

**République Algérienne Démocratique et Populaire**  
**Ministère l'enseignement supérieur et de la recherche scientifique**  
**Université Kasdi Merbah Ouargla**  
**FACULTE DES NOUVELLES TECHNOLOGIES DE L'INFORMATION ET**  
**DE LA COMMUNICATION DEPARTEMENT D'ELECTRONIQUE ET**  
**TELECOMMUNICATION**



**MEMOIRE DE FIN D'ETUDE**  
**EN VUE DE L'OBTENTION DU DIPLÔME MASTER EN**  
**AUTOMATIQUE**

**Option : Automatique et système**

**THÈME**

**Etude d'un système de pilotage**  
**automatique d'un avion**

**Présenté par :**

-Boukhecheba Ahmed Amir

-Benhamida Mohammed Djad

**L'encadrant : Mr. Bilal Benarabi**

**Co-encadrant : Mr. Hicham Henna**

**Présedent :Mr. Mahboub Abdelbasset**

**Examineur :Mr. Rouabah Boubakeur**

**2023-2024**

## Table des matières

### Table des matières

Liste de figures.....	6
Acronyms .....	7
Liste des symboles et unités de mesure.....	9
Chapitre I : modélisation l'aéronef .....	12
I.1 Introduction : .....	12
I.2 Description de la société Airbus : .....	12
I.2.1 Réparation industrielle de l'Airbus A330: .....	13
I.2.2 Définition de l'Airbus A330 :.....	14
I.2.3 Caractéristiques techniques de l'Airbus A330 :.....	15
A- Dimensions :.....	15
B- Masse et capacité d'emport :.....	15
C- Motorisation : .....	15
D- Performances :.....	15
I.3 Le Modelé Mathématique De Vol D'un Avion Rigide : .....	15
I.3.1 Trièdres de références : .....	15
I.3.1.1 Définitions : .....	15
A- Un trièdre terrestre: <i>OxoOyoOzo</i> .....	15
B- Un Trièdre avion : <b>Oxyz</b> .....	16
C- Un Trièdre aérodynamique : <i>OxaOyaOza</i> .....	16
I.4 Positions relatives des divers trièdres et matrices de passages associés:.....	16
A- Position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre avion : .....	16
B- Position du trièdre avion par rapport au trièdre normal terrestre :.....	17
C- Position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre normal terrestre :.....	18
I.5 Etudes des forces et des moments extérieurs :.....	19
I.5.1 La force de pesanteur :.....	19
I.5.2 La force aérodynamique : .....	20
I.5.3 Les forces de propulsion :.....	20
I.6 Etude du mouvement longitudinal : .....	20
I.6.1 Le mode phygoïde « long period » :.....	20
I.6.2 Le mode short period:.....	21
I.6.3 Description du système :.....	21

## Table des matières

I.6.4 Les différentes boucles de contrôles : .....	22
I.7 simulation du système longitudinal en boucle ouverte : .....	24
• INTERPRETATION : .....	25
• CONCLUSION : .....	25
Chapitre II : commande de vols .....	26
II.1 Introduction : .....	26
II.2 Historique des commandes de vol : .....	26
II.3 Principes du vol : .....	26
II.3.1 La force résultante aérodynamique : .....	26
II.3.2 L'équilibre des forces: .....	27
❖ Position 1 : .....	27
❖ Position 2: .....	27
❖ Position 3: .....	28
II.4 Les types de commandes de vol .....	29
II.4.1 Les Commandes de vol primaires : .....	29
A- L'axe de tangage: .....	30
B- L'axe de roulis: .....	32
C- L'axe de lacet : .....	34
II.4.2 Les commandes de vol secondaires: .....	35
A- Dispositifs Hypersustentateurs de bord d'attaque : .....	35
B- Dispositifs Hypersustentateurs de bord de fuite: .....	36
C- Les aérofreins : .....	36
D- Les spoilers: .....	36
E- Les floperons : .....	37
II.4.3 Les commandes de vols électriques : .....	37
II.4.3.1 Introductions : .....	37
II.4.3.2 Evolutions des commandes de vol: .....	37
A. Commande de vol mécanique .....	38
B. Commande hydromécanique .....	38
C. <i>Commande électro-hydro-mécanique</i> .....	38
D. Commande électro hydraulique : .....	38
• Conclusion : .....	38

## Table des matières

Chapitre III : pilote Automatique.....	39
III.1 Introduction :.....	39
III.2 Définition du pilote automatique :.....	39
III.3 Le rôle du pilote automatique :.....	39
III.4 Les différents modes du pilote automatique: .....	40
A- Les modes de bases :.....	40
B- Les modes supérieurs :.....	40
III.5 Les type de guidages:.....	41
III.6 Pilot automatique de l'A330-200:.....	41
III.6.1 Définition du pilote automatique :.....	41
A- Flight Management Guidance (FMGC).....	42
• Flight management (FM) Contrôle les fonctions suivantes:.....	42
• Flight guidance (FG) exécute les fonctions suivantes:.....	42
• Flight envelope (FE) Contrôle les fonctions suivantes: .....	42
• Fault Isolation and détection System (FIDS) fournissant:.....	43
B- Multipurpose control and display unit (MCDU):.....	43
C- Flight Control Unit (FCU) : .....	44
III.6.2 Instruments de vol électroniques (EFIS):.....	45
A- Primary flight displays (PFD): .....	45
B- Navigation display (ND):.....	45
• Conclusion : .....	46
Chapitre IV : Simulation.....	47
IV.1 Introduction :.....	47
IV.2.1 Description du système :.....	47
IV.2.2 Diagramme fonctionnel du système de maintien d'altitude :.....	48
A- Servo-mécanisme :.....	48
B- Le système de Pitot statique : .....	49
IV.2.3 Le système du contrôle de l'altitude : .....	50
IV.3 Etude du système de maintien de vitesse :.....	50
IV.3.1 Description du système :.....	50
IV.3.2 Diagramme fonctionnel du système du maintien de vitesse : .....	51
IV.3.3 Le système du contrôle de vitesse : .....	52

## Table des matières

IV.4.1 Système de maintien d'Altitude : .....	52
A- Simulation en boucle ouverte :.....	52
• Interprétation : .....	54
B- Simulation en boucle fermée :.....	54
• Interprétation : .....	55
IV.4.2 Système de maintien de Vitesse : .....	55
A- Simulation en boucle ouverte :.....	55
• Interprétation : .....	57
B- Simulation en boucle fermée :.....	57
• Interprétation : .....	58
• Conclusion : .....	58
Conclusion général.....	59
Les références .....	60

## Liste des figures

### Liste des figures

Figure1.1: Airbus A330-200F. ....	13
Figure1.2: Réparation industrielle de l'Airbus A330. ....	13
Figure1.3: principale dimension de l'airbus A330. ....	14
Figure1.4: Position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre avion. ....	17
Figure1.5: Position du trièdre avion par rapport au trièdre normal terrestre. ....	18
Figure1.6: Position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre normal terrestre.....	19
Figure 1.7 : Les différents boucles de contrôles.....	22
Figure1.8 : Réponse du système longitudinal à un signal de type échelon.....	24
Figure1.9 : Réponse du système longitudinal à un signal de type impulsion.....	25
Figure2.1: Représente la décomposition des forces pendant le vol. ....	27
Figure 2.2: L'équilibre des forces dans le cas du vol horizontal. ....	27
Figure 2.3: L'équilibre des forces dans le cas de la montée (Décollage). ....	28
Figure 2.4 : L'équilibre des forces dans le cas de la descente. ....	28
Figure 2.5: Les commandes de vols.....	29
Figure 2.6: Système de commande des gouvernes d'un avion.....	30
Figure 2.7: Mécanisme de commande de profondeur dans un avion.....	31
Figure 2.8: Axe de tangage d'un avion.....	31
Figure 2.9: Mécanisme de commande de ailerons dans un avion. ....	32
Figure 2.10: Axe de roulis d'un avion.....	33
Figure 2.11 : Les commandes de vols secondaires. ....	35
Figure 2.12: Commande électro hydraulique. ....	38
Figure 3.1: Schéma fonctionnel générale de pilotage automatique. ....	39
Figure 3.2: Le système auto pilote A330. ....	42
Figure 3.3: Le système FMGEC. ....	43
Figure 3.4: Les deux MCDU de a330 ....	43
Figure 3.5: FCU airbus A330 ....	44
Figure 4.1: Diagramme fonctionnel du système de maintien d'altitude.....	48
Figure4.2: Le schéma du système de pitot-statique.....	49
Figure4.3: Système de contrôle d'ALT.....	50
Figure4.4: Diagramme fonctionnel du système de maintien de vitesse.....	51
Figure 4.5: Le système du contrôle de vitesse.....	52
Figure 4.6: Réponse du système en boucle ouverte aux signaux « Echelon et Impulsion ».....	53
Figure 4.7: Boucle fermée de système de maintien d'Altitude.....	54
Figure 4.8 : Réponse du système en boucle fermée à un signal Echelon.....	55
Figure 4.9: Réponse du système en boucle ouverte aux signaux « Echelon et Impulsion ».....	56
Figure 4.10: Boucle fermée de système de maintien de vitesse.....	57
Figure 4.11 : Réponse du système en boucle fermée à un signal de type Echelon.....	58

# Acronyms

## Acronyms

**EADS:** European Aeronautic Defence and Space Company  
**CDG:** Centre De Gravité  
**SAS:**Stabilité Augmentation System  
**CAS:** Control Augmentation System  
**AP:** Autopilote / PA : Pilote Automatique  
**MS :** Mode Selector  
**MI :** Mode Indicator  
**C :** Computer  
**AS :** Aircraft Sensor  
**CS :** Control Surface  
**A :** Amplificateur  
**SD :** Safety Devices  
**SM:** System Monitoring  
**BITE:** Built In Test Equipment  
**AFS:** Automatic Flight System  
**FMGEC:** Flight Management Guidance and Envelope Computer  
**FM:** Flight Management  
**FG:** Flight Guidance  
**FE:** Flight Envelope  
**FIDS:** Fault Isolation and Detection System  
**EFIS:** Electronic Flight Instrument System  
**ND:** Navigation Display  
**FD:** Flight Director  
**A/THR:** Auto thrust  
**HDG:** Heading  
**VS:** Vertical Speed  
**TRK:** Track  
**FPA:** Flight Path Angle  
**CLB:** Climb  
**NAV:** Navigation  
**LOC:** Localizer  
**G/S:** Glide Slope  
**ILS:** Instrument Landing System  
**FCPC:** Flight Control Primary Computer  
**FCMC:** Fuel Control and Monitoring Computer  
**CMS:** Central Maintenance System  
**FCU:** Flight Control Unit

## Acronyms

**ALT: Altitude**

**SPD: Speed**

**APPR: Approach**

**F-PLN: Flight Plan**

**MCDU: Multipurpose Control and Display Unit**

**CLR: Clear**

**FMS: Flight Management System**

**FADEC: Full Authority Digital Engine Control**

**EEC: Electronic Engine Controller**

**ECU: Engine Control Unit**

**EIU: Engine Interface Unit**

**PFD: Primary Flight Display**

**FMA: Flight Mode Annunciator**

**DES: Descente**

**STD: Standard**

**CDV: Commande De Vol**

**CDVE : Commande De Vol Electrique**

**FBW: Fly-By-Wire**

**PRIM: Primaire**

**SEC: Secondaire**

**COM: Commande ou Command**

**MON :Moniteouro Monitor**

**AFCS: Automatic Flight Control System**

**TCS: Touch Control Steering**

**ADM: Air Data Module**

**MAU: Modular Avionics Unit**

**EICAS: Engine Indication and Crew Alerting System**

**FL: Flight Level**

**ARINC: Aeronautical Radio Interoperat**



## Liste des symboles et unités de mesure

### Liste des symboles et unités de mesure

- O** : L'origine des axes
- Ox** : L'axe de roulis
- Oy** : L'axe de tangage
- Oz** : L'axe de lacet
- Ox0y0z0** : Trièdre lié à la terre
- Oxyz** : Trièdre lié à l'avion
- Oxayaza** : Trièdre aérodynamique
- $\alpha$**  : Angle d'incidence (attaque) [Degré]
- $\beta$**  : Angle de dérapage [Degré]
- $\Theta$**  : Angle de tangage (assiette longitudinale) [Degré]
- $\Psi$**  : Angle de lacet (Azimut) [Degré]
- $\Phi$**  : Angle de roulis (Angle de gîte) [Degré]
- x** : Angle d'azimut aérodynamique [Degré]
- y** : La pente aérodynamique [Degré]
- u** : Angle de gîte aérodynamique [Degré]
- U** : Vitesse linéaire longitudinale [m/s]
- V** : Vitesse linéaire latérale [m/s]
- W** : Vitesse linéaire verticale [m/s]
- q** : Vitesse angulaire de tangage [rad/s]
- r** : Vitesse angulaire de lacet [rad/s]
- L** : Moment de roulis [N.m]
- M** : Moment de tangage [N.m]
- N** : Moment de lacet [N.m]
- Fx** : Force longitudinale [N]
- Fy** : Force latérale [N]
- Fz** : Force verticale [N]
- Izz** : Moment cinétique /Oz (C) [kg.m<sup>2</sup>]
- $\vec{k}$**  : Vecteur unitaire de Oz
- $\vec{i}$**  : Vecteur unitaire de Ox
- $\vec{j}$**  : Vecteur unitaire Oy
- R** : Matrice de transformation
- $\vec{v}$**  : Vecteur vitesse
- ug , vg , wg** : Coordonnées du vecteur vitesse
- m** : Masse [kg]
- $\frac{d\vec{v}}{dt}$**  : L'accélération [m/s<sup>2</sup>]
- $\sum Fe$**  : Résultante de forces extérieures [N]

## Liste des symboles et unités de mesure

$\vec{m}_g$ : Force de pesanteur [N]

$\vec{F}_a$ : Force de aérodynamique [N]

$\vec{F}_t$ : Force de propulsion [N]

$\sum Me$ : Moments résultants [N.m]

$\Omega$ : Vitesse angulaire [rad/s]

$\partial_m$ : Elements de masse [kg]

$V_c$ : Vitesse du centre de gravité [m/s]

**D**: La traînée (Cx)

**L**: La portance (Cy)

**Y**: La force latérale (Cz)

$\delta_e$  : Gouverne de profondeur

$\delta_m$  : Gouverne de direction

$\delta_z$  : Commande moteur

## ملخص :

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

كلمات المفاتيح: طيار ألي , إيرباص ,آلية , تغيير الارتفاع , تغيير السرعة.

## 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 vitesse en vol de croisière.

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

## 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 speed hold in cruising flight according to knowledge's acquired in automatic.

Keywords: Autopilot, AIRBUS, Automatic, Altitude hold, Speed hold.

### Chapitre I : modélisation l'aéronef

#### I.1 Introduction :

Pendant plusieurs années les développeurs ont eu un intérêt particulier sur la sécurité et la stabilité des avions en vol, c'est un des sujets de recherche importants en Aéronautique civile .En effet, le développement d'une modélisation mathématique traduisant le comportement de l'avion est une phase préliminaire indispensable, tout comme l'établissement de lois de commande pour aider à l'analyse et à la conception des avions, sont des objectifs importants afin d'assurer une meilleure sécurité aux phases critiques de décollage et atterrissage ainsi que d'améliorer le confort des passagers.

Pour comprendre ou commander un système il est souvent très utile de le modéliser puis d'identifier les paramètres inconnus éventuels du modèle sur la base de mesures effectuées sur le système. Le modèle ainsi obtenu sert, pendant l'exploitation du système, à prévoir ou surveiller son comportement, voire à modifier ce dernier, auquel cas il faut souvent faire appel de nouveau à des techniques d'estimation.

La modélisation mathématique générale du vol de l'avion a été développée depuis de nombreuses années à partir des équations de la mécanique du vol, ces modèles mathématiques sont utilisés pour anticiper des événements ou des situations (des conditions de vol équilibré et perturbé ...etc.), l'étude mathématique ou les simulations informatiques de ces représentations nous informent sur le comportement du système.

En préambule, rappelons les concepts des repères et de force, indispensables pour comprendre La mécanique du vol ensuite, les équations générales du mouvement vont être développées en décrivant toutes les forces qui agissent sur un avion (forces aérodynamiques, forces de propulsion et des moments) [1]

#### I.2 Description de la société Airbus :

Airbus est l'un des principaux constructeurs aéronautiques mondiaux, s'étant hissé au sommet grâce à son orientation client, son expertise commerciale, son leadership technologique et son efficacité de production. Avec un chiffre d'affaires estimé à environ 26 milliards d'euros en 2006, Airbus reçoit désormais régulièrement la moitié de toutes les commandes d'avions commerciaux. L'entreprise continue de renforcer sa position et d'élargir sa gamme de produits en apportant son expertise au marché militaire. Airbus conçoit, vend, produit et prend en charge la famille d'avions la plus moderne et la plus complète du marché.

Le nom de la société « Airbus » est facile à prononcer dans les langues des quatre partenaires et transporte un grand nombre de passagers, d'où « Airbus ».

Airbus est le résultat d'une collaboration longue et efficace entre quatre entreprises européennes : l'Allemagne, la Grande-Bretagne, l'Espagne et la France, qui ont uni leurs forces pour défier le monopole américain sur l'industrie aéronautique européenne. Airbus, dont le siège est à Toulouse, est une société EADS.[2]

## Chapitre I: modélisation l'aéronef

Airbus s'appuie sur la capacité et la productivité inégalées de 16 sites en France, en Allemagne, en Espagne et au Royaume-Uni, Les pièces terminées sont fabriquées sur chaque site et transportées vers les chaînes d'assemblage final d'Airbus à Toulouse et Hambourg.

Airbus reconnaît sa position de leader du secteur et met tout en œuvre pour être une entreprise véritablement éco-efficace, Airbus est le premier avionneur au monde à recevoir la certification environnementale ISO 14001 pour l'ensemble de ses sites de production et de ses produits.[3]



Figure1.1: Airbus A330-200F.

### I.2.1 Réparation industrielle de l'Airbus A330:

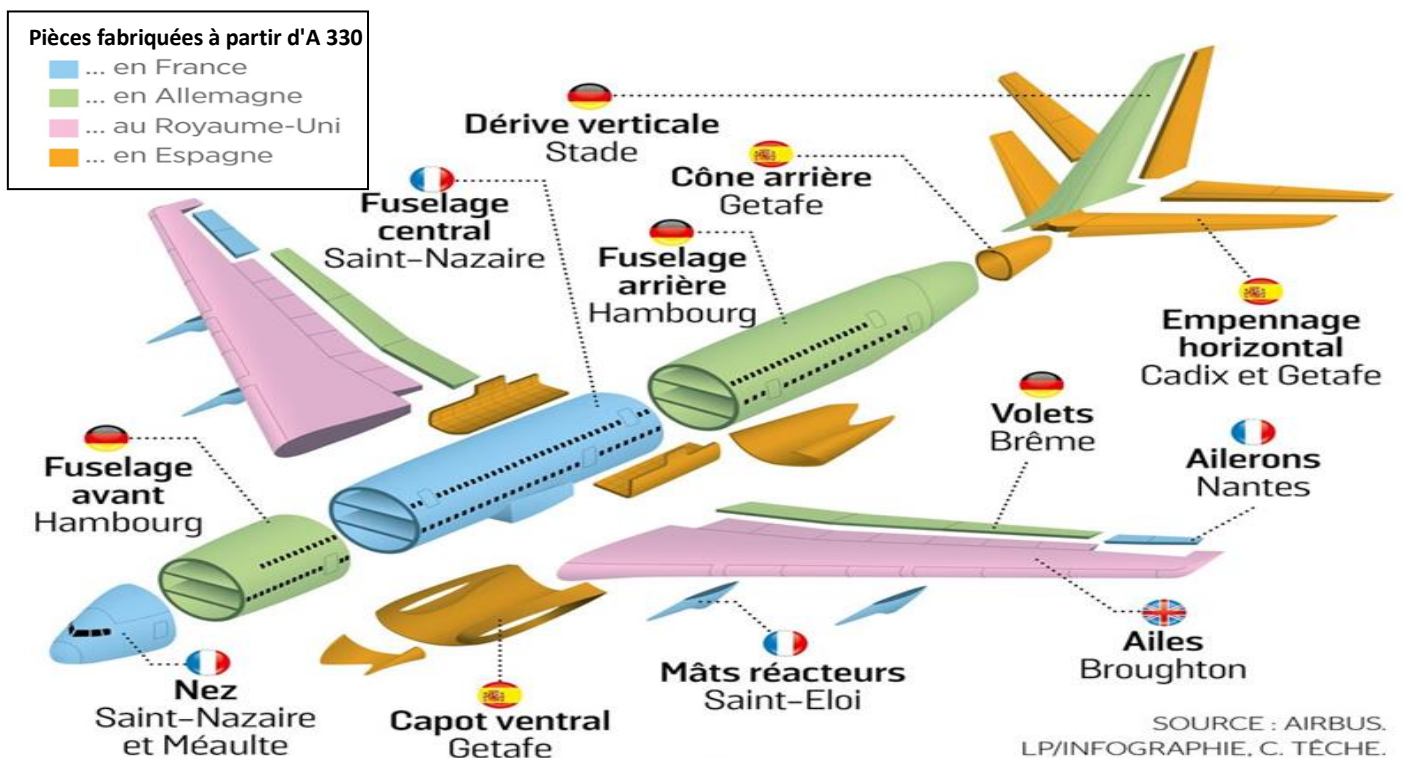


Figure1.2:Réparation industrielle de l'Airbus A330.

## Chapitre I: modélisation l'aéronef

### I.2.2 Définition de l'Airbus A330 :

L'Airbus A330 est un avion de ligne moyen-courrier fabriqué par la société européenne Airbus. Il a été produit parallèlement au projet quadrimoteur Airbus A340. Ce type d'avion bimoteur domine le marché. L'Airbus A340 partage son fuselage et ses ailes avec cet avion.

L'avion a été présenté pour la première fois au public le 31 mars 1992. Il est disponible en trois modèles : A330-200, A330-300 et A330 MRTT. En mai 2006, un total de 574 A330 avions été commandés et 413 avions été livrés [3], la figure 1.3 présente la dimension Principale de l'airbus

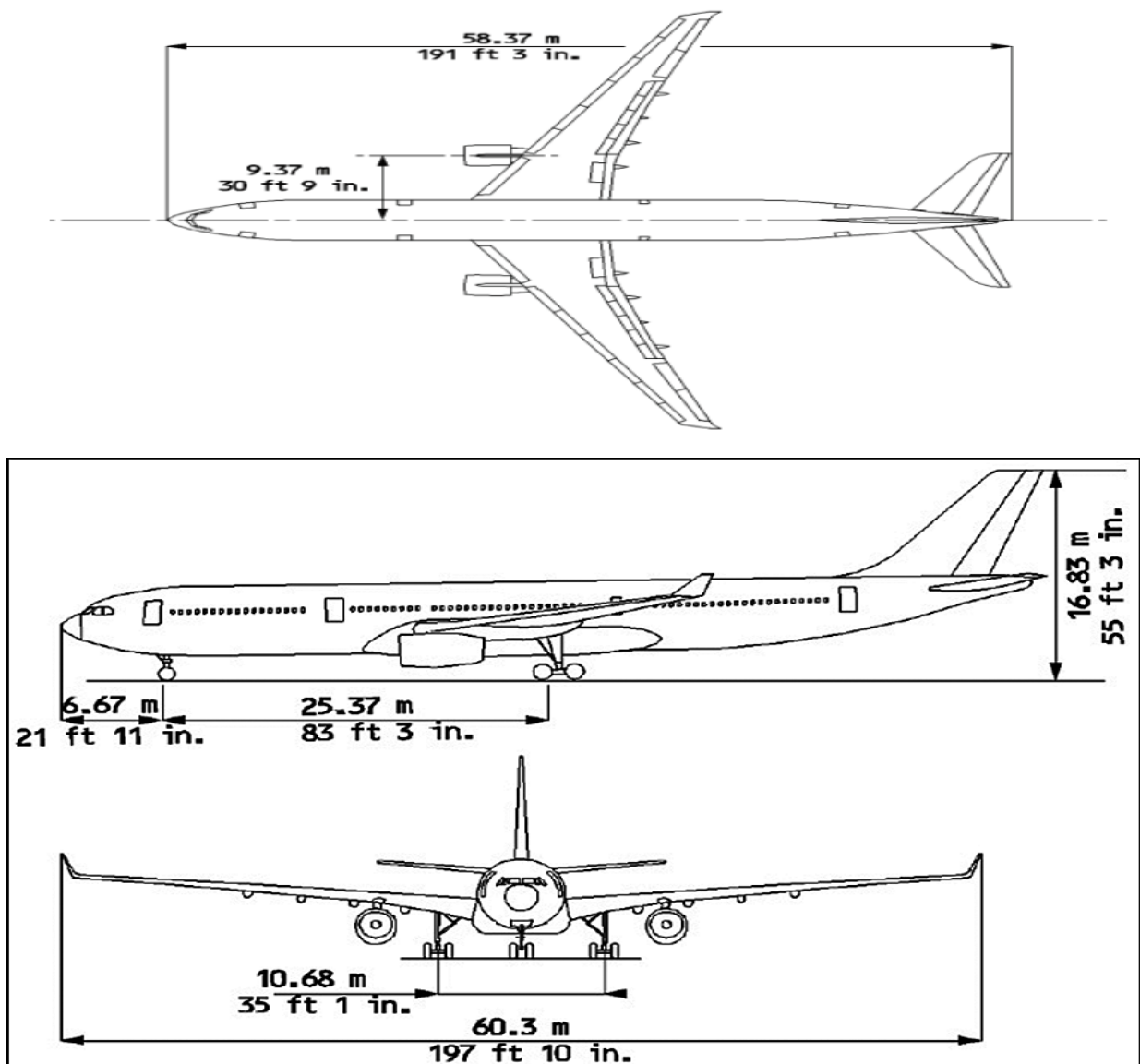


Figure1.3 : principale dimension de l'airbus A330.

## Chapitre I: modélisation l'aéronef

### I.2.3 Caractéristiques techniques de l'Airbus A330 :

- Premier vol : 2 novembre 1992

- Constructeur : AIRBUS

#### A- Dimensions :

Envergure	Hauteur	Longueur	Aire des ailes	Disposition des sièges Classe Economy	Disposition des sièges Classe Affaires
60,3m	17.4m	58.37m	361.6m <sup>2</sup>	2-4-2	2-2-2

#### B- Masse et capacité d'emport :

Passagers	Masse à vide	Masse max au décollage	Masse max à l'atterrissage	Number de toilettes
253-293	120 tonnes	231 tonnes	182 tonnes	7

#### C- Motorisation :

Moteur	Deux (2) général électrique CF6-80 E1 ou Pratt & Whitney PW4000 ou Rolls-Royce Trent 700
Poussée unitaire	CF6: 300.3 KN / PW400: 286.7 KN / Trent 700: 302.5 KN
Capacité en carburant	139100 livres

#### D- Performances :

Vitesse de croisière	Vitesse maximale	Autonomie	Charge des ailes
860 Km/h (MACH 0.82)	880Km/h	12500Km	633Kg

### I.3 Le Modelé Mathématique De Vol D'un Avion Rigide :

#### I.3.1 Trièdres de références :

##### I.3.1.1 Définitions :

Trois trièdres références sont utilisés pour le mouvement le plus général de l'avion.

A- Un trièdre terrestre:  $O_{x_o} O_{y_o} O_{z_o}$

-La position dans l'espace d'un objet mobile est a priori définie dans un repère « fixe » c'est-à-dire lié à la terre.

-L'origine «  $O$  » de cette référence est fixe par rapport à la Terre et coïncide avec le centre de gravité de l'avion « C.G ».

-L'axe  $O_{z_o}$  est orienté suivant la verticale descendante

-Les axes  $O_{x_o}$  et  $O_{y_o}$  sont deux directions rectangulaires arbitrairement choisis dans le plan horizontale.

## Chapitre I: modélisation l'aéronef

-Ce trièdre est appelé trièdre normal terrestre.[4]

### B- Un Trièdre avion : $O_{xyz}$

-Ce trièdre est rigidement lié à l'appareil (avion).

-L'origine « $O$  » est l'origine conventionnelle des axes, située dans le plan des symétrie de l'avion et qui peut être le centre de gravité.

-L'axe  $O_x$  est orienté positivement de l'arrière vers l'avant de l'avion

-L'axe  $O_z$  normal à  $O_x$  et L'axe  $O_y$  complète le trièdre.

- Cette trièdre présente la force motrice et exprime le moment. [4]

### C- Un Trièdre aérodynamique : $O_{x_a} O_{y_a} O_{z_a}$

- Ce trièdre est lié à la vitesse de l'avion.

- L'origine « $O$  » est un point fixe de l'avion (généralement le centre de gravité de l'avion),

- L'axe  $O_{x_a}$  est porté par la vitesse et orienté positivement dans le sens de la vitesse,

- L'axe  $O_{z_a}$  est perpendiculaire à l'axe  $O_{x_a}$ , situé dans le plan de symétrie de l'avion, et orienté positivement vers le ventre de l'avion,

-L'axe  $O_{y_a}$  complète le trièdre positif.

- Le repère aérodynamique est souvent utilisé pour exprimer les forces et les coefficients aérodynamiques. [4]

## I.4 Positions relatives des divers trièdres et matrices de passages associés:

### A- Position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre avion :

Généralement, trois angles sont nécessaires pour déterminer l'orientation d'un trièdre par rapport à un autre. Dans le cas qui nous intéresse , deux angles suffisent, l'axe  $O_{z_a}$  étant situé par définition dans le plan  $O_{xz}$  (plan de symétrie de l'avion).

- L'angle d'incidence  $\alpha$  est l'angle de l'axe  $O_x$  (référence fuselage) avec le plan  $O_{x_a} O_{y_a}$  du trièdre aérodynamique. L'incidence est positive si la projection du vecteur vitesse sur l'axe  $O_z$  est positive.

- L'angle de dérapage  $\beta$  est l'angle de  $O_{x_a}$  avec le plan de symétrie  $O_{xz}$  de l'avion. Cet angle est positif si la projection du vecteur vitesse sur l'axe  $O_y$  est positive. la figure 1.4 présente la position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre avion



## Chapitre I: modélisation l'aéronef

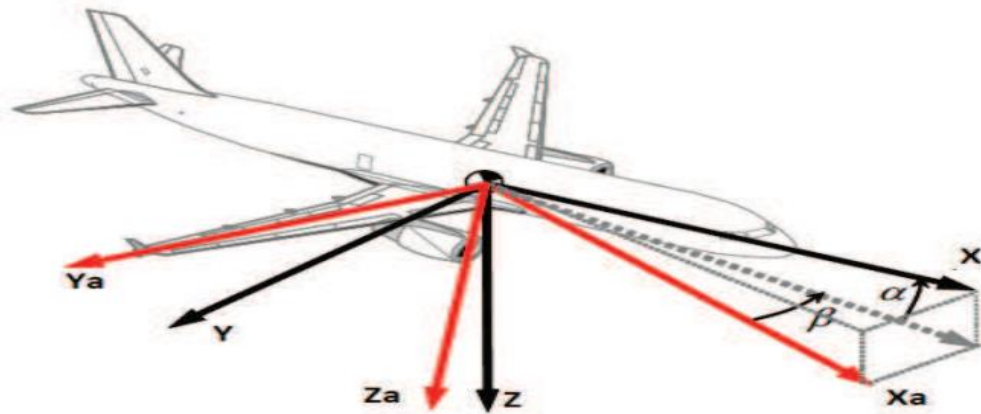


Figure1.4: Position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre avion.

Matrice de passage d'un trièdre aérodynamique à un trièdre avion :

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = [T] \begin{bmatrix} xa \\ ya \\ za \end{bmatrix}$$

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

$[T]^{-1}$  est la symétrique de  $[T]$  et représente la matrice de passage du trièdre avion au trièdre aérodynamique. [4]

### B- Position du trièdre avion par rapport au trièdre normal terrestre :

La position du trièdre avion  $O_{xyz}$  peut être repérée par rapport au trièdre terrestre par plusieurs systèmes d'angles d'Euler. On définit trois rotations successives. Figure1.5 présente la Position du trièdre avion par rapport au trièdre normal terrestre

## Chapitre I: modélisation l'aéronef

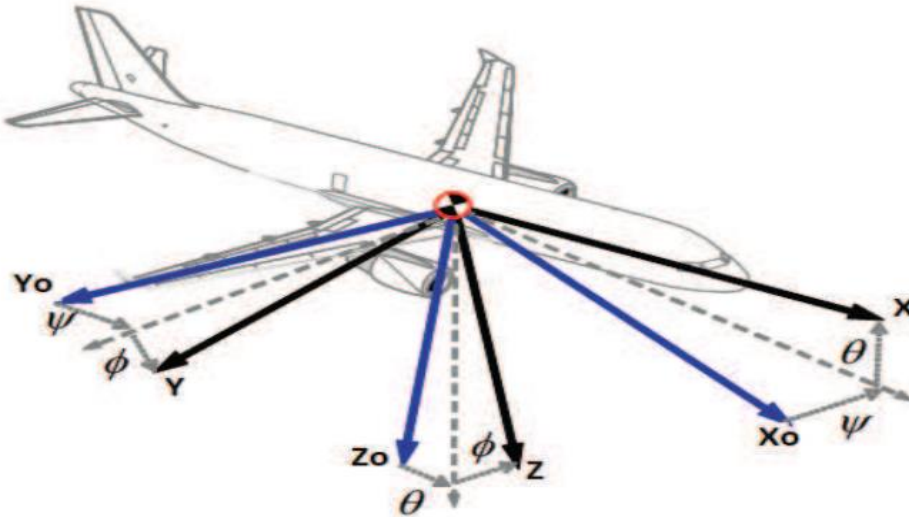


Figure1.5:Position du trièdre avion par rapport au trièdre normal terrestre.

Les angles  $\Psi, \Theta, \Phi$  portent respectivement les noms d'azimut, d'assiette longitudinale et d'angle de gîte

Matrice de passage d'un trièdre avion à un trièdre normal terrestre:

$$\begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} = [R] \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}$$

$$[4] R = \begin{bmatrix} \cos \Psi \cos \Theta & \sin \Psi \cos \Theta & -\sin \Theta \\ \cos \Psi \sin \Theta \sin \Phi - \sin \Psi \cos \Phi & \cos \Psi \cos \Phi + \sin \Psi \sin \Theta \sin \Phi & \cos \Theta \sin \Phi \\ \sin \Psi \sin \Phi + \cos \Psi \sin \Theta \cos \Phi & \sin \Psi \sin \Theta \cos \Phi - \cos \Psi \sin \Phi & \cos \Theta \cos \Phi \end{bmatrix}$$

### C- Position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre normal terrestre :

La position du trièdre aérodynamique  $O_{x_a} O_{y_a} O_{z_a}$  par rapport au trièdre normal terrestre  $O_{x_0} O_{y_0} O_{z_0}$  est repérée habituellement par un système de trois angles d'Euler : Figure1.6 présente la Position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre normal terrestre.

## Chapitre I: modélisation l'aéronef

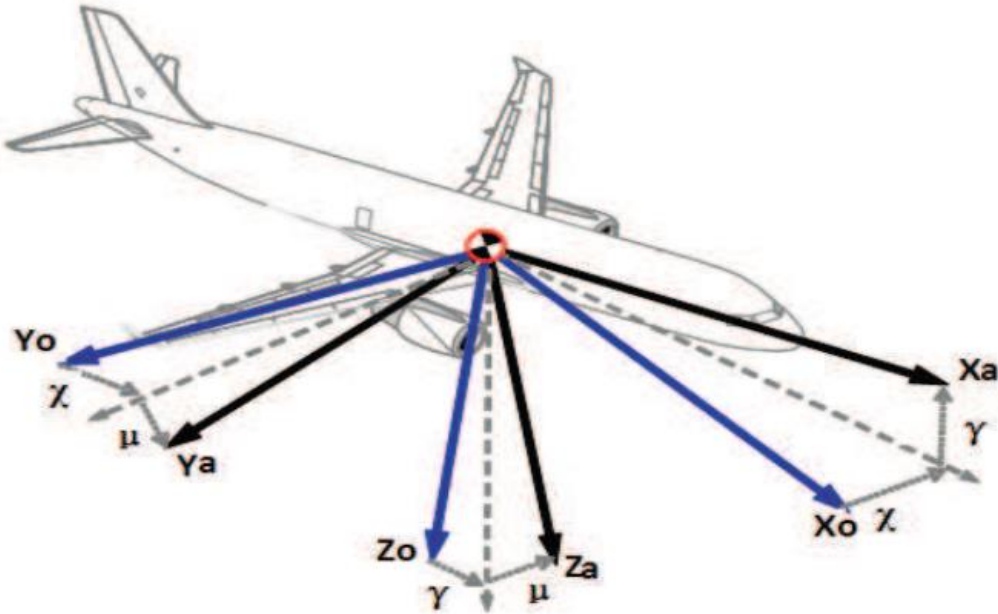


Figure1.6:Position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre normal terrestre.

Les angles  $X$ ,  $y$  et  $u$  portent respectivement les noms d'azimut aérodynamique, de pente aérodynamique et angle de gîte aérodynamique.

Matrice de passage d'un trièdre aérodynamique à un trièdre normal terrestre :

$$\begin{bmatrix} X0 \\ Y0 \\ Z0 \end{bmatrix} = [R'] \begin{bmatrix} Xa \\ Ya \\ Za \end{bmatrix}$$

$$R' = \begin{bmatrix} \cos X_\alpha \cos Y_\alpha & \sin X_\alpha \cos Y_\alpha & -\sin Y_\alpha \\ \cos X_\alpha \sin Y_\alpha \sin U_\alpha - \sin X_\alpha \cos Y_\alpha & \cos X_\alpha \cos U_\alpha + \sin X_\alpha \sin Y_\alpha \sin U_\alpha & \cos Y_\alpha \sin U_\alpha \\ \sin X_\alpha \sin Y_\alpha + \cos X_\alpha \sin Y_\alpha \cos U_\alpha & \sin X_\alpha \sin Y_\alpha \cos U_\alpha - \cos X_\alpha \sin U_\alpha & \cos Y_\alpha \cos U_\alpha \end{bmatrix} \quad [4]$$

### I.5 Etudes des forces et des moments extérieurs :

Nous venons de voir l'expression des premiers membres de l'équation de NEWTON étudiant maintenant les seconds membres (forces et moments extérieurs)

#### I.5.1 La force de pesanteur :

Le poids  $m\vec{g}$  est portée par l'axe  $O_{z_0}$ , d'après la matrice R les composantes du poids m dans le  $m\vec{g}$  trièdre avion  $O_{xyz}$  sont donc :

## Chapitre I: modélisation l'aéronef

Sur l'axe  $O_x$  :  $-mg \sin\Theta$

Sur l'axe  $O_y$  :  $mg \cos \sin\Phi$

Sur l'axe  $O_z$  :  $mg \cos\Theta \cos\Phi$

On peut constater que l'angle d'azimute  $\Psi$  « n'existe pas dans cette équation, la raison est la supposition que la terre est plate dans l'hypothese1

### I.5.2 La force aérodynamique :

La force aérodynamique présente trois composantes : la traînée D, la portance L et la force latérale Y (par définition sont les coefficients  $C_x, C_y, C_z$  )

Sur l'axe  $O_x$  :  $\frac{1}{2}\rho S v^2 c_x$

Sur l'axe  $O_y$  :  $\frac{1}{2}\rho S v^2 c_y$

Sur l'axe  $O_z$  :  $\frac{1}{2}\rho S v^2 c_z$

### I.5.3 Les forces de propulsion :

Ils ont pour composantes  $F_{TX}, 0, F_{TZ}$  ( nous supposons que les forces de propulsion n'ont pas de composante perpendiculaire au plan de symétrie).

## I.6 Etude du mouvement longitudinal :

Pour un avion conventionnel, statiquement stable, l'équation caractéristique de la dynamique longitudinale possède comme racines une paire de valeurs conjuguées complexes. Les parties réelles négatives de ces racines permettent de conclure sur la stabilité de l'appareil. Ces racines conjuguées complexes sont en fait deux modes oscillatoires superposés.

### I.6.1 Le mode phygoïde « long period » :

Le mouvement associé au mode phygoïde est caractérisé par un léger, amortissement et une faible Fréquence (une longue période). L'oscillation associée au mouvement phygoïde peut causer des désagréments aux passagers si elle n'est pas corrigée. Parce que la période d'oscillation est très longue, le pilote peut aisément éliminer le mode phygoïde en commandant l'élévateur. Physiquement, le mode phygoïde peut être décrit comme l'oscillation du centre de masse de

## Chapitre I: modélisation l'aéronef

l'appareil autour de la trajectoire de vol horizontale. L'oscillation est causée par un échange de l'énergie potentielle de l'avion (altitude) avec l'énergie cinétique (vitesse), l'amortissement provenant du phénomène aérodynamique de la traînée. Le mode phygoïde a un effet moins marqué que le mode « short period » sur la manœuvrabilité de l'avion. Le client demande un amortissement du mode phygoïde plus grand que 0.05. [5]

### I.6.2 Le mode short period:

Le mouvement associé au mode « short period » est caractérisé par un fort amortissement et une grande fréquence (une courte période). Parce que le mode « short period » est rapide et fortement amorti, le pilote ou les passagers ne ressentent qu'une secousse. Le pilote n'a pas à intervenir pour annihiler ce mode. Le mouvement oscillatoire ne dure qu'un instant, pendant lequel l'angle d'attaque, l'angle de tangage et la vitesse de tangage varient très rapidement tandis que la vitesse longitudinale reste constante. La fréquence du mode « short period » ainsi que le coefficient d'amortissement tendent à augmenter avec la vitesse de l'avion et à diminuer avec l'altitude. Le client demande un amortissement du mode « short period » entre 0.35 et 1.3 mais idéalement supérieur à 0.75. [5]

### I.6.3 Description du système :

Le pilote automatique longitudinal d'un avion permet de contrôler l'incidence, l'assiette Longitudinale, la vitesse, et l'altitude. Pour effectuer cette étude on se place dans le cadre du vol longitudinal pur. Ainsi le vecteur vitesse aérodynamique de l'avion est dans le plan défini par l'axe de roulis et l'axe de lacet de l'avion (l'angle de dérapage est nul  $\beta=0$ ). On suppose que la dérivée temporelle du vecteur vitesse aérodynamique donne l'accélération de l'avion. Les entrées de commande principales sont la position de la gouverne de profondeur  $\delta_e$  et la manette de gaz. La gouverne de profondeur  $\delta_e$  permet de modifier la portance de l'empennage horizontal arrière en déplaçant d'une même valeur d'angle les deux ailerons de profondeur. Ceci provoque une rotation de l'avion autour de l'axe transversal et ainsi une modification de l'incidence donc de la traînée puis de la vitesse. La commande des gaz permet de modifier la force de traction et permet à incidence constante de modifier la pente de l'avion

# Chapitre I: modélisation l'aéronef

## I.6.4 Les différentes boucles de contrôles :

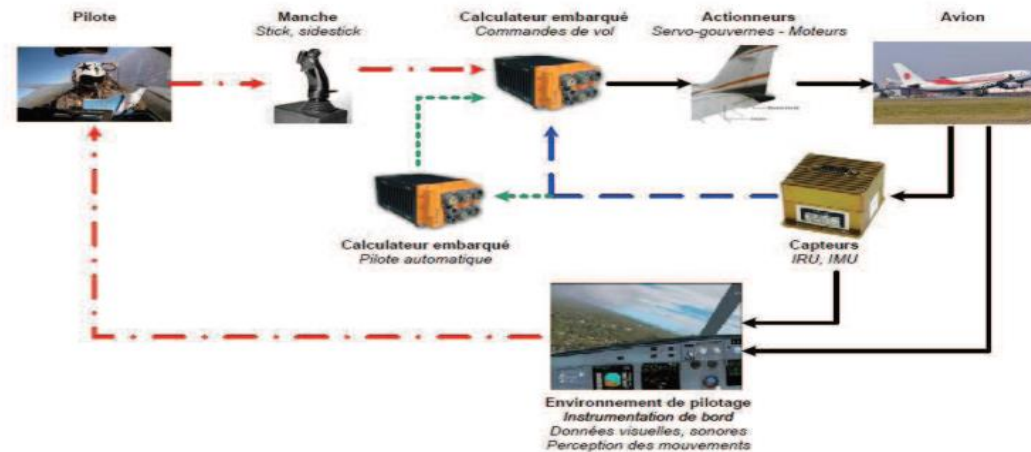


Figure 1.7 : Les différents boucles de contrôles.

On peut distinguer de façon générale 4 boucles :

La boucle ouverte, elle est constituée des actionneurs (servo-gouvernes et surfaces de contrôle, ainsi que les moteurs), de l'avion lui-même et des différents capteurs.

Comme nous travaillerons sur le vol longitudinal de l'avion, c'est la gouverne de profondeur qui nous intéresse en particulier, les boucles de commande qui vont suivre sont toutes rebouclées sur cette boucle ouverte

Une 2<sup>ème</sup> boucle de commande () qui permet d'améliorer les qualités de vol naturelles de l'avion ainsi que sa manœuvrabilité. Cette boucle de commande est généralement constituée de deux (2) boucles :

- Une boucle SAS (Stabilité Augmentation System), pour augmenter la Stabilité de l'appareil
- Une boucle CAS (Control Augmentation System), pour améliorer le Contrôle de l'avion

Une 3<sup>ème</sup> boucle de commande : Le pilote automatique. Différents objectifs sont pris automatiquement en charge par cette boucle :

- Maintien d'attitude
- Maintien de cap
- Maintien de vitesse

Une 4<sup>ème</sup> boucle, qui est la boucle de pilotage dont le pilote est lui-même un élément. Le pilote agit le manche (Stick) et ainsi sur l'appareil, selon les informations qu'il peut recevoir de l'instrumentation de bord et les sensations qu'il ressent. La 1<sup>ère</sup> boucle de commande de vol électrique vient l'assister dans sa tâche en améliorant la prise en main de l'appareil.

La représentation en espace d'état du mouvement longitudinal:

$\alpha$ : angle d'attaque

$\theta$ : angle de tangage

## Chapitre I: modélisation l'aéronef

$q$ : vitesse angulaire en tangage de l'avion

$H$ : le moment angulaire

$g$ : l'angle de gite aérodynamique

$\delta_e$  : Gouverne de profondeur

$$\dot{X}(t) = Ax(t) + Bu(t)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{g} \\ \dot{a} \\ \dot{q} \\ \dot{H} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ -9.7881 & -0.0058 & 19.3961 & -17.5435 & 0 \\ -0.0027 & -0.0002 & -0.0453 & 1.0819 & 0 \\ 0 & -0.0027 & -9.3654 & -2.6043 & 0 \\ 242.54 & 0.0667 & -241.997 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ g \\ a \\ q \\ H \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0.8476 \\ -0.0523 \\ -9.3011 \\ 0 \end{bmatrix} \delta_e$$

D'où:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ -9.7881 & -0.0058 & 19.3961 & -17.5435 & 0 \\ -0.0027 & -0.0002 & -0.0453 & 1.0819 & 0 \\ 0 & -0.0027 & -9.3654 & -2.6043 & 0 \\ 242.54 & 0.0667 & -241.997 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0.8476 \\ -0.0523 \\ -9.3011 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad D = 0$$

### Les valeurs propres de la matrice A:

· ( $\lambda_1=0$ ) → caractérise le mode apériodique

· ( $\lambda_2 = -1.3228+2.9060i / \lambda_3 = -1.3228-2.9060i$ ) → Un paire conjugués dont la pulsation propre est  $w_n=3.19$

rad/s, le coefficient d'amortissement est  $\xi = 0.141$  qui caractérise le mode « Short period »

· ( $\lambda_4 = -0.0049+0.0404i / \lambda_5 = -0.0049-0.0404i$ ) → Un paire conjugués dont la pulsation propre est  $w_n=0.0407$  rad/s, le coefficient d'amortissement est  $\xi = 0.122$  qui caractérise le mode « Phyoide »

Les fonctions du transfert correspondent au système matriciel du système longitudinal :

## Chapitre I: modélisation l'aéronef

$$\begin{cases} G_1(s) = \frac{\theta(s)}{\delta e(s)} = \frac{-9.301s^3 + 0.01224s^2 - 0.03146s}{s^5 + 2.655s^4 + 10.22s^3 + 0.1052s^2 + 0.01685s} \\ G_2(s) = \frac{g(s)}{\delta e(s)} = \frac{0.8479s^4 + 164.4s^3 - 99.29s^2 - 0.2045s}{s^5 + 2.655s^4 + 10.22s^3 + 0.1052s^2 + 0.01685s} \\ G_3(s) = \frac{a(s)}{\delta e(s)} = \frac{-0.0523s^4 - 10.2s^3 - 0.06712s^2 - 0.01667s}{s^5 + 2.655s^4 + 10.22s^3 + 0.1052s^2 + 0.01685s} \\ G_4(s) = \frac{q(s)}{\delta e(s)} = \frac{-9.301s^3 + 0.01224s^2 - 0.03146s}{s^5 + 2.655s^4 + 10.22s^3 + 0.1052s^2 + 0.01685s} \\ G_5(s) = \frac{H(s)}{\delta e(s)} = \frac{12.71s^3 + 223.3s^2 - 12.59s - 3.609}{s^5 + 2.655s^4 + 10.22s^3 + 0.1052s^2 + 0.01685s} \end{cases}$$

### I.7 simulation du système longitudinal en boucle ouverte :

Afin d'étudier la stabilité de l'avion A330, on simule le système en boucle ouverte « BO » en lui appliquant deux (2) signaux d'entrées différents « Echelon et Impulsion », on obtient les résultats suivants ( Figure1.8 , Figure1.9 ) :

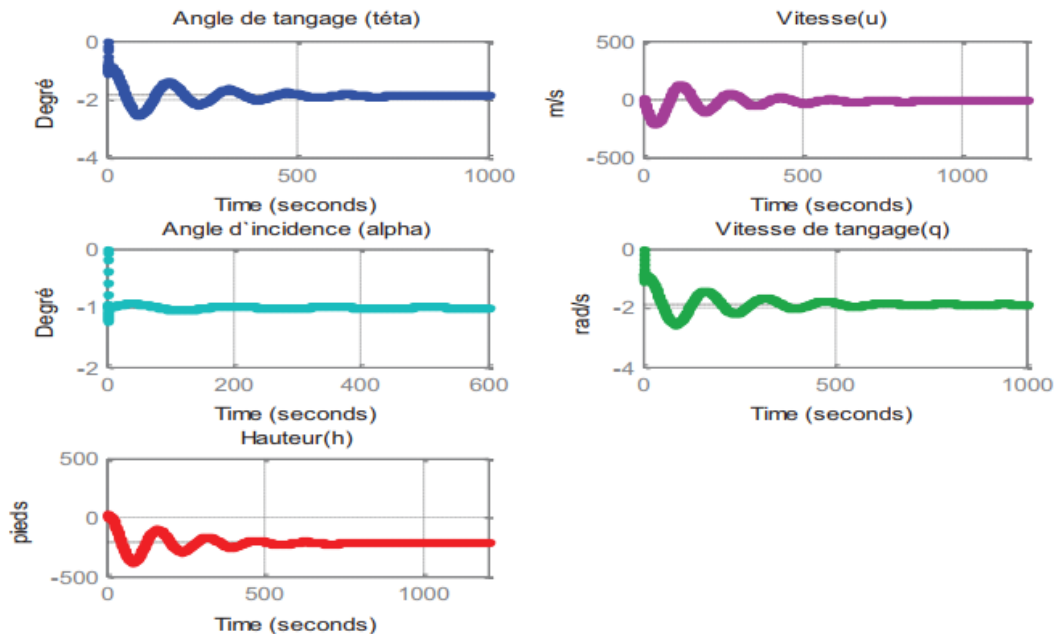


Figure1.8 : Réponse du système longitudinal à un signal de type échelon.



## Chapitre I: modélisation l'aéronef

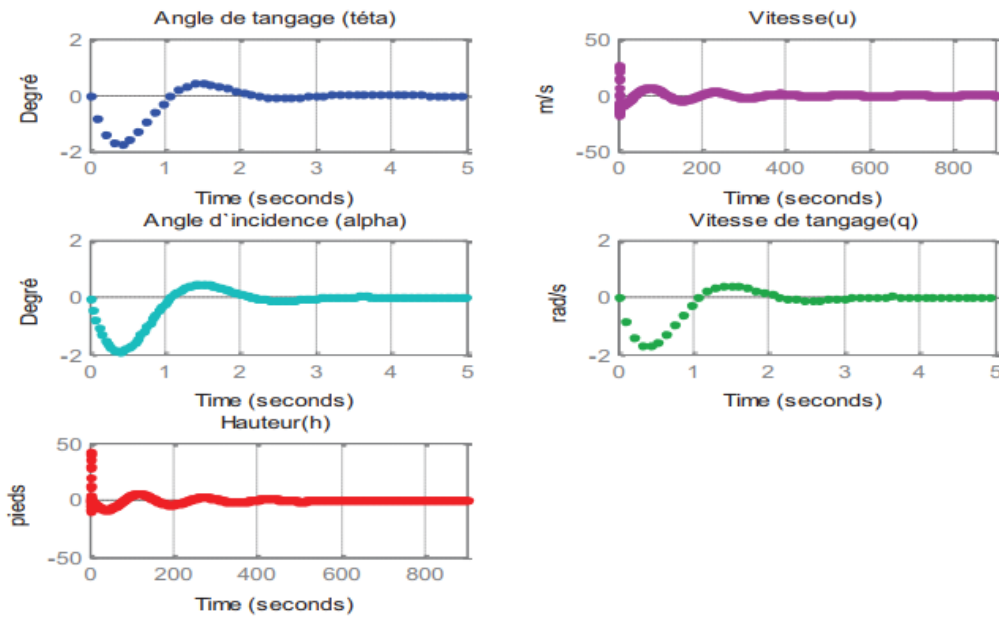


Figure1.9 : Réponse du système longitudinal à un signal de type impulsion.

- **INTERPRETATION :**

D'après les résultats obtenues (figure1.8, figure1.9)de la simulation du système longitudinal en boucle ouverte « BO » on lui appliquant deux (2) types de signaux « Echelon et Impulsion », on remarque que la système est marginalement stable ce qui correspond aux valeurs propres, mais ça nécessite un contrôle du système en boucle fermée « BF » à l'aide de la commande PID a fin d'obtenir la stabilité voulu (le but de notre Etude est la recherche de stabilité de la vitesse et de l'altitude).

- **CONCLUSION :**

Ce chapitre est divisé en deux parties. La première partie concerne la description de l'avion A330 et sa modélisation à l'aide des concepts de la mécanique du vol. La deuxième partie traite de la représentation du système longitudinal sous forme matricielle, des fonctions de transfert correspondantes et de la simulation du système en boucle ouverte. Pour cette simulation, deux types de signaux d'entrée, un échelon et une impulsion, seront appliqués pour analyser la stabilité du système .

# CHAPITER II: Commande de vols

## Chapitre II : commande de vols

### II.1 Introduction :

En aéronautique, le système de Commandes De Vol (CDV) est le système embarqué qui contrôle la trajectoire de l'avion en agissant sur ses gouvernes à partir des consignes données par le pilote : il fait le lien entre le pilote et les gouvernes qui sont des surfaces aérodynamiques mobiles. Il s'agit de l'ensemble des éléments compris entre les organes de pilotages en cockpit et les gouvernes destinés à gérer l'attitude, la trajectoire et la vitesse de l'avion en mode de pilotage manuel et automatique. [7]

### II.2 Historique des commandes de vol :

Dès le début des années 50, la complexité des dispositifs de transmission de la commande de vol, du pilote à la gouverne, ainsi que les problèmes de stabilité des avions à réaction poussent les concepteurs à utiliser des consignes électriques et non plus hydromécaniques pour actionner les gouvernes. Appelée « Fly-by-Wire (Commandes de vol électriques), cette technique supprime toutes les liaisons mécaniques entre le manche à balai du pilote (qui génère les consignes) et les actionneurs des surfaces de contrôle.

En France, la première servocommande électro-hydraulique est utilisée en 1958, sur la gouverne de profondeur d'un avion militaire, le mystère IV Sud-Aviation/Aérospatiale retient le principe pour la Concorde (Premier vol commercial en 1976) et les Airbus A320 (Premier vol en 1987) et l'A340 (Premier vol en 1991). [8]

### II.3 Principes du vol :

#### II.3.1 La force résultante aérodynamique :

Avant d'entamer la commande de vol, il est préférable de définir comment vol un avion. Un profil d'aile soumis à un vent relatif génère une force appelée résultante aérodynamique. On décompose cette résultante en deux forces perpendiculaires entre elles, qu'on a appelées la PORTANCE et la TRAINÉE.[6] Figure2.1: Représente la décomposition des forces pendant le vol. [f3]

## CHAPITER II: Commande de vols

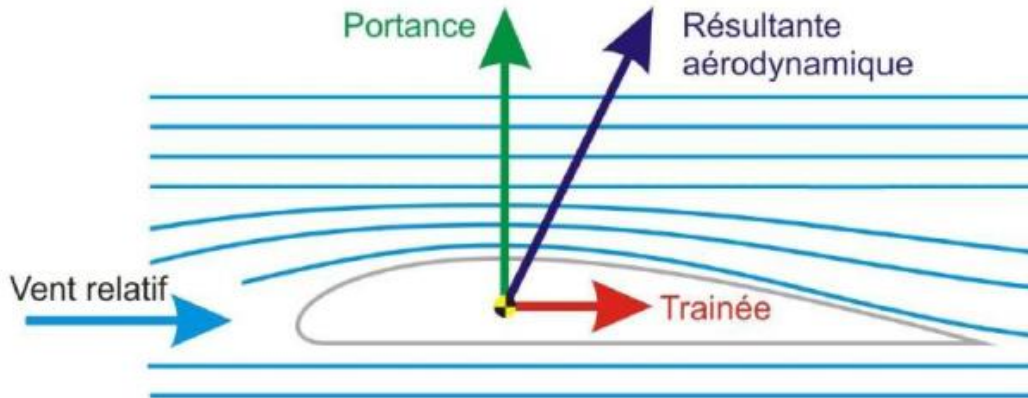


Figure2.1: Représente la décomposition des forces pendant le vol. [f3]

### II.3.2 L'équilibre des forces:

L'équilibre des forces est spécifié selon les trois positions de vol:

#### ❖ Position 1 : Vol horizontal

En vol horizontal rectiligne à vitesse constante, la poussée équilibre la traînée, la portance équilibre le poids, comme il est indiqué sur la figure 2.2.

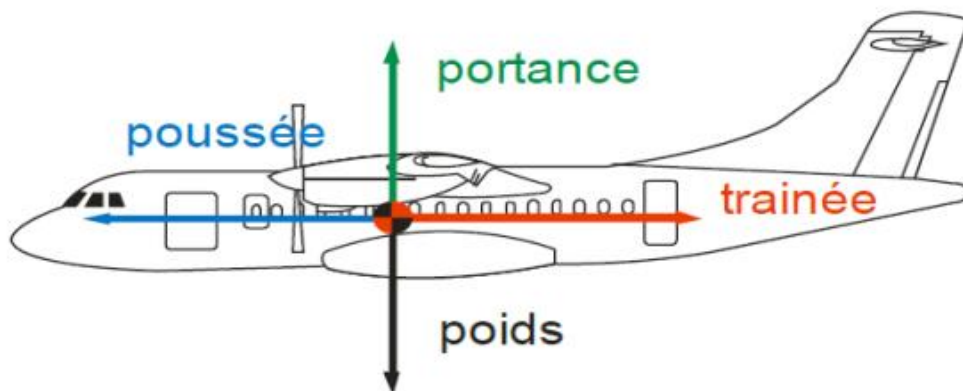


Figure 2.2: L'équilibre des forces dans le cas du vol horizontal. [f3]

#### ❖ Position 2: Vol en montée (Décollage)

En montée rectiligne, une fraction du poids s'ajoute à la traînée. La résultante n'est plus équilibrée par la poussée. Il faut donc augmenter la poussée sous peine de voir la vitesse diminuer.

## CHAPITER II: Commande de vols

La poussée ne peut pas être augmentée de manière indéfinie, donc si on continue à augmenter la pente, la vitesse va diminuer. Pour maintenir la portance égale au poids apparent, il faudra augmenter l'incidence afin de compenser la diminution de vitesse. Si la vitesse continue à baisser, on atteindra l'incidence de décrochage, et l'avion va chuter. Les différentes forces du vol en montée sont présentées sur la figure 2.3

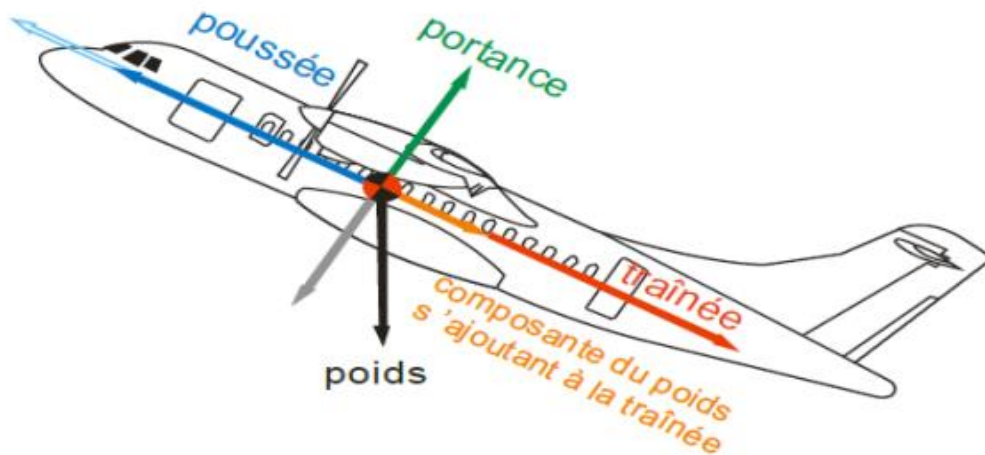


Figure 2.3: L'équilibre des forces dans le cas de la montée (Décollage). [f3]

### ❖ Position 3: Vol en descente

En descente, une fraction du poids s'additionne à la poussée. Maintenir une vitesse constante nécessite donc de réduire la puissance.

Si on accentue trop la pente, la traînée ne suffira plus pour équilibrer la résultante « $\lll$  poussée plus poids  $\ggg$  ». L'avion va continuer à accélérer et éventuellement se retrouver en survitesse. Les différentes forces du vol en descente sont présentées sur la figure 2.4



Figure 2.4 : L'équilibre des forces dans le cas de la descente. [f3]

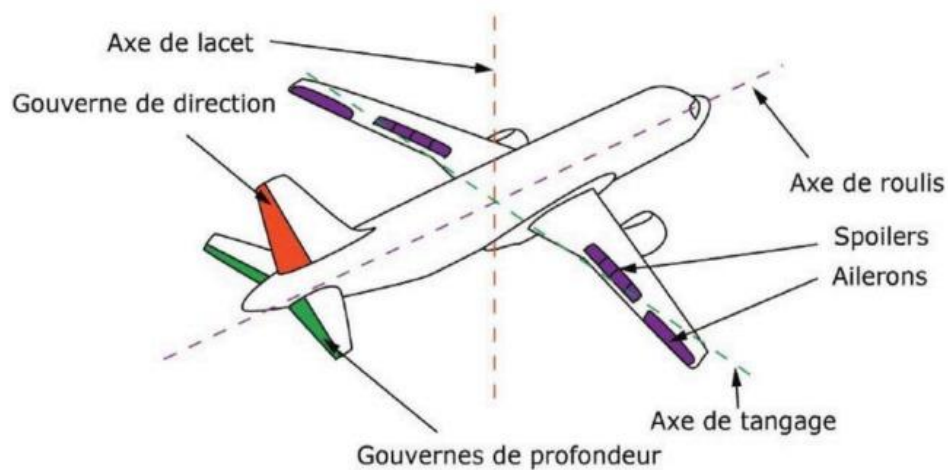
## CHAPITER II: Commande de vols

### II.4 Les types de commandes de vol

#### II.4.1 Les Commandes de vol primaires :

Les commandes de vol primaires sont des dispositifs qui permettent d'assurer les mouvements autour des trois axes de référence. Elles permettent ainsi de piloter l'avion et modifier sa trajectoire.

- ✓ Les commandes de vol primaires comprennent :
  - **la gouverne de profondeur** provoque les mouvements de l'avion autour de **l'axe de tangage**.
  - **la gouverne de direction** provoque les mouvements de l'avion autour **de l'axe de lacet**.
  - **les ailerons et les spoilers** de roulis provoquent les mouvements de l'avion autour de **l'axe de roulis**.
- ✓ Pour manœuvrer ces gouvernes, le pilote dispose :
  - Du manche pour la gouverne de profondeur.
  - Du manche pour les ailerons et les spoilers de roulis ; la commande de l'avion autour de l'axe de roulis porte aussi le nom de fonction de gauchissement.
  - Du palonnier pour la gouverne de direction. [6]



*Axes de référence et gouvernes associées.*

**Figure 2.5: Les commande de vols.** [f3]

## CHAPITER II: Commande de vols

### ✓ Les gouvernes de vol

Pour cela, le pilote agit sur les gouvernes de vol de l'avion par l'intermédiaire des commandes de vol.

Ces commandes de vol primaires sont utilisées pendant tout le vol et permettent de contrôler l'évolution de l'avion autour de ses axes de référence :

- la gouverne de direction ou gouvernail pour le lacet.
- les ailerons et les spoilers pour le roulis.
- les gouvernes de profondeur et le plan horizontal réglable pour le tangage. [6]

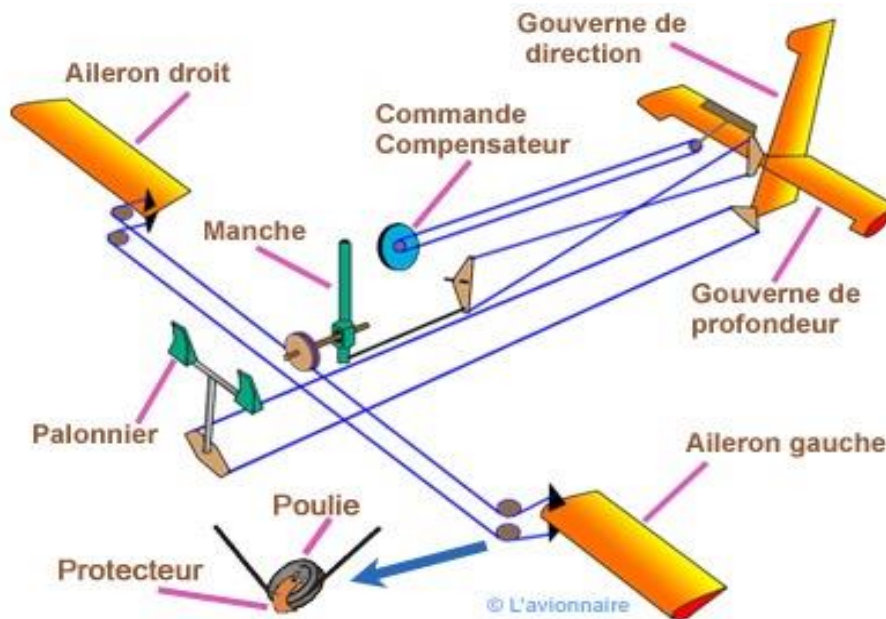


Figure 2.6: Système de commande des gouvernes d'un avion .[f3]

**Effets primaires des gouvernes:**

#### A- L'axe de tangage:

Le tangage est contrôlé par l'empennage horizontal.

Celui-ci est composé généralement de deux parties :

- Une partie fixe appelée aussi stabilisateur. Le calage du stabilisateur peut être réglable en vol (Airbus, Fokker), il sert alors de compensateur.
- Une partie mobile appelée gouverne de profondeur, elle est actionnée par le manche. [6]

## CHAPITER II: Commande de vols

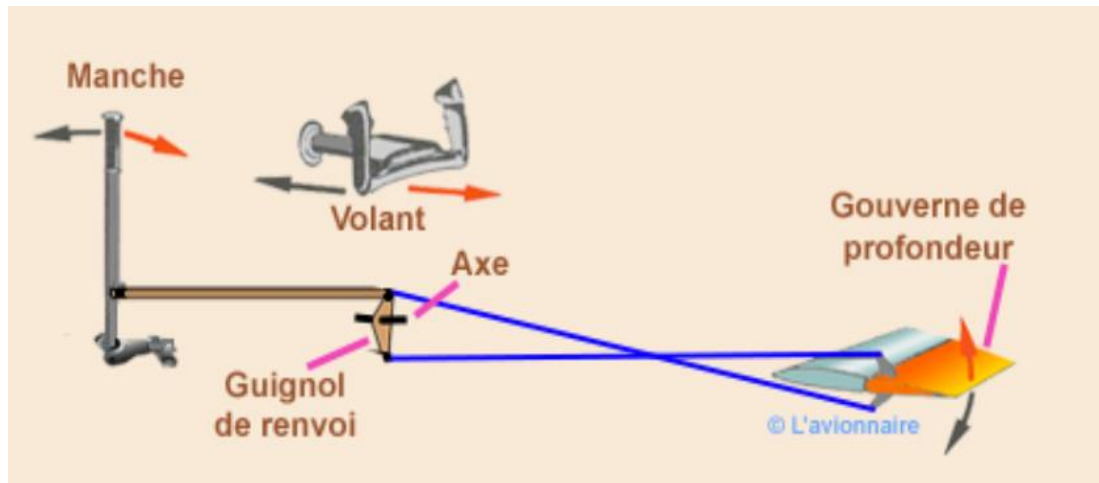


Figure 2.7: Mécanisme de commande de profondeur dans un avion. [f3]

Dans ce chapitre ne sera étudié que l'action primaire de la gouverne de profondeur. Par contre la majorité des aérodynes (sauf ceux pilotés à travers des ordinateurs) ont des empennages déporteurs pour augmenter leur stabilité, dans ce cas le braquage de la gouverne de profondeur provoquera une déportance plus ou moins forte. Les exemples ci-dessous sont basés sur des empennages déporteurs.

Ci-dessous le manche est au neutre, l'avion est en vol rectiligne horizontal stabilisé. Le plan fixe est légèrement déporteur.

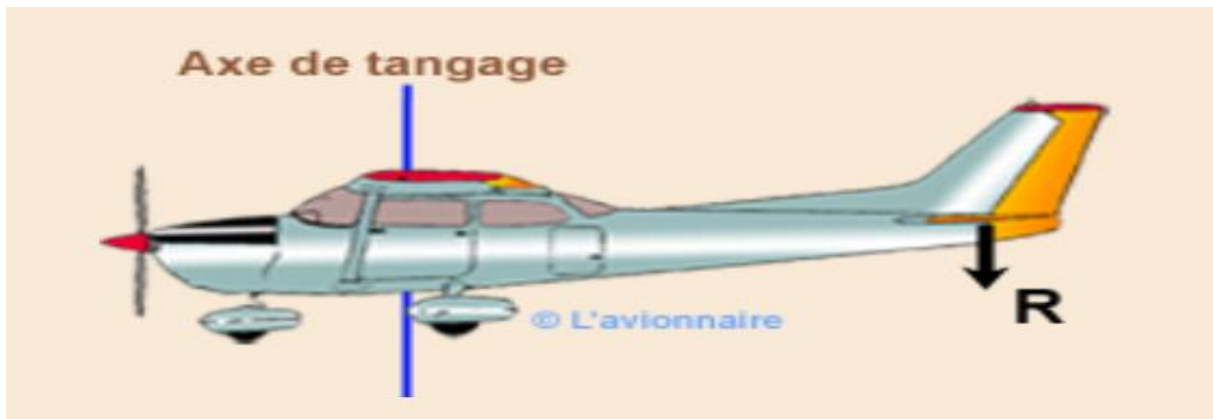
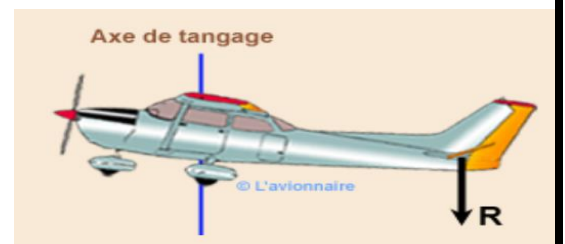


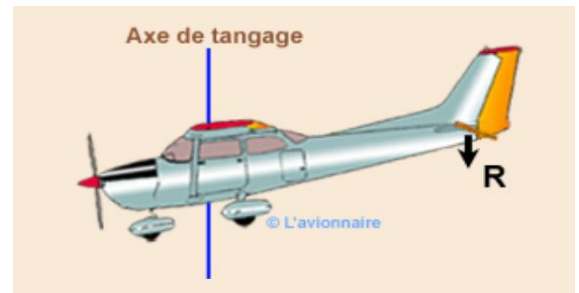
Figure 2.8: Axe de tangage d'un avion.[f3]

- Le manche est tiré aux arrières, la gouverne de profondeur se "relève" augmentant la déportance de l'empennage horizontal. L'aérodyne pivote autour de l'axe de tangage en cabrer.



## CHAPITER II: Commande de vols

- Le manche est poussé en avant, la gouverne de profondeur se "baisse" diminuant la déportance de l'empennage horizontal. L'aérodyne pivote autour de l'axe de tangage en piqué.



### B- L'axe de roulis:

Le roulis est contrôlé par la commande des ailerons.

Les ailerons sont des surfaces horizontales généralement situées à l'extrémité des ailes, côté bord de fuite pour augmenter le bras de levier. Sur certains avions de ligne voir Cellule des avions - Aile Airbus 300 des ailerons supplémentaires sont situés près de l'emplanture de l'aile et utilisés aux grandes vitesses. [6]

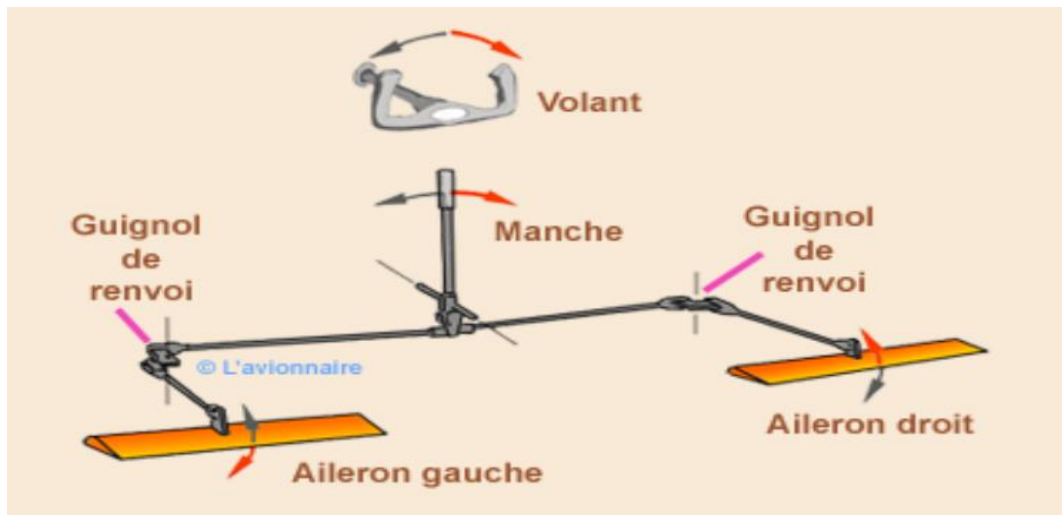


Figure 2.9: Mécanisme de commande de ailerons dans un avion. [f3]

Les ailerons sont au neutre, les deux ailes ayant la même portance sont horizontales.



## CHAPITER II: Commande de vols

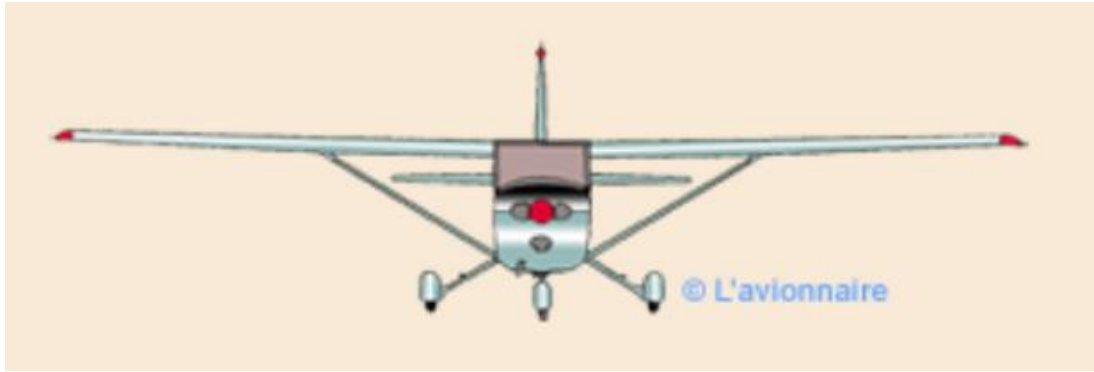
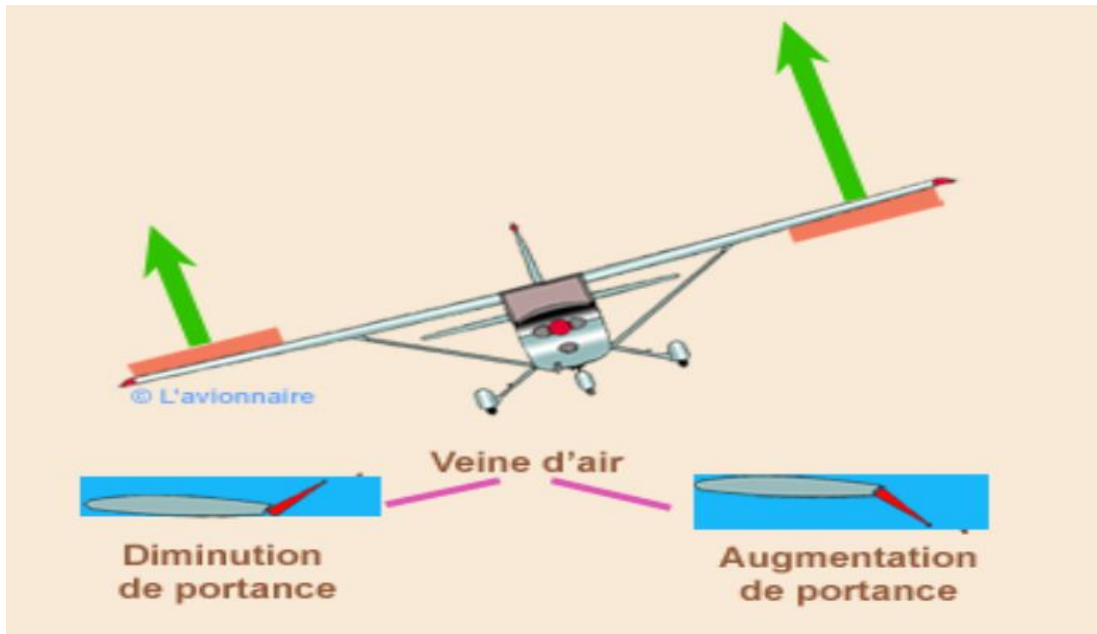


Figure 2.10: Axe de roulis d'un avion.[f3]

Le déplacement du manche latéralement provoque la rotation simultanée et de sens opposé des deux ailerons.

Ci-dessous le manche a été déplacé à droite ou le volant a été tourné à droite. Cette action a modifié le profil des deux demi-ailes donc leur portance, et l'aérodyne s'incline à droite.



L'action de roulis se poursuivra tant que les ailerons seront braqués.

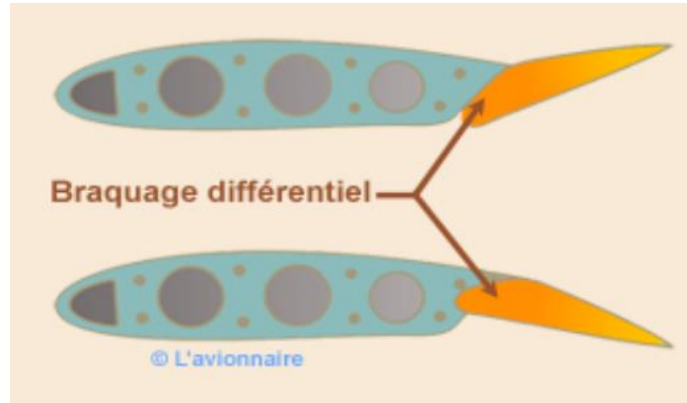
En ramenant le manche au neutre les ailerons reviennent également au neutre, les portances des deux ailes s'équilibrent et le mouvement de roulis cesse. L'inclinaison se stabilisera à la valeur atteinte.

- **Ailerons différentiels**

Avec les ailerons différentiels, un aileron est relevé d'une plus grande distance que l'autre aileron est abaissé pour un mouvement donné du volant ou du manche.

## CHAPITER II: Commande de vols

Ceci produit une augmentation de la traînée sur l'aile descendante. La plus grande traînée résulte de la déflexion de l'aileron supérieur de l'aile descendante à un angle plus grand que l'aileron inférieur de l'aile ascendante. Bien que le lacet défavorable soit réduit, il n'est pas complètement éliminé. A noter que l'action des ailerons peut être combinée avec celle des spoilers (Airbus 320). [6]



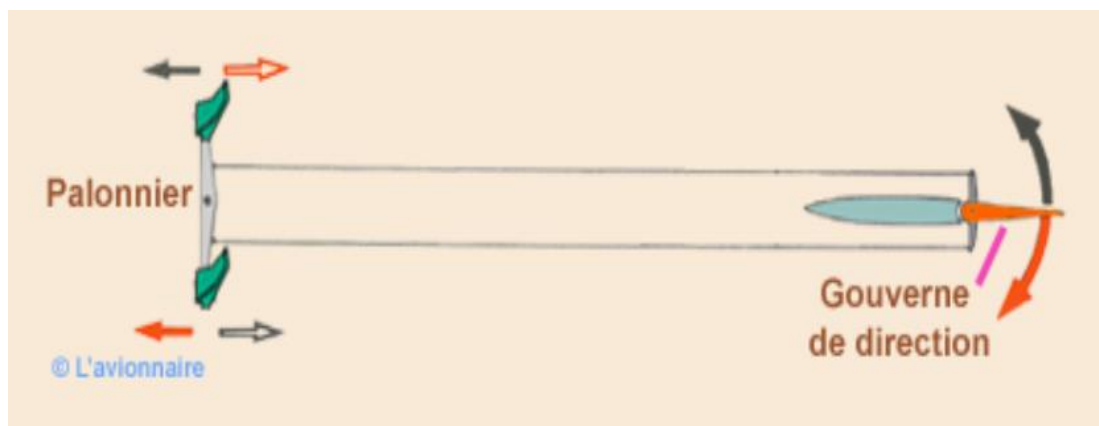
### C- L'axe de lacet :

Le lacet est contrôlé par la gouverne de direction à l'aide du palonnier. La gouverne de direction n'a pas les mêmes fonctions que le gouvernail d'un bateau, elle ne dirige pas l'avion mais sert surtout à contrôler la symétrie du vol en ligne droite ou en virage, ainsi qu'en cas de panne moteur sur un avion multi moteur.

Il serait donc plus juste de l'appeler gouverne de symétrie.

Cette commande sert également pour garder l'axe de la piste pendant les phases de décollage et d'atterrissage, principalement par vent de travers. Elle est aussi utilisée en voltige par exemple pour arrêter une vrille (autorotation).

L'utilisation de cette gouverne se fait en appuyant sur l'une ou l'autre pédale du palonnier. [6]



## CHAPITER II: Commande de vols

### II.4.2 Les commandes de vol secondaires:

Ce sont les dispositifs qui permettent de modifier la configuration aérodynamique de l'avion :

- Hypersustentateurs de bord d'attaque
- Hypersustentateurs de bord de fuite
- Aérofreins vol
- Spoilers vol (Pour la traînée)
- Hypo sustentateurs (Aérofreins–Spoilers sol et vol)

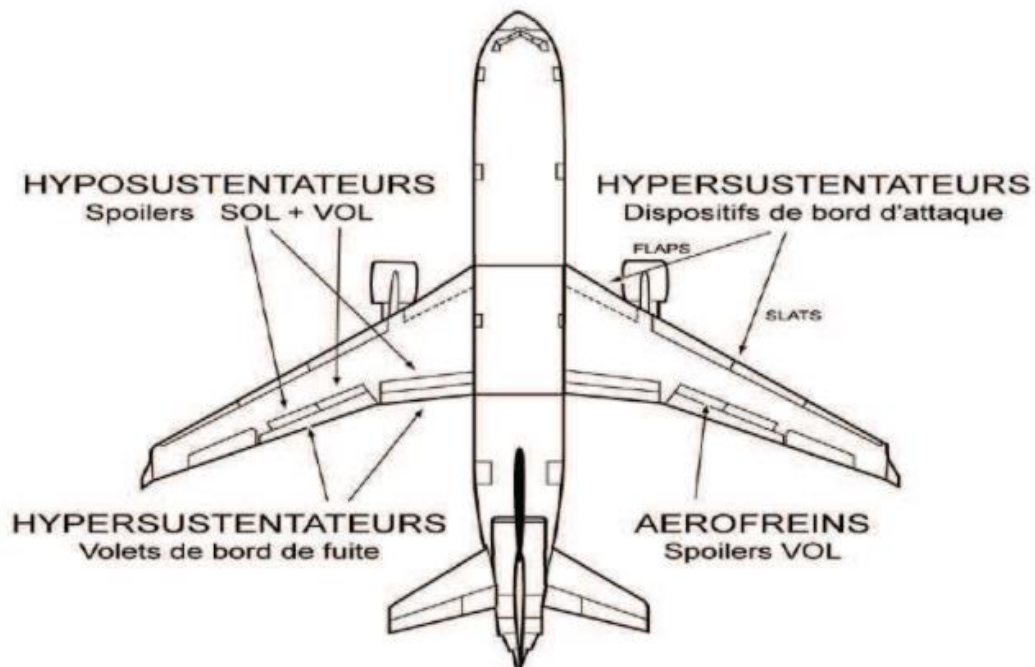


Figure 2.11 :Les commande de vols secondaires.

#### A- Dispositifs Hypersustentateurs de bord d'attaque :

Le coefficient de portance  $C_z$  augmente quand l'angle d'incidence augmente, jusqu'à une limite de  $C_z$  max, le décrochage. Les dispositifs de bord d'attaque permettent de reculer cette limite et d'augmenter l'angle d'incidence

## CHAPITER II: Commande de vols

### B- Dispositifs Hypersustentateurs de bord de fuite:

Les dispositifs de bord de fuite modifient la courbure arrière du profil ce qui provoque:

- Augmentation de  $C_z$  pour une même incidence
- Augmentation de  $S$

### C- Les aérofreins :

Ils servent à augmenter le  $C_x$  sans perturber le  $C_z$  (pas de décollement de la couche limite) et leur action se traduit:

- Diminution de la vitesse longitudinale avion (sol et vol)
- Augmentation de la pente de descente

Ils sont situés soit:

- A l'extrados
- A l'extrados et l'intrados
- A l'arrière du fuselage

Sur la plupart des avions commerciaux actuels, la fonction aérofrein est assurée par des surfaces Spoilers qui assument:

- D'une part une sortie symétrique activée par une manette spécifique (Aérofreins ou Speed break)
- D'autre part une sortie dissymétrique fonction roulis activée par la chaîne gauchissement (manche) en coordination avec les ailerons.

### D- Les spoilers:

Ils servent à augmenter le  $C_x$  et de diminuer le  $C_z$

Ils assument deux (2) fonctions différentes :

- Aérofreins par braquage symétrique
- Roulis par braquage dissymétrique, aide au gauchissement en diminuant la portance de l'aile intérieure au virage

Les mêmes panneaux Spoilers peuvent être utilisés aux deux (2) fonctions simultanément, leur braquage dépendra:

- De la valeur de déplacement manette aérofrein
- De la valeur de braquage commande Aileron (manche)
- De la vitesse de l'avion

Ils sont situés directement sur l'extrados de l'aile.

## CHAPITER II: Commande de vols

### E- Les floperons :

Ce sont des dispositifs qui sont situés sur le bord de fuite et qui permettent de conjuguer les fonctions roulis et Hypersustentation.

En configuration hyper sustentée, leur braquage (inférieur à celui des volets) permet néanmoins d'augmenter la portance de l'aile.

Utilisés généralement en contrôle actif Généralisé (CAG), ils permettent de réduire considérablement les moments fléchissant à l'emplanture (uniquement pour les avions équipés d'un FBW).

### II.4.3 Les commandes de vols électriques :

#### II.4.3.1 Introductions :

Les commandes de vols électriques notée CDVE aussi dénommées << Fly-By-Wire >> ou FBW sont utilisées par les avions en production depuis les années 70. L'adoption des commandes de vol électriques (FBW) a permis une optimisation du poste de pilotage qui offre une plus grande protection du domaine de vol

Le système FBW est un système qui remplace les commandes de vols manuelles classiques d'un avion avec une interface électronique. Ce dernier contrôle :

- Les commandes de vols primaires qui contrôlent l'axe de Tangage, Roulis et Lacet
- Les commandes de vols secondaires qui comprennent les aérofreins et les spoilers
- La fonction de portance élevée qui comprend les volets et les becs

#### II.4.3.2 Evolutions des commandes de vol:

Des toutes mécaniques au Fly-by-Wire, l'architecture du système de commande 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.

## CHAPITER II: Commande de vols

- A. Commande de vol mécanique
- B. Commande hydromécanique
- C. Commande électro-hydro-mécanique
- D. Commande électro hydraulique :**

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

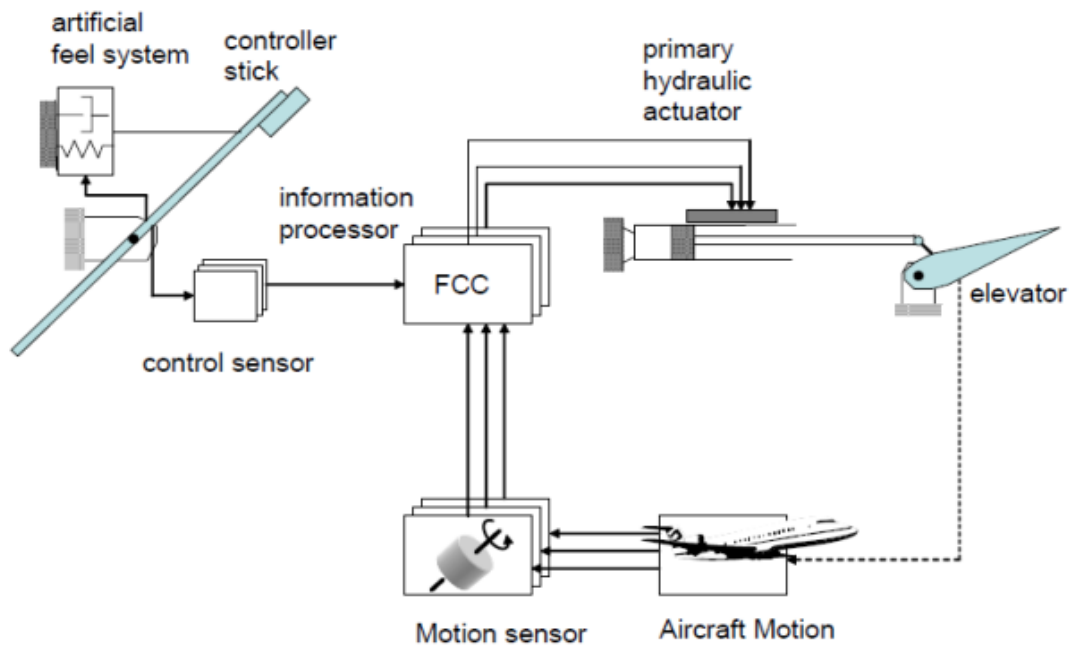


Figure 2.18: Commande électro hydraulique.

- **Conclusion :**

Dans ce chapitre, nous avons examiné en détail les systèmes de commande de vol de l'Airbus A330, en nous concentrant sur les commandes de vol primaires et secondaires et leur évolution. Les commandes de vol primaires, qui comprennent les gouvernes et les ailerons, sont cruciales pour le contrôle de l'avion sur les axes de tangage, de lacet et de roulis, assurant ainsi sa stabilité en vol. Les commandes de vol secondaires, telles que les volets et les spoilers, sont essentielles lors des phases de décollage et d'atterrissage. L'introduction des systèmes de commande de vol électriques (Fly-by-Wire) a considérablement amélioré la précision et la fiabilité des commandes, tout en réduisant la charge de travail du pilote. En somme, ces systèmes sont indispensables pour garantir la performance et la sécurité de l'A330, rendant les opérations de vol plus efficaces et sécurisées.

# CHAPITER III: Pilote Automatique

## Chapitre III : pilote Automatique

### III.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,

### III.2 Définition du 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 généré par les mouvements sans cesse correctifs des pilotes, ce qui a induit à la création d'un système nommé : PA/DV pilote automatique/directeur de vol.

Le terme Pilote automatique (PA) est la traduction littérale de l'expression anglophone « auto pilote » son abréviation en anglais (A/P)

Un pilote automatique est un dispositif relié aux commandes de l'avion qui garde automatiquement l'aéronef sur le long de sa trajectoire sans l'interposition humaine constante. comme le montre la figure 3.1

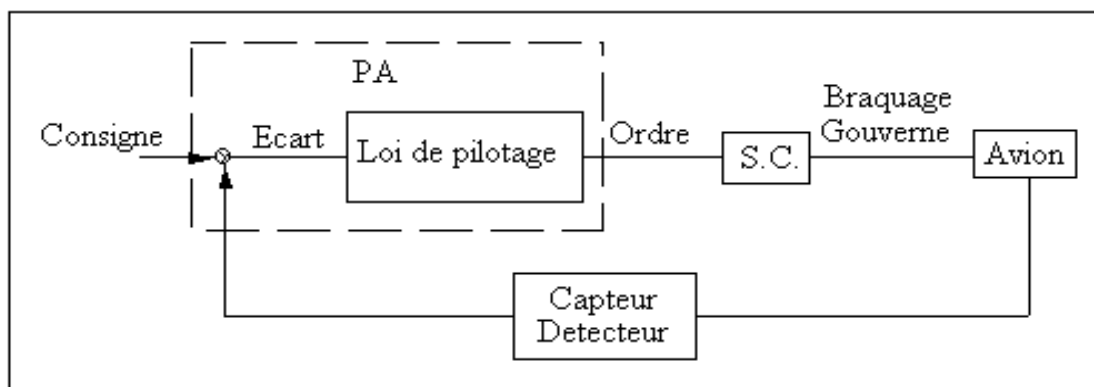


figure 3.1

Figure 3.1: schéma fonctionnel générale de pilotage automatique.[f1]

### III.3 Le rôle du pilote automatique :

Le pilote automatique avant tout consiste à soulager le pilote dans ses taches de commandant de bord pour lui permettre de consacrer à la surveillance et au contrôle du vol. Les fonctions du pilote automatique peuvent être classées sous trois rubriques ; Le but et d'assurer :

## CHAPITER III: Pilote Automatique

1. La stabilité de l'avion et l'amélioration de la qualité de vols.
2. la stabilité de l'aéronef se fait autour de ses trois axes (tangage, roulis et lacet).
3. A guider automatiquement l'avion sur ces routes ou dans des plans déterminés et facilite l'exécution de manœuvres délicates tels l'atterrissage et la tenue :

- d'altitude (mode ALT)
- cap (mode HDG).
- Vitesse (Mode Speed)
- Rac (Mode NAV)
- ILS (LOC et GLIDE en mode APP).

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

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

### III.4 Les différents modes du pilote automatique:

On distingue les modes de bases des modes supérieurs :

#### A- Les modes de bases :

Ce sont les modes qui permettent de gérer les variations ou le maintien d'attitude de l'avion. Ce sont des modes de stabilisation ou de pilotage

Sur les avions les plus anciens, les modes de bases maintenaient une attitude uniquement (Assiette et inclinaison).

#### B- Les modes supérieurs :

Ce sont les modes qui permettent de gérer la position de l'avion par rapport à la terre. Ce sont les modes de guidage ou de contrôle



## CHAPITER III: Pilote Automatique

Les modes supérieurs déplacent le centre de gravité de l'avion dans l'espace, ils sont engagés à travers les modes de bases. C'est-à-dire que le mode supérieur pilote les paramètres des modes de bases nécessaires au maintien de la trajectoire choisie

Les modes supérieurs actifs ont généralement deux (2) états : armés ou engagés.

### III.5 Les type de guidages:

#### Il existe deux types de guidage

- L'orientation automatique: L'avion est guidé le long de l'itinéraire planifié à l'avance, le profil vertical, latéral, et la vitesse / Mach. Ce type orientation planifiée est appelé «Managed». Cibles prédites sont calculées par les FMGC.
- L'orientation choisie: L'avion est guidé vers la cible sélectionnée modifié par le pilote. Les cibles sont sélectionnés sur l'unité de commande de vol situés sur l'avant du poste de pilotage. La décision d'engager un «SELECTED» ou «MANAGED» l'orientation est toujours sous le contrôle du pilote. L'orientation choisie a la priorité sur l'orientation automatique.

### III.6 Pilot automatique de l'A330-200:

#### III.6.1 Définition du pilote automatique :

Le système auto pilote contient les unités suivantes:

- ❖ Deux Ordinateurs de Guidage et d'Enveloppe de Gestion de Vol (FMGC).
- ❖ Trois unités de contrôle et d'affichage polyvalentes (MCDU).
- ❖ Un Flight Control Unit (FCU).
- ❖ Un Flight Management source sélection devise.

La gestion de vol et système de guidage (FMGC) fournit des prédictions de temps de vol, le kilométrage, la vitesse, et de l'altitude. Il réduit la charge de travail du poste de pilotage, améliore l'efficacité et élimine les opérations de routine normalement effectuées par les pilotes. Lors de la préparation du poste de pilotage le pilote insère un itinéraire préétabli d'origine à la destination via le contrôle multifonction et d'affichage (MCDU). Cet itinéraire comprend le départ, les points de route «< VOR », arrivée, l'approche, itinéraire alternatif tel que sélectionné à partir de la base de données de navigation. Le système génère des profils de vol optimal vertical et latéral et prédit les progrès tout le long de la trajectoire de vol complète. les deux FMGC effectue les même opérations si l'un d'eux est défaillant l'autre FMGC prend le relais.

## CHAPITER III: Pilote Automatique

Le pilote peut modifier n'importe quel paramètre de vol, sur une base à court terme (SPD, V/S, HDG...) et les FMGC va guider l'aéronef vers la cible sélectionnée manuellement. Ce mode d'orientation contrôlée est appelé « selecte ».

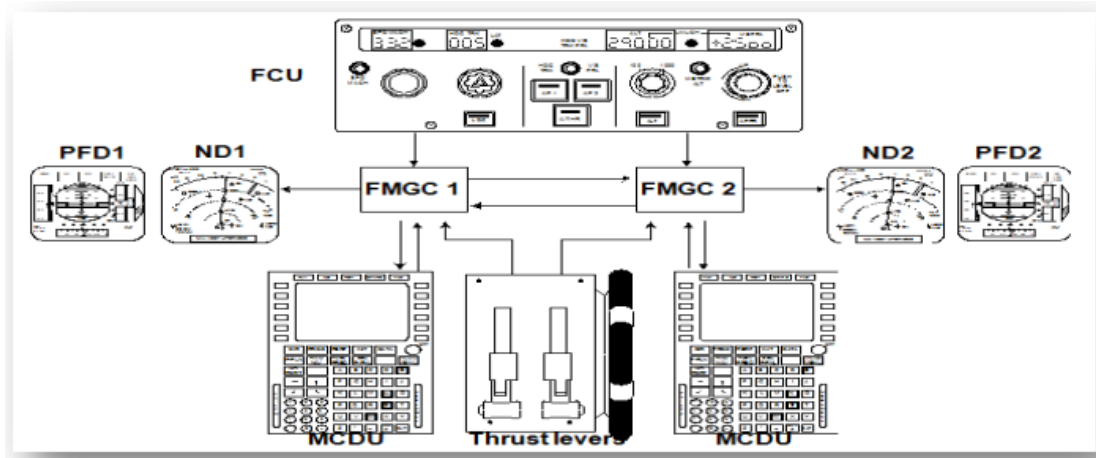


Figure 3.2: Le système auto pilote A330. [f4]

### A- Flight Management Guidance (FMGC)

Chaque FMGC est divisé en quatre parties principales:

- **Flight management (FM) Contrôle les fonctions suivantes:**

- Navigation et gestion des radios de navigation.
- Planification de vol de gestion.
- Prédiction et l'optimisation des performances.
- Gestion des affichages.

- **Flight guidance (FG) exécute les fonctions suivantes:**

- Pilote automatique (PA).
- Directeur de vol (FD).
- La poussée automatique (A / THR)

- **Flight envelope (FE) Contrôle les fonctions suivantes:**

- Calcul de données pour le domaine de vol et de vitesse.
- Surveillance des paramètres utilisés par les parties FG et FE.
- Détection du cisaillement du vent et du centre de gravité (CG).
- Calcul de GW « poids de l'avion » et CG « centre de gravité » informations.

## CHAPTER III: Pilote Automatique

- **Fault Isolation and détection System (FIDS) fournissant:**

- Acquisition des données de maintenance.
- Interface avec l'ordinateur de maintenance CMC (Central).

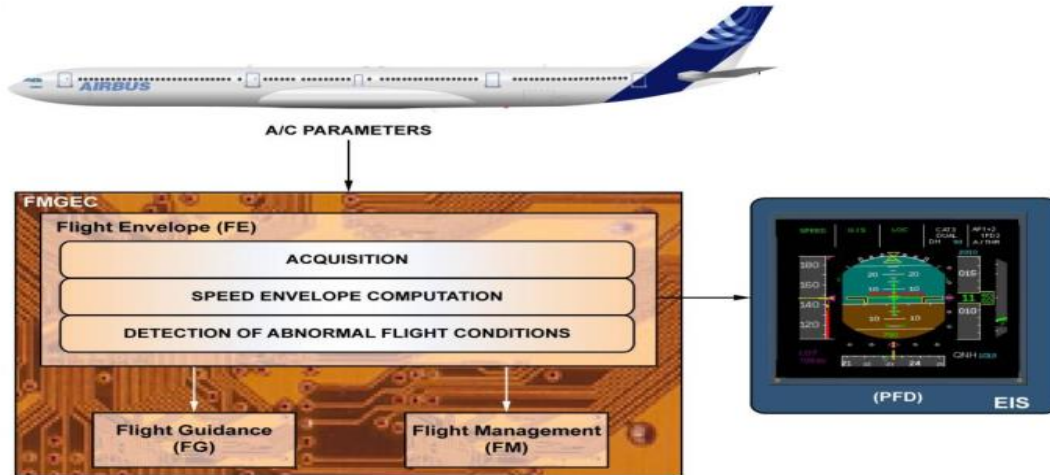


Figure 3.3: Le système FMGEC.

### B- Multipurpose control and display unit (MCDU):

Trois MCDU sont installés sur le cockpit de l'équipage.

L'utilisation de MCDU permet à l'équipage de communiquer avec le FMGC par la sélection d'un plan de vol pour les trajectoires latérales et verticales et les profils de vitesse. L'équipage peut également modifier la navigation SELECTED, les performances et les fonctions spécifiques de gestion de vol (plan de vol révisé, moteur en panne, plan de vol secondaire, etc.) Des données additionnelles provenant des périphériques (système de maintenance centralisée (CMS), l'adressage des communications et le compte rendu (ACARS) peuvent également être affichées. ( Figure 3.4 présente Les deux MCDU de a330.[f5] )



Figure 3.4: Les deux MCDU de a330.[f5]

# CHAPTER III: Pilote Automatique

## C- Flight Control Unit (FCU) :

Le FCU situé sur l'avant du cockpit, est l'outil le plus rapide entre l'équipage et le FMGC. Il est utilisé pour sélectionner les paramètres de vol ou de modifier ceux qui sont sélectionnés dans le MCDU. Les pilotes automatiques et des fonctions de commande automatique de poussée peuvent être engagées ou désengagées. Des modes de guidage différents peuvent être sélectionnés pour modifier les différentes trajectoires (vitesse, cap, la route, l'altitude, chemin angle de vol, la vitesse verticale). (Figure 3.5 présente FCU airbus A330 .[f6] )

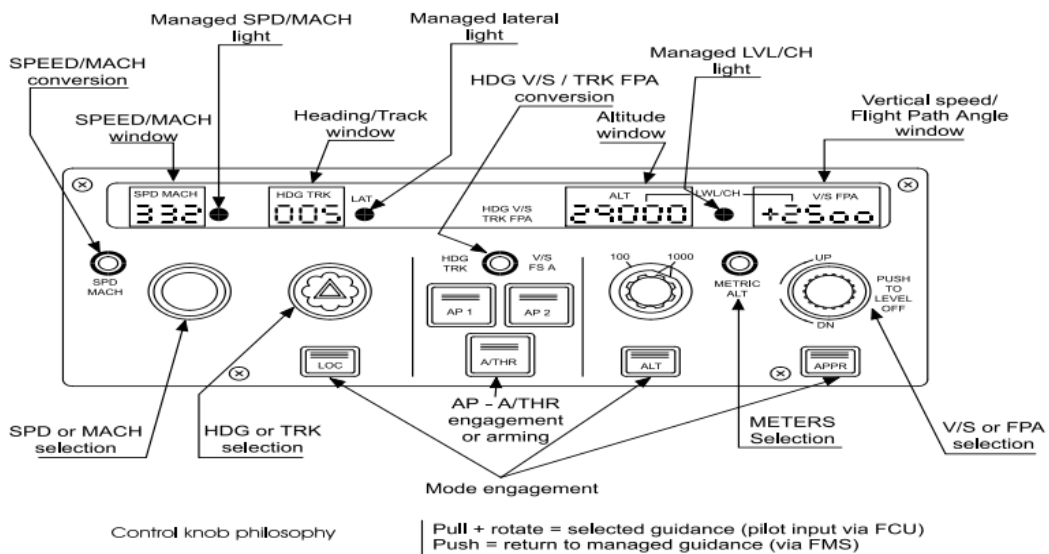


Figure 3.5 :FCU airbus A330 .[f6]

## CHAPITER III: Pilote Automatique

### III.6.2 Instruments de vol électroniques (EFIS):

Le EFIS se compose de deux écrans de vol principaux (PFD) et des affichages de navigation (ND) fourni à l'équipage des informations de navigations et système d'informations en temps réelle pour toutes les phases de vol. Un panneau de contrôle EFIS est situé à chaque extrémité du cockpit est utilisé pour contrôler affiche à la fois primaires et la navigation. Ce groupe inclut les contrôles de sélection des différents modes au sein du PFD.

Un sélecteur permet de régler l'altimètre barométrique pour être affichée sur le PFD. Différentes plages de distance peuvent être sélectionnés sur le ND, et deux interrupteurs à bascule permettent l'affichage de gauche ou droit pointeurs portant VOR / ADF pour être affichés sur le ND.

#### A- Primary flight displays (PFD):

Le PFD combine plusieurs indications des instruments de vol sur un panneau d'affichage, Cet écran comprend:

- L'attitude des orientations directeur de vol cible
- Modes armé et engagé
- La navigation et de l'information d'approche aux instruments
- Pression
- L'altitude barométrique
- Les messages système.

#### B- Navigation display (ND):

Cinq différentes modes de navigation peuvent être affiche :

- ARC (mode carte)
- ROSE NAV (mode carte)
- ROSE VOR R
- ROSE LS
- PLAN

Les informations affichées sur ces modes pour utiliser la position de l'avion comme un point de référence pour le plan de vol des données de navigation (information latéral et vertical).

## CHAPITER III: Pilote Automatique

- **Conclusion :**

Dans ce chapitre, nous avons étudié le système de pilote automatique de l'avion Airbus A330-200. Nous avons examiné le concept du pilote automatique et son rôle dans le contrôle du mouvement de l'avion. Nous avons également exploré les différents modes de vol que le pilote automatique peut effectuer, ainsi que les capteurs utilisés pour surveiller l'état de l'avion et fournir des commentaires au système. Ces commentaires sont essentiels pour ajuster le système de commande afin d'assurer la stabilité et les performances optimales des avions pendant leurs vols. Il ne faut pas oublier non plus le rôle important du flight control unit (FCU) dans amélioration la qualité et la fiabilité du système pilote automatique.

# CHAPITER IV: Simulation

## Chapitre IV : Simulation

### IV.1 Introduction :

Dans notre étude sur le maintien de l'altitude et de la vitesse d'un avion Airbus A330 en croisière, nous nous concentrons sur l'analyse de la stabilité de ces paramètres critiques. À l'aide de simulations MATLAB/SIMULINK, nous explorerons d'abord la réponse en boucle ouverte (BO) aux signaux d'échelon et d'impulsion pour l'altitude et la vitesse. Cette étape nous permettra de déterminer les caractéristiques de stabilité telles que les pôles et les zéros des systèmes étudiés.

Ensuite, nous passerons à la simulation en boucle fermée (BF) en appliquant une commande PID, où nous ajusterons les gains proportionnel, intégral et dérivé ( $K_p$ ,  $K_i$ ,  $K_d$ ) pour optimiser la stabilité des systèmes. Ce processus vise à illustrer comment la régulation active peut améliorer la précision et la réponse des systèmes de pilotage automatique longitudinal, assurant ainsi un maintien efficace de l'altitude et de la vitesse en vol .

#### IV.2.1 Description du système :

Le système de maintien d'altitude est un système standard pour les avions de transport moyen et long terme. Ce système maintient une altitude de croisière qui a été sélectionné par le pilote. Le système réduit nettement la charge de travail du pilote de manière significative. Le principe de base du système de maintien d'altitude est l'utilisation d'un signal proportionnel à l'altitude de l'aéronef mesurée par un retour de l'élévateur de telle sorte que le mouvement de l'élévateur permet à l'avion de maintenir l'altitude prescrite

Le mode de maintien d'altitude sera sélectionné via la touche ALT sur le panneau d'orientation. Ce dernier sera également activé automatiquement après captures d'altitude présélection (lorsque l'altitude a été acquis). Le pilote peut manœuvrer à une nouvelle référence d'altitude sans annuler le mode de maintien d'altitude. Les AFCS vont générer des sorties de commande de tangage pour maintenir l'altitude quand le mode de maintien est choisi. Lorsque l'altitude est en mode « HOLD », le renvoi de maintien d'altitude peut être synchronisé via l'activation de l'interrupteur TCS La référence de maintien d'altitude est réinitialisée si le mode est sélectionné, et le point d'accès est en prise à un moment ultérieur. Si le mode ALT est sélectionné lorsque l'avion est en montée ou descente, l'AFCS vont générer des commandes de pas à zéro la vitesse verticale et puis capturer l'altitude choisie sans de multiples dépassements.

## CHAPTER IV: Simulation

### IV.2.2 Diagramme fonctionnel du système de maintien d'altitude :

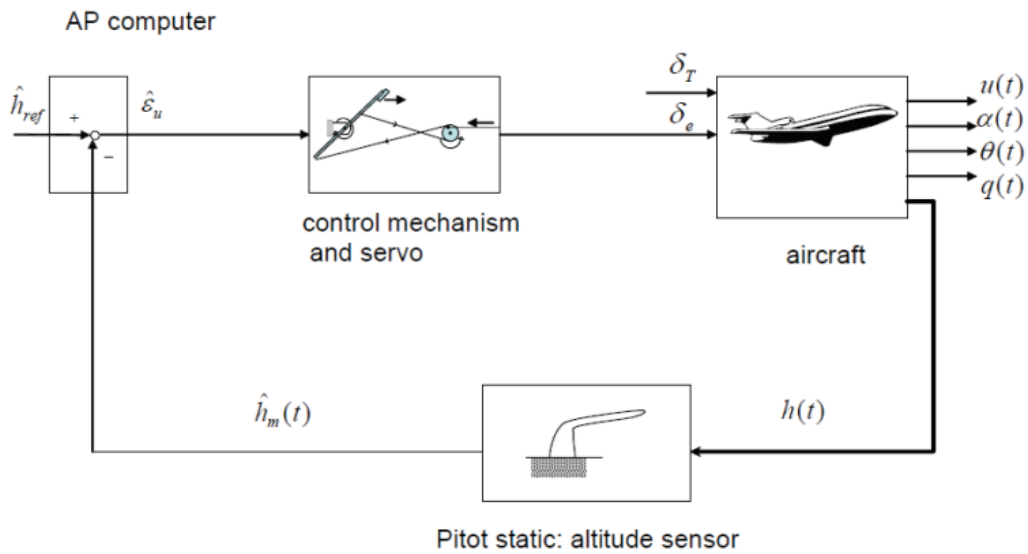


Figure 4.1: Diagramme fonctionnel du système de maintien d'altitude. [f7]

L'altitude de vol est mesurée par un système de Pitot statique et l'élévateur est déplacé par un mécanisme de commande de base par le biais d'un servomoteur. Au regard de ce système ressemble au système de tenue d'assiette de vol. La différence réside dans le fait que la grandeur de l'altitude ne fait pas partie des variables d'état de l'avion.

#### A- Servo-mécanisme :

Définition :

On appelle servo-mécanisme, un système de commande qui contrôle en permanence la réponse du système par rapport aux ordres d'entrée, et qui élabore les corrections nécessaires pour annuler toutes différences entre l'entrée E et la sortie S, tel que  $\varepsilon = E - S$  (signal d'écart ou d'erreur)

Un servo-mécanisme possède 2 propriétés :

- Une amplification de puissance
- Un retour d'asservissement

Un servo-mécanisme travaille donc en boucle fermée, c'est à dire qu'il compare en permanence la sortie S par rapport à l'entrée E afin d'annuler automatiquement tout écart entre E et S



## CHAPTER IV: Simulation

### B- Le système de Pitot statique :

Le système Pitot-statique fournit des informations d'altitude et de vitesse à l'équipage. Trois systèmes redondants et indépendants comprennent le système anémométrique avion. Cette redondance permet d'assurer d'une représentation claire de l'information de Pitot statique est affiché sur l'écran PFD prévenir tout risque de confusion de l'équipage en cas de défaillance du système. Chacun des trois systèmes est constitué d'une sonde Pitot et deux prises de pression statique.

Les sondes Pitot sont situés au niveau du nez de l'avion et les prises de pression statique sont installés dans un réseau de trois de chaque côté de la section de fuselage du cockpit externe. La pression totale et statique de l'air composant du système est alimentée directement à un ADM. Les modules de données aérodynamiques « ADMs » sont situés dans le nez de l'avion. Système Pitot-statique du pilote envoie les informations de la pression du Pitot-statique à l'ADM respectif. L'ADM convertit ensuite la pression du Pitot-statique à un signal électrique brut transférer le signal à une unité avionique modulaire « MAU ». Le MAU calcule ensuite la densité de l'air, l'altitude de l'avion, la pression dynamique, et la vitesse. L'information est ensuite présentée sur les écrans du poste de pilotage.

Pour éviter une défaillance du système à partir d'une accumulation de glace sur les sondes ou les ports statiques, le système est électriquement antigivrage. Les informations de défaillance antigivrage de Pitot-statique est transporté à travers le système EICAS par des capteurs situés au droit de chaque sonde et de la source d'alimentation antigivrage. Une fois que le système est en fonctionnement, les capteurs détectent la quantité de courant étant envoyé à chaque chauffage et envoyer un signal correspondant à une MAU.

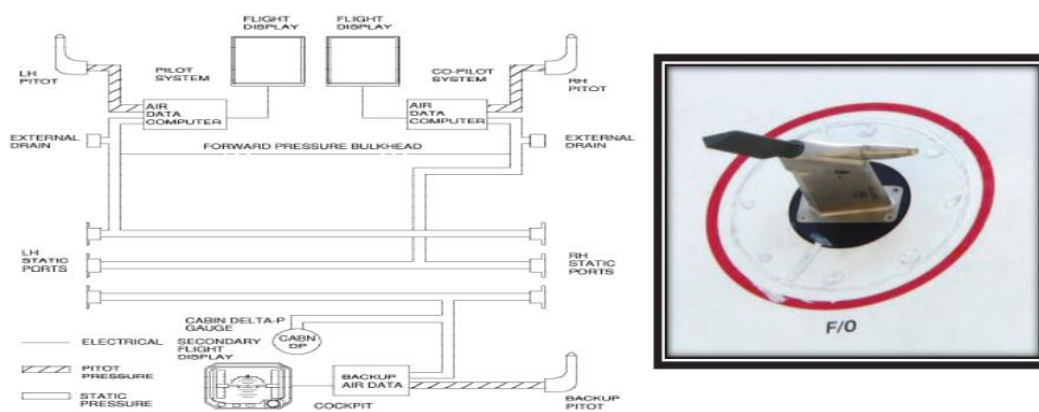


Figure4.2: Le schéma du système de pitot-statique.[f2]

## CHAPTER IV: Simulation

### IV.2.3 Le système du contrôle de l'altitude :

En vol, l'altitude est un paramètre de sécurité utilisé comme référence pour le guidage longitudinal.

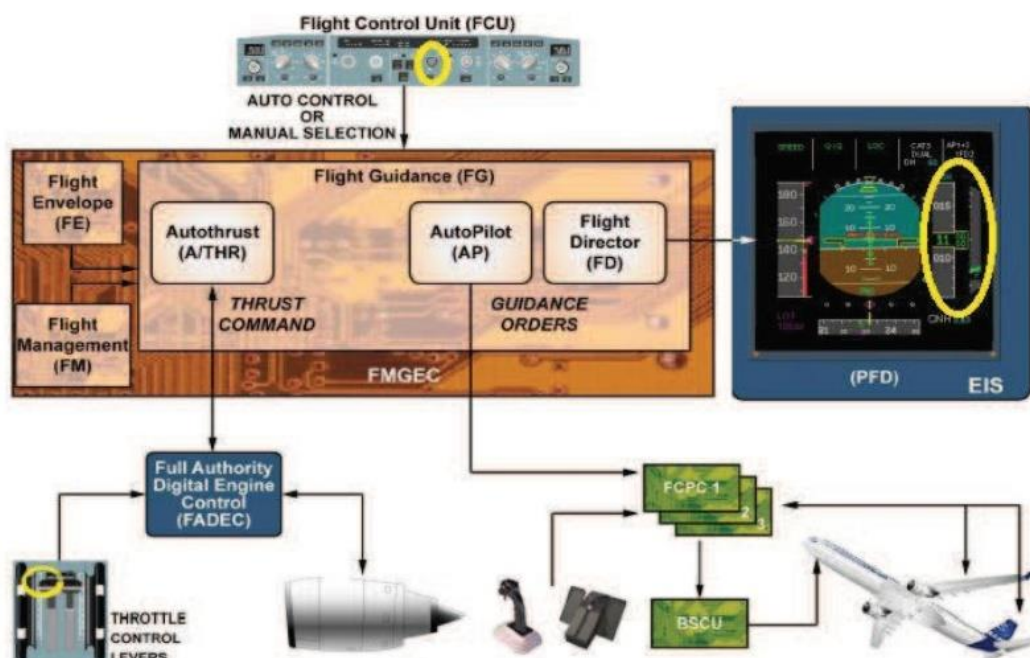


Figure4.3: Système de contrôle d'ALT.

### IV.3 Etude du système de maintien de vitesse :

#### IV.3.1 Description du système :

La vitesse est un paramètre très important en contrôle en en-route. Un aéronef au-delà du niveau FL280, devrait se réguler en vitesse MACH (la limite peut varier entre le niveau FL245 et FL325 en fonction des conditions météorologiques).

Le système de maintien de vitesse est généralement utilisé au cours de l'approche et de l'atterrissage, afin de réduire la charge de travail du pilote, qui a été principalement occupé par la tâche d'orientation de l'aéronef.

## CHAPTER IV: Simulation

### IV.3.2 Diagramme fonctionnel du système du maintien de vitesse :

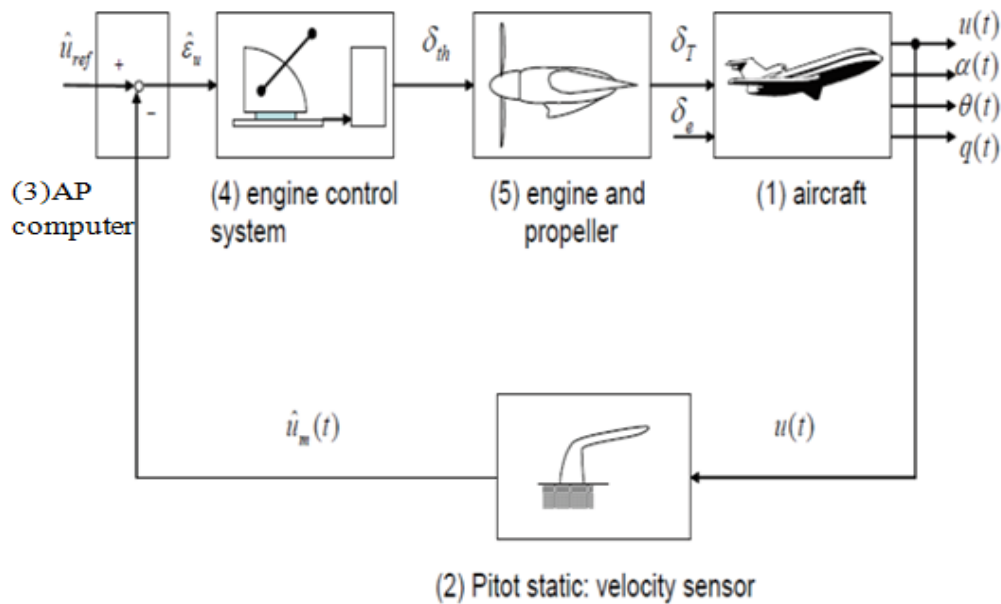


Figure4.4: Diagramme fonctionnel du système de maintien de vitesse.

La vitesse de l'aéronef est détectée par le tube de Pitot statique (2) et le résultat est envoyé à l'ordinateur pilote automatique (3) pour être comparée à la vitesse de vol de référence (la vitesse, qui sera maintenue par le système de maintien de vitesse). La différence de vitesse sera envoyée par l'ordinateur AP au système de commande du moteur (levier d'alimentation au mécanisme de commande de propulsion) (4). Il en résulte une déviation des gaz,  $\delta_{th}$  appliquée au moteur d'avion (5). Le moteur d'avion à son tour modifie l'orientation de l'avion par  $\delta_T$ . L'avion (1) réagit à l'entrée  $\delta_T$  de poussée et sa vitesse  $u(t)$  sera modifiée en conséquence. Le processus se poursuit ensuite comme avant et s'arrête finalement lorsque la vitesse avion  $u(t)$  a atteint la valeur de la vitesse de référence. Dans cet état, le signal de différence de vitesse de l'ordinateur sera zéro. Lorsque le pilote automatique est en marche, le pilote peut libérer le levier d'alimentation et de laisser le manipulateur de commande de moteur se déplacer par lui-même à la suite du processus en boucle fermée du système de pilotage automatique de maintien de vitesse. C'est pourquoi ce type de système de détention de la vitesse de vol est communément appelé un système d'accélérateur automatique

## CHAPTER IV: Simulation

### IV.3.3 Le système du contrôle de vitesse :

En vol, la vitesse est un paramètre de sécurité utilisé comme référence pour le guidage longitudinal. En conséquence, la partie fonctionnelle FG contrôle en permanence la vitesse / Mach paramètre soit par la direction longitudinale AP / FD ou la poussée automatique. La vitesse de référence est toujours limitée par le calcul des vitesses caractéristiques de FE. Il est affiché sur l'échelle de vitesse des PFDs. La consigne de vitesse est calculée par la partie fonctionnelle FM en appuyant sur le bouton FCU, ce qu'on appelle «la vitesse gérée». Si la référence de vitesse vient de la FCU, en tirant le bouton correspondant, elle est appelée «vitesse sélectionnée»

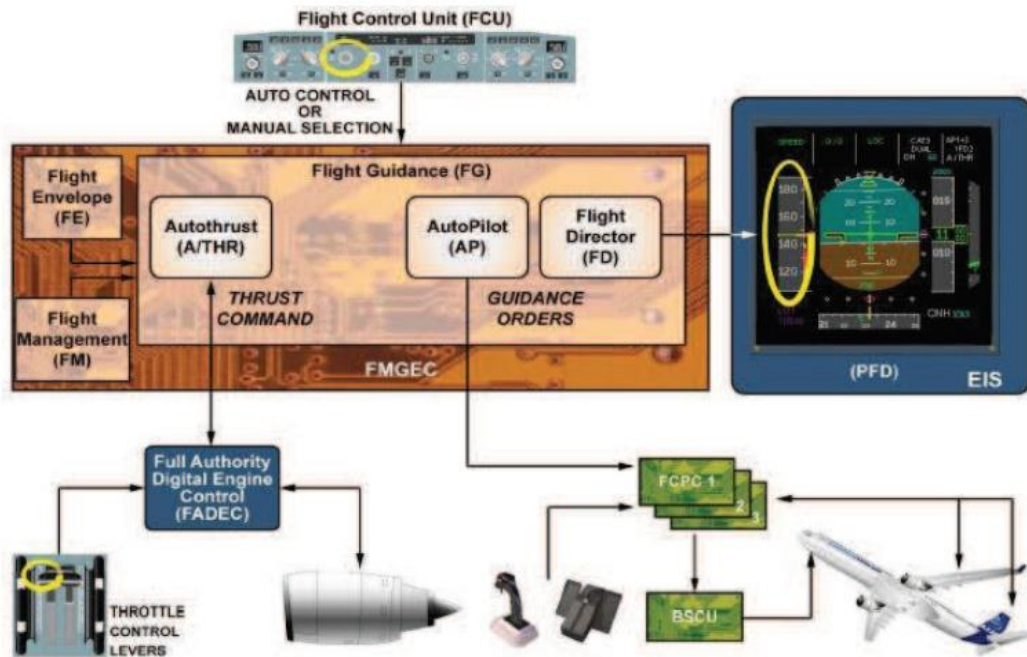


Figure 4.5: Le système du contrôle de vitesse.

### IV.4.1 Système de maintien d'Altitude :

#### A- Simulation en boucle ouverte :

La fonction de transfert du système en boucle ouverte est représentée comme suit :

$H$ : le moment angulaire

$\delta e$  : Gouverne de profondeur

$$G_5(s) = \frac{H(s)}{\delta e(s)} = \frac{12.71s^3 + 223.3s^2 - 12.59s - 3.609}{s^5 + 2.655s^4 + 10.22s^3 + 0.1052s^2 + 0.01685s}$$

## CHAPITER IV: Simulation

**Les pôles en boucle ouverte du système:**

$$P1 = 0$$

(  $P2 = -1,3226+2.9057i$  ,  $P3 = -1.3226 - 2.9057i$  ) → Mode « short period »

( $P4 = -0.0049 + 0.0404i$  ,  $P5 = -0.0049 - 0.0404i$  )→ Mode « phygoide »

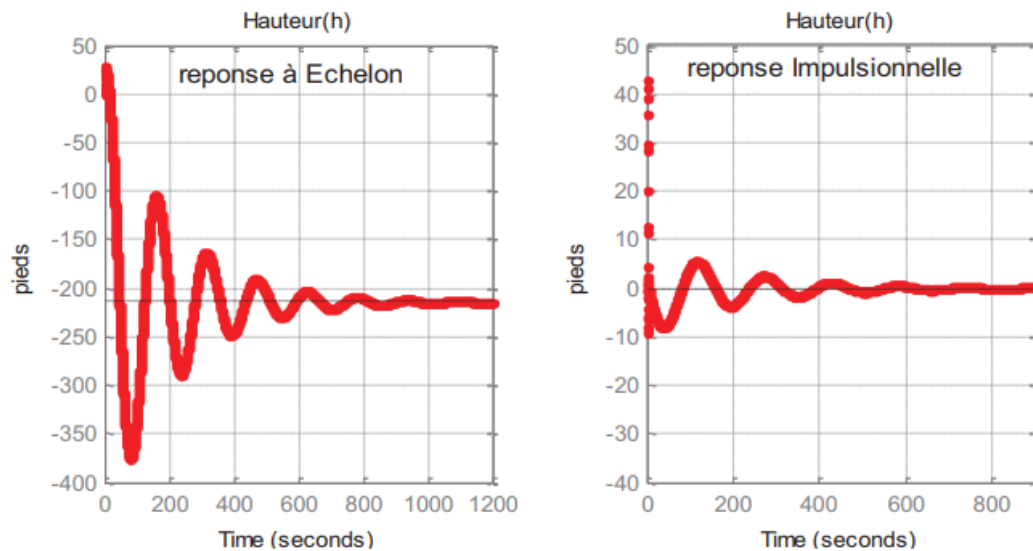
**Les zéros en boucle ouverte du système:**

$$Z1 = -17.5114$$

$$Z2 = -0.1593$$

Eigen value	Damping	Freq. (rad/s)
0.00e+000	-1.00e+000	0.00e+000
-1.32e+000 + 2.91e+000i	4.14e-001	3.19e+000
-1.32e+000 - 2.91e+000i	4.14e-001	3.19e+000
-4.95e-003 + 4.04e-002i	1.22e-001	4.07e-002
-4.95e-003 - 4.04e-002i	1.22e-001	4.07e-002

**On simule maintenant notre système en boucle ouverte en lui appliquant les signaux « Echelon et Impulsion » on obtient les figures ci-dessous :**



**Figure 4.6: Réponse du système en boucle ouverte aux signaux « Echelon et Impulsion ».**

## CHAPITER IV: Simulation

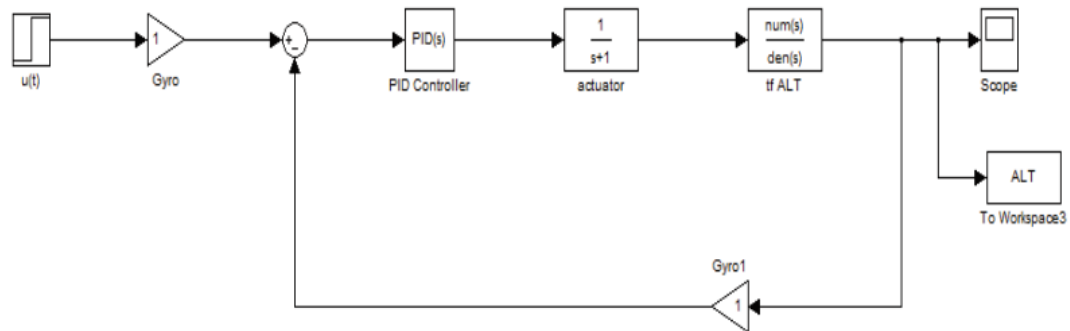
- Interprétation :**

D'après les résultats obtenues (figure4.6) de la simulation du système de maintien d'Altitude en boucle ouverte « BO » en lui appliquant deux (2) types de signaux « Echelon et Impulsion », on remarque que notre système est marginalement stable ce qui correspond aux pôles du système mais ces résultats ne sont pas valide pratiquement donc on fait appel à la commande PID a fin de stabiliser notre système en boucle fermée « BF »

### B- Simulation en boucle fermée :

Le mode de maintien d'Altitude se compose également d'un contrôleur PID. Cependant, souvent, il s'avère que l'action Intégrale n'est pas nécessaire, et puisque nous avons généralement besoin de garder les contrôleurs aussi simple que possible, on va tout simplement utiliser un contrôleur PD. Et même si on observe notre fonction de transfert on remarque qu'elle possède in Intégrateur naturel, donc la commande qu'on va utiliser dans se cas là c'est la commande PD

**Donc notre boucle sera comme suit :**



**Figure 4.7: Boucle fermée de système de maintien d'Altitude.**

**La fonction de transfert correspondante à la boucle précédente :**

$$ALT = \frac{(K_p + K_d s) * \left(\frac{1}{1+s}\right) * (12.71s^3 + 223.3s^2 + 12.59s - 3.609 / (s^5 + 2.655s^4 + 10.22s^3 + 0.1052s^2 + 0.01685s))}{1 + (K_p + K_d s) * \left(\frac{1}{1+s}\right) * (12.71s^3 + 223.3s^2 + 12.59s - 3.609 / (s^5 + 2.655s^4 + 10.22s^3 + 0.1052s^2 + 0.01685s))}$$

### -Calculs des gains:

$$\text{On a: } t_s = \frac{4}{|pole\ dominant|}$$

Notre temps de réponse est de 4s

Ceci implique que le Pole dominant = 1

## CHAPITER IV: Simulation

Donc l'équation caractéristique du système est :  $(s + 1)^6$

Après identification, on trouve :

$$k_d = 0.1672 \longrightarrow D(t) = k_d * \frac{de(t)}{dt}$$

$$k_p = 0.4437 \longrightarrow P(t) = k_p * e(t)$$

Le résultat de la simulation en boucle fermée du système de maintien d'Altitude et comme suit (Figure 4.8) :

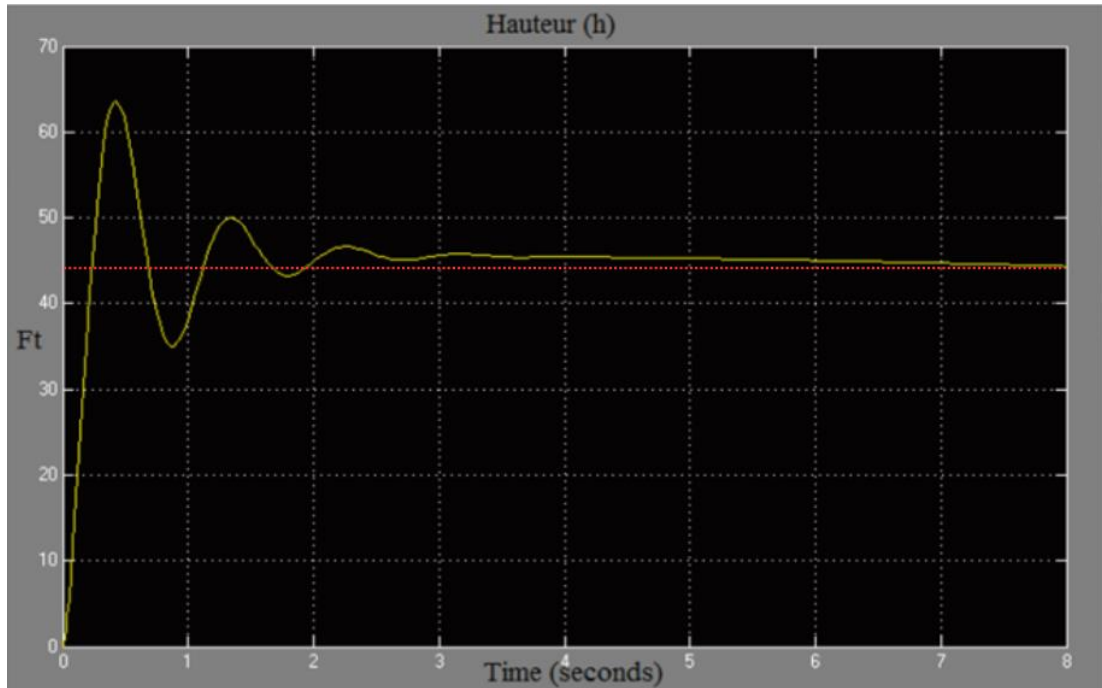


Figure 4.8 : Réponse du système en boucle fermée à un signal Echelon.

- **Interprétation :**

D'après les résultats obtenus (figure 4.8) de la simulation du système de maintien d'Altitude en boucle fermée « BF » en lui appliquant un signal de type « Echelon » et utilisant la commande PD, on remarque que le régulateur contrôle correctement notre système et ça résulte un système stable

### IV.4.2 Système de maintien de Vitesse :

#### A- Simulation en boucle ouverte :

La fonction de transfert du système en boucle ouverte est représentée comme suit :

$u$  : l'angle de gite aérodynamique

$\delta e$  : Gouverne de profondeur

## CHAPITER IV: Simulation

$$G_2(s) = \frac{u(s)}{\delta e(s)} = \frac{0.8479s^4 + 164.4s^3 - 99.29s^2 - 0.2045s}{s^5 + 2.655s^4 + 10.22s^3 + 0.1052s^2 + 0.01685s}$$

**Les pôles en boucle ouverte du système:**

(P1= -1.3226 + 2.9057i , P2 = -1.3226 - 2.9057i ) → Mode « short period »

(P3 = -0.0049 + 0.0404i, P4 = -0.0049 - 0.0404i ) → Mode « phygoide »

**Les zéros en boucle ouverte du système:**

Z1 = -194.5615

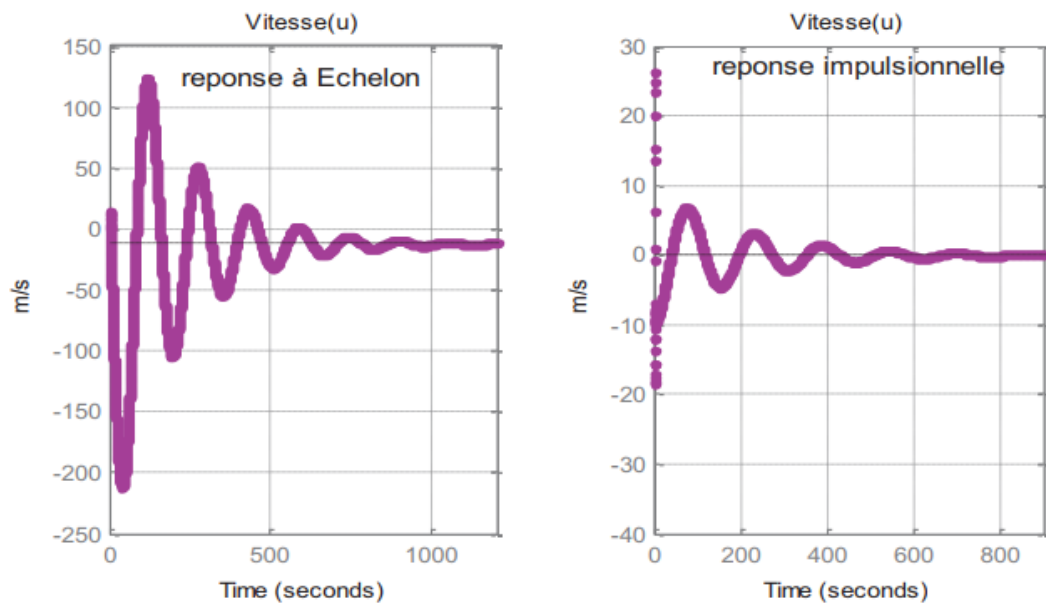
Z2 = 0.6041

Z3 = -0.0021

Eigen value	Damping	Freq. (rad/s)
-1.32e+000 + 2.91e+000i	4.14e-001	3.19e+000
-1.32e+000 - 2.91e+000i	4.14e-001	3.19e+000
-4.95e-003 + 4.04e-002i	1.22e-001	4.07e-002
-4.95e-003 - 4.04e-002i	1.22e-001	4.07e-002

On simule maintenant notre système en boucle ouverte en lui appliquant les signaux

« Echelon et Impulsion » on obtient les figures( Figure 4.9) ci-dessous :



**Figure 4.9: Réponse du système en boucle ouverte aux signaux « Echelon et Impulsion ».**



## CHAPTER IV: Simulation

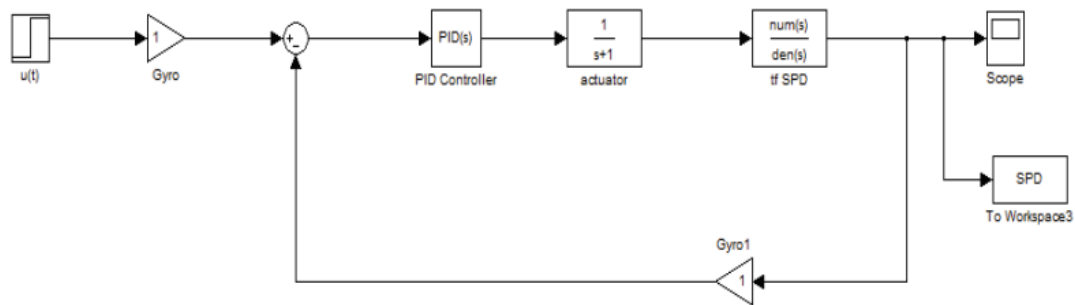
- Interprétation :**

D'après les résultats obtenus (figure4.9) de la simulation du système de maintien d'Altitude en boucle ouverte « BO » en lui appliquant deux (2) types de signaux « Echelon et Impulsion », on remarque que notre système est stable théoriquement mais ces résultats ne sont pas acceptable en pratique donc on fait appel à la commande PID afin de stabiliser notre système en boucle fermée « BF ».

### B- Simulation en boucle fermée :

Pour simulé le comportement de notre système et aussi obtenir de la stabilité, on utilise la commande PID

Donc notre boucle sera comme suit :



**Figure 4.10: Boucle fermée de système de maintien de vitesse.**

$$V = \frac{\left( K_p + \frac{K_I}{S} + K_d S \right) * \left( \frac{1}{1+S} \right) * (0.8476S^3 + 16404S^2 - 99.29S - 0.2045 / (S^4 + 2.655S^3 + 10.22S^2 + 0.1052S + 0.01685))}{1 + \left( K_p + \frac{K_I}{S} + K_d S \right) * \left( \frac{1}{1+S} \right) * (0.8476S^3 + 16404S^2 - 99.29S - 0.2045 / (S^4 + 2.655S^3 + 10.22S^2 + 0.1052S + 0.01685))}$$

### -Calculs des gains:

On a:  $t_s = \frac{4}{|pole\ dominant|}$

Notre temps de réponse est de 4s

Ceci implique que le Pôle dominant = 1

Donc l'équation caractéristique du système est :  $(s + 1)^6$

## CHAPITER IV: Simulation

Après identification, on trouve :

$$k_d = 1.3587 \longrightarrow D(t) = k_d * \frac{de(t)}{dt}$$

$$k_p = 0.6942 \longrightarrow P(t) = k_p * e(t)$$

$$k_i = 8.6812 \longrightarrow I(t) = k_i * \int_0^t e(t)dt$$

Le résultat de la simulation en boucle fermée du système de maintien de vitesse et comme suit (Figure 4.11) :

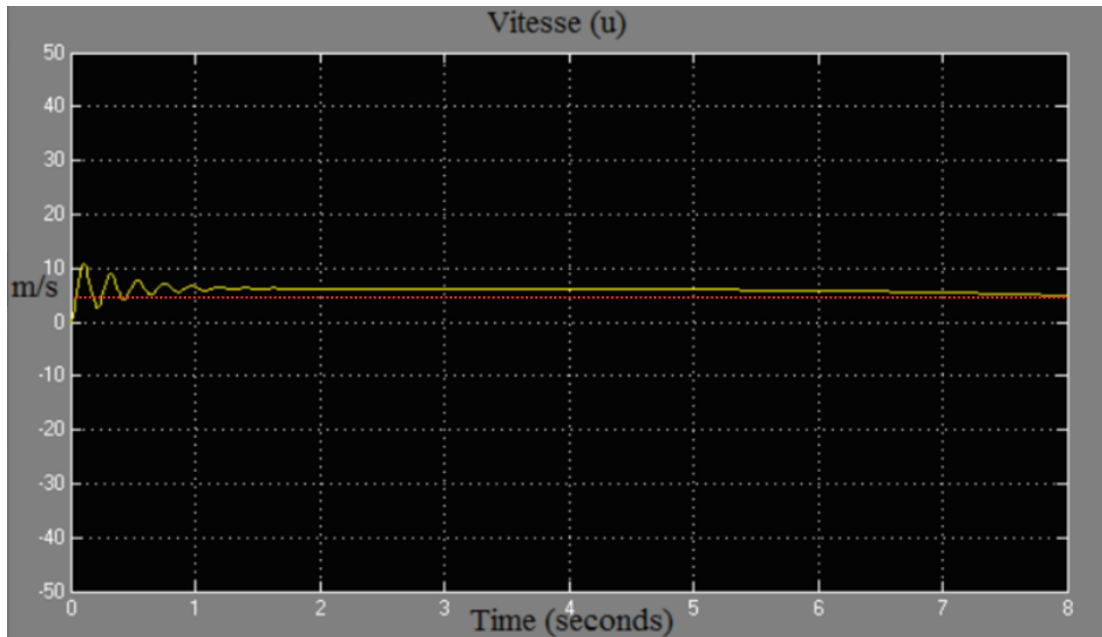


Figure 4.11: Réponse du système en boucle fermée à un signal de type Echelon.

- **Interprétation :**

D'après les résultats obtenus (figure4.11) de la simulation du système de maintien de Vitesse en boucle fermée « BF » en lui appliquant un signal de type « Echelon » et utilisant la commande PID, on remarque que le régulateur contrôle correctement notre système et ça résulte un système stable.

- **Conclusion :**

On a simulé nos deux (2) systèmes « Altitude et Vitesse » en boucle ouverte en lui appliquant deux (2) signaux d'entrées « Echelon et Impulsion » mais les résultats obtenus ne sont pas valable en pratique, et pour cela on a fait appel à la commande PID. Pour le 1er système « Altitude » l'Intégrale n'été pas nécessaire donc on a travaillé qu'avec le contrôleur PD et on arrivé finalement à stabiliser notre système. Et pour le second système « Vitesse » on a stabilisé notre système à l'aide de contrôleur PID et on a arrivé finalement à trouvé la stabilité.

## Conclusion général

Dans cette étude, nous avons simulé les systèmes "Altitude" et "Vitesse" en boucle ouverte en utilisant des signaux d'entrée de type échelon et impulsion. Cependant, les résultats obtenus ne sont pas directement applicables en pratique, ce qui nous a conduits à introduire des contrôleurs PID. Pour le système "Altitude", l'intégrateur n'était pas nécessaire, nous avons donc utilisé un contrôleur PD pour stabiliser efficacement notre système. Pour le système "Vitesse", nous avons utilisé un contrôleur PID complet pour atteindre la stabilité recherchée.

Cette étude constitue une base essentielle pour comprendre le fonctionnement du pilote automatique d'un avion de type Airbus A330. Ce système complexe comprend divers calculateurs, ordinateurs et équipements conçus pour réduire la charge de travail des pilotes lors de vols long-courriers, en guidant automatiquement l'aéronef pour maintenir sa trajectoire.

Notre travail s'est organisé comme suit : nous avons commencé par la description détaillée de l'aéronef et son modélisation, en développant les équations aérodynamiques à l'aide des principes de la mécanique du vol. Ensuite, nous nous sommes familiarisés avec les différentes commandes de vol et avons étudié en profondeur le rôle, le fonctionnement ainsi que les différents modes du pilote automatique, ainsi que les différents calculateurs et afficheurs impliqués. Nous avons également effectué une étude approfondie du maintien des deux paramètres critiques de vol, à savoir l'altitude et la vitesse. Enfin, nous avons validé nos résultats obtenus en comparant les performances simulées avec des données réelles lorsque disponibles.

Cette approche méthodique nous a permis non seulement d'analyser et de stabiliser efficacement les paramètres de vol essentiels, mais aussi de mieux comprendre les défis et les solutions associés au pilotage automatique d'un avion moderne comme l'A330, contribuant ainsi à améliorer la sécurité et l'efficacité des vols long courriers.

# Les références

- J.C.WANNER, Dynamique et pilotage des avions, 1987. [1]
- Pierre Sparaco, Airbus, la véritable histoire, Editions PRIVAT, 1995 . [2]
- site web wikipedia. [3]
- Modélisation et identification de comportements de l'avion en vol turbulent par modèles à retards François Veysset. [4]
- FRANCIS PÉLOQUIN, Thèse Ingénieur, Optimisation d'un système de contrôle d'aéronef utilisant la commande classique, école de technologie supérieur, MONTREAL, Mars 2001. [5]
- <https://www.lavionnaire.fr> [6]
- Les références [Traverse et al. 2004, Lin 1993, Lower et al. 2005] présentent des exemples de systèmes de commandes de vol. [7]
- Abao delehelle , thèse doctorat , étude d'un concept innovant d'actionneur électromécanique linéaire à effets magnétique et piézoélectrique en vue d'applications dans le domaine des commandes de vol, Toulouse, juin 2008. [8]
- Institut-mermoz Ouvrage Atpl-A 21 Connaissance générale des aéronefs Tome 1 Cellule et systèmes ( jean Mermoz). [9]
- MANUEL DU PILOTE D'AVION (19E ÉD.) Éditions Cépaduès. [10]
- Sitweb Brevet d'Initiation Aéronautique (BIA). [11]
- CAE Oxford Aviation Academy - 020 Aircraft General Knowledge 3 . [12]
- Manel SEGHAIRI HAOUATI, 'Architectures innovantes de systèmes de commandes de vol', Thèse de Doctorat, Toulouse, 2010. [13]
- Les chaineyoutube : Bia .cockpit . thegoodpilot . [14]
- EASA ATPL Ground **AIRCRAFT GENERAL KNOWLEDGE**ESMA Airways Aviation Montpellier. [15]

## + Figures :

- [http://francois.bateman.free.fr/HTML/pilote%20automatique/PA\\_CH4/Pa4\\_11.htm](http://francois.bateman.free.fr/HTML/pilote%20automatique/PA_CH4/Pa4_11.htm). [f1]
- <https://en.wikipedia.org/> [f2]
- <https://www.lavionnaire.fr> [f3]
- [https://issuu.com/skyhawkss/docs/airbus\\_a330\\_flight\\_deck\\_and\\_systems/124](https://issuu.com/skyhawkss/docs/airbus_a330_flight_deck_and_systems/124). [f4]
- <https://avionic-online.com>. [f5]
- <https://forums.x-plane.org/index.php?/forums/topic/213712-nd-direction/> [f6]
- [https://www.researchgate.net/figure/Pitch-Hold-Control-System-functional-diagram-14\\_fig7\\_259078963](https://www.researchgate.net/figure/Pitch-Hold-Control-System-functional-diagram-14_fig7_259078963) [f7]