **Simulation**

Pour  $\phi = 10^\circ$  et  $\beta = 2^\circ$



**Figure 4.29.** Résultats de la simulation avec deux gains 'angle beta'



**Figure 4.30.** Résultats de la simulation avec deux gains 'angle phi'

Le résultat est satisfaisant en effet :

	$\beta$	$\phi$
$T_r(s)$	1	1
$T_m(s)$	0.7	0.3
$D\%$	1.02	1.18

**Tableau 4.2.** Les paramètres des réponses.

L'établissement de la consigne se fait presque sans dépassement.

### ✓ Dynamique en boucle fermée en présence de perturbations

A l'aide du langage MATLAB SIMULINK on va utiliser le bloc « UniformRandomNumber » pour générer une perturbation externe due à une rafale de vent pour tester la Robustesse de la commande.

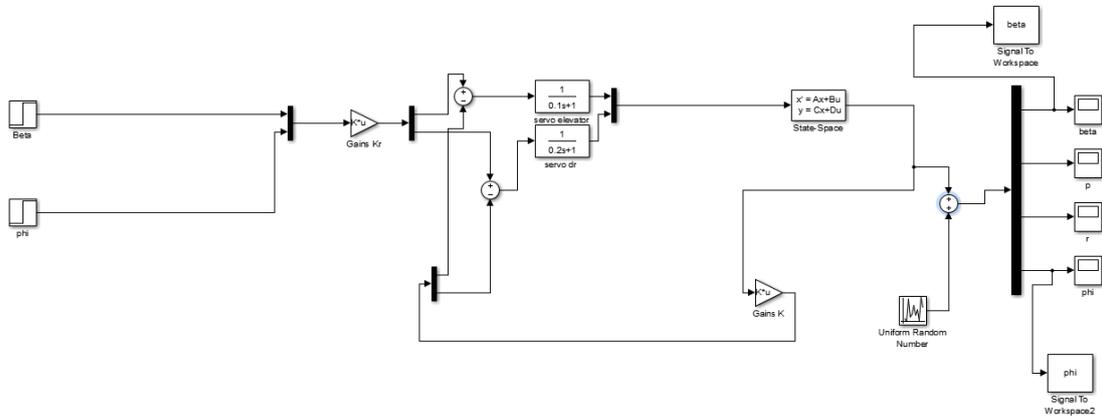


Figure 4.31. Schéma block Simulink du système avec perturbations.

### ✓ Résultats de lasimulation

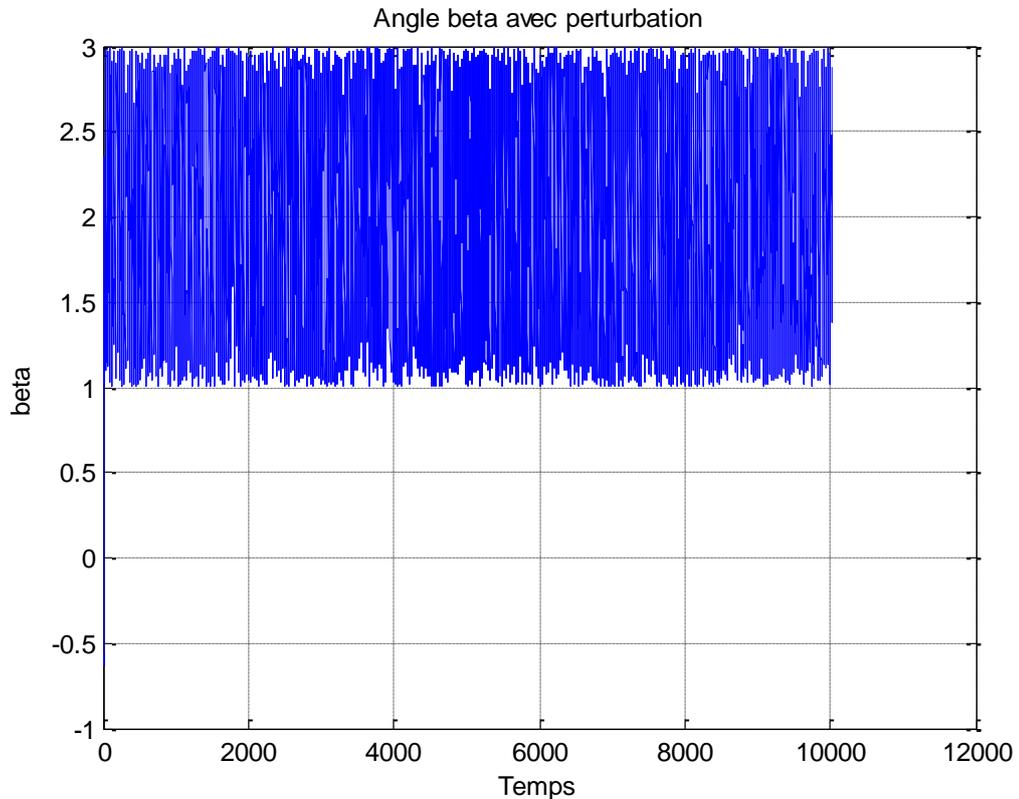
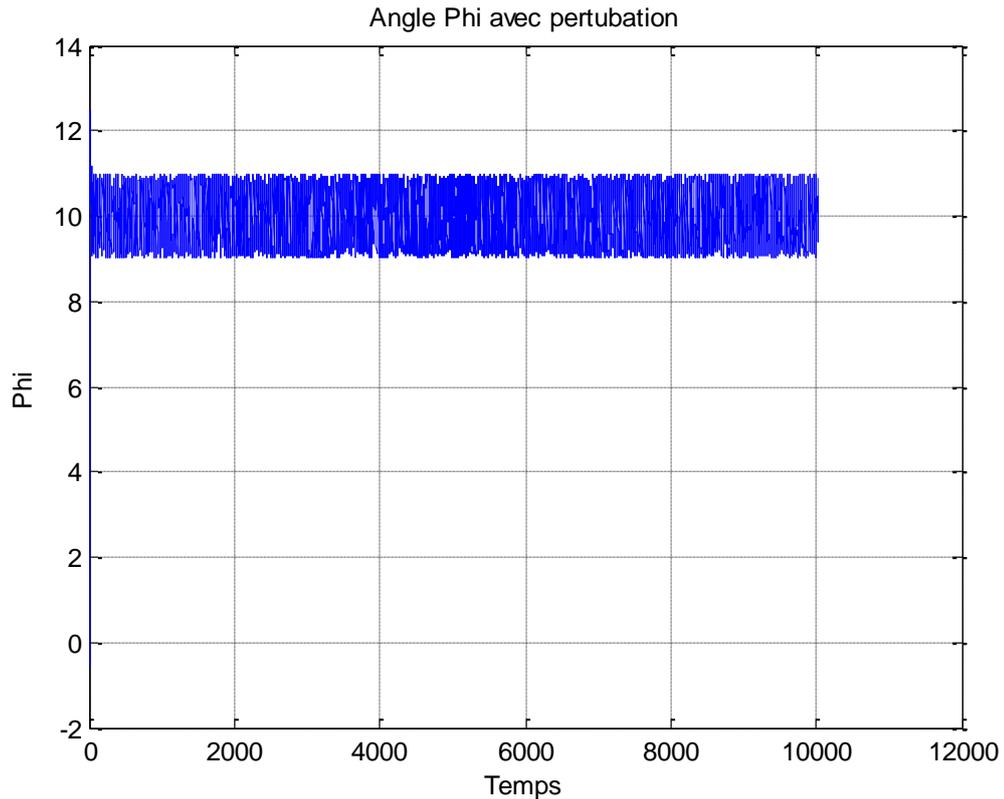


Figure 4.31. Résultats de simulation avec perturbations 'angle beta'



**Figure 4.32.** ‘angle Phi’

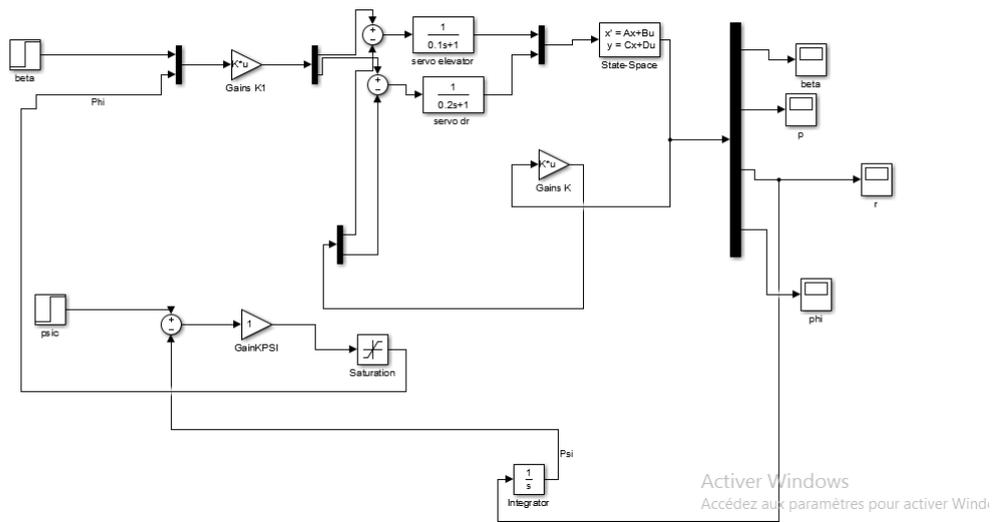
Ces figures représentent le cas où l’avion subit une perturbation externe due à une rafale de vent pour la valeur d’amplitude 1. Son influence se caractérise par une augmentation du signal de sortie, alors on déduit que la commande est robuste face aux perturbations et maintient le système stable.

A ce stade nous disposons d’une cellule stable, capable de conserver une consigne en assiette latérale. Cependant, le contrôle aérien ne donne pas comme consigne une assiette latérale mais un cap à suivre, il faut donc adjoindre à notre système un autre système permettant de suivre une consigne en cap.

On a  $r$ : le taux de lacet ou vitesse de rotation autour de l’axe z du repère avion (Body)

$\psi$  : Cap (angle entre l’axe longitudinal de l’avion et le nord géographique)

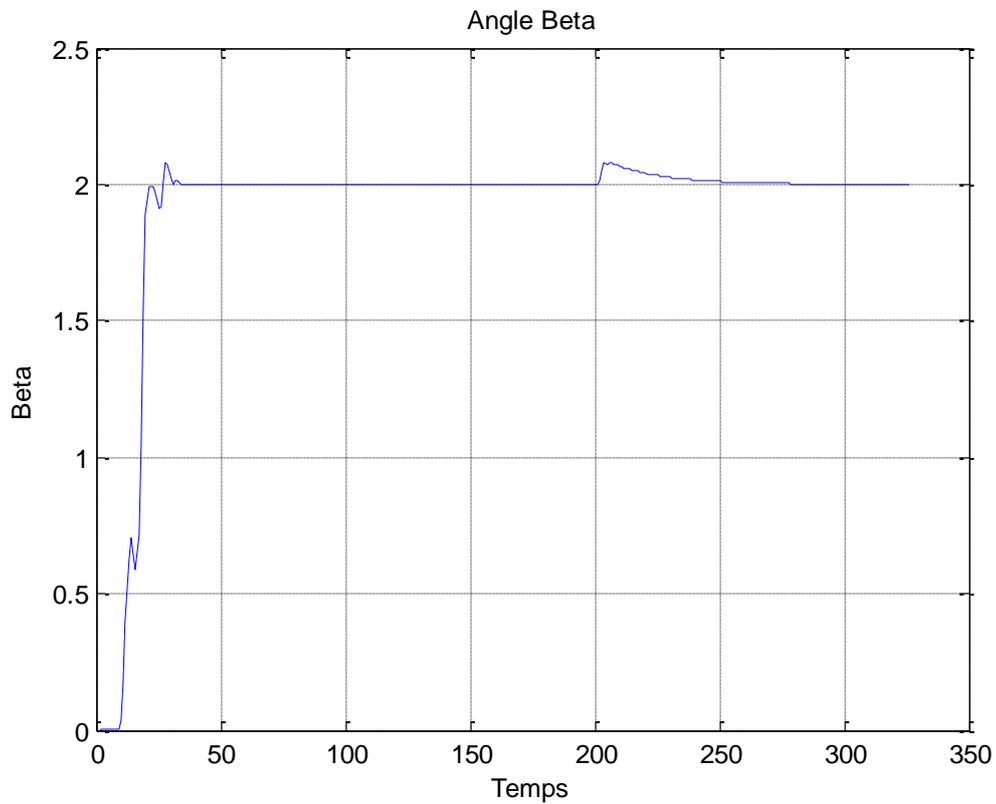
Nous créons un signal d’erreur entre  $\psi$  et  $\psi_0$ , ici  $\psi$  est obtenu en intégrant  $r$ , ensuite nous transformons cette erreur de cap en erreur d’assiette latérale grâce à un gain et une saturation.



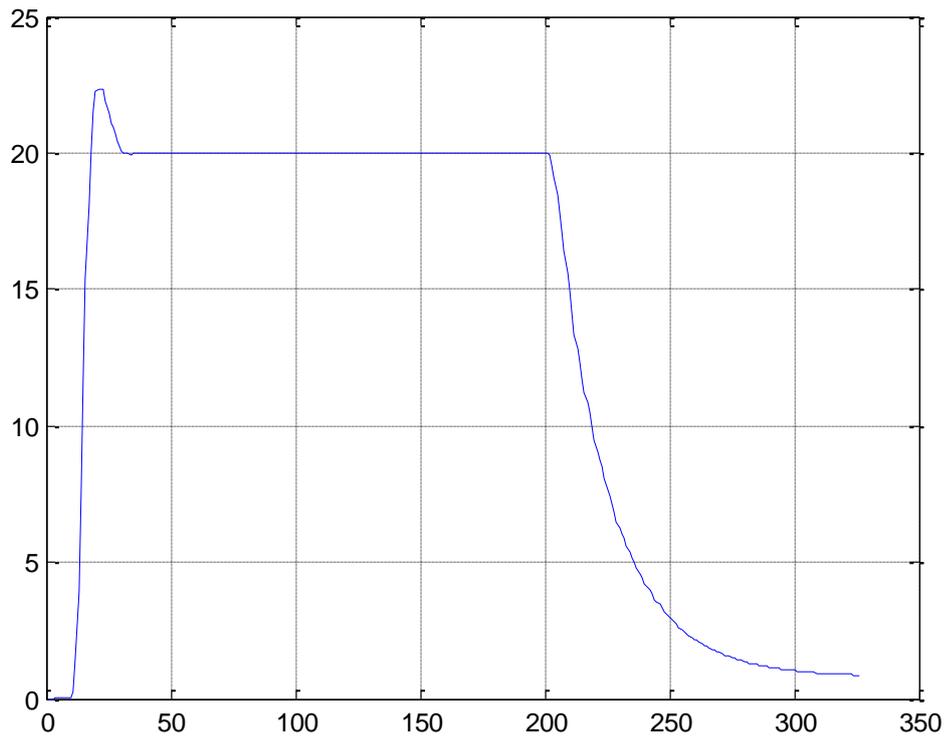
**Figure 4.32.** Schéma block Simulink du système en ajoutant un gain et une saturation.

✓ **Résultats de simulation**

Pour **Psic=180**



**Figure 4.33.** Schéma block Simulink du système en ajoutant un gain et une saturation 'angle beta'.



- **Figure 4.32.** Schéma block Simulink du système en ajoutant un gain et une saturation. 'angle Phi'

- **La nécessité de saturation:**

Pour une consigne de  $180^\circ$  et sans saturation l'avion passe sur le dos donc il n'est plus possible de parler de confort, c'est pour cela que la saturation est réglée à  $(+20^\circ -20^\circ)$  d'assiette latérale.

Le gain **Kpsi** est un moyen pour régler la vitesse de réponse du pilote automatique, si on augmente le **Kpsi**, l'avion s'inclinera plus rapidement, or nous chercherons le confort des passagers et cette démarche ne va pas dans ce sens.

# Introduction générale

---

En aviation, on ne cesse jamais de chercher des moyens qui assurent un transport aérien sur et confortable, ainsi la parution du système de pilotage automatique a changé l'histoire de l'aéronautique. Ça a commencé avec un simple système qui tient la stabilité de l'avion dans la phase de croisière, et a été développé à un système qui maintient l'appareil dans les différentes phases de vol, en éliminant les erreurs humaines du pilotage et assurant la sécurité et le confort pour les passagers et le personnel navigant aussi.

L'objectif principal de ce mémoire, concerne d'étudier le fonctionnement de système pilotage automatique, et vu que ce dernier est très vaste et compliqué on va se concentrer sur deux modes seulement et en phase de croisière pour rendre l'étude plus simple. A l'aide de logiciel MATLAB/Simulink qui permet de prédire le comportement de l'avion, on va interpréter les résultats de la simulation d'un point de vue automatique.

Le premier chapitre, présente quelques notions et généralités à fin que les lecteurs se familiarisent avec le domaine aéronautique ce qui peut aider dans la compréhension du reste du travail.

Le deuxième chapitre, consacré à la modélisation de l'appareil et le troisième concerne l'évolution du pilote automatique et un bref historique présentant le modèle avion utilisé dans cette étude.

Enfin le dernier chapitre traite les deux exemples considérés avec des simulations et synthèse de correcteurs.

# Bibliographie

---

- [1] Dr Jan ROSKAM: 'Airplane Design', ROSKAM Aviation and Engineering corporation, 1985.
- [2] Dr Jan ROSKAM et Dr Chuan Tau Edward Lan: 'Airplane Aerodynamics and Performances', DARcorporation, 1997.
- [3] Dr Jan ROSKAM: 'Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Control', PART I, DARcorporation, 2001.
- [4] John H.BLAKELOCK: 'Automatic Control for Aircraft and Missiles', A Wiley interscience publication, 1991.
- [5] Donald McLEON, 'Automatic Flight Control System', Series in Systems and Control Engineering, 1990.
- [6] A.W. BABISTER, 'Aircraft Stability and Control', PERGAMON Press, 1961.
- [7] Francis PELOQUIN, 'Optimisation d'un système de contrôle d'aéronef utilisant la commande classique', Mémoire d'obtention du diplôme de maitrise, Canada, 2001.
- [8] KARED Saber, 'Modélisation et commande d'un mini-Hélicoptère Drone', Mémoire d'obtention du diplôme de magister, Skikda, 2013.
- [9] Manel SEGHAIRI HAOUATI, 'Architectures innovantes de systèmes de commandes de vol', Thèse de Doctorat, Toulouse, 2010.
- [10] Georges GHAZI, 'Développement d'une plateforme de simulation d'un pilote automatique', Mémoire d'obtention d'un diplôme de maitrise, Canada, 2014.

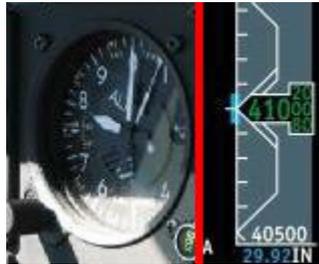
## ANNEXE 1

**Angle d'assiette** : c'est l'angle entre l'axe longitudinal et l'horizon lorsque l'avion se déplace autour du tangage. Elle peut être déterminée visuellement par le pilote en comparant la hauteur du capot moteur avec l'horizon, sinon à l'aide de l'horizon artificiel :

- Assiette à cabrer (positive).
- Assiette à piquer (négative).

L'assiette réelle ne renseigne pas sur le fait que l'avion monte ou descend : juste avant le toucher des roues, l'avion a une assiette positive puisqu'il a le nez haut, alors qu'il est en descente.

**Altimètre** : C'est instrument de bord barométrique qui convertit la différence entre la pression totale et statique en altitude.



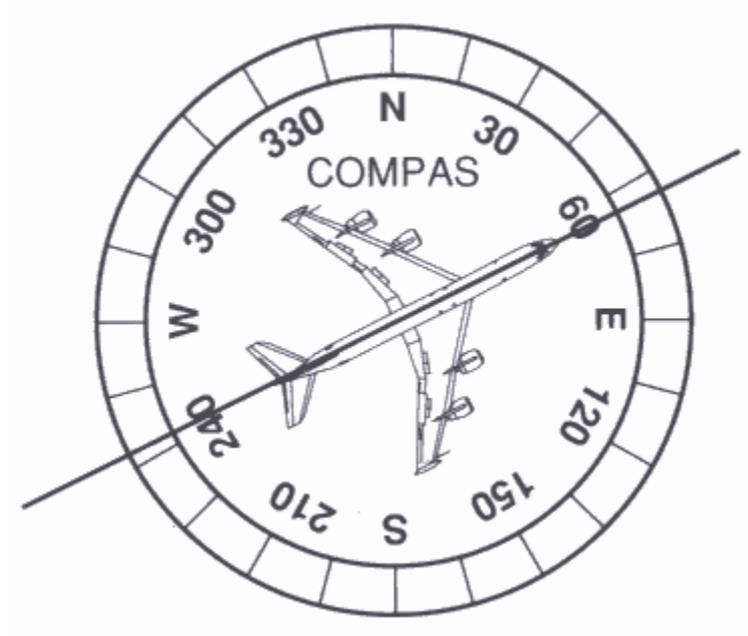
**Figure** : Altimètre

**Le compas :** Il s'agit d'une boussole "adaptée" à l'environnement "avion".

Il indique la position du plan de symétrie de l'avion par rapport à la direction du Nord Magnétique.

Il se compose d'un plateau circulaire flottant sur un liquide enfermé dans un récipient étanche.

Ce plateau est gradué de 0 à 360°. Il peut être lu grâce à une fenêtre sur laquelle existe un repère.



**Figure :** Compas.