

*République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère l'enseignement supérieur et de la recherche
scientifique ministère de université SAAD DAHLEB de
Blida*

Faculté des sciences et Technologie

Institut d'aéronautique et études spatiales



*Mémoire de fin d'études
En vue de l'obtention du diplôme Master 2 en Aéronautique
Option : Avionique*

Intitulé :

ETUDE DU PILOTE AUTOMATIQUE D'UN AIRBUS A330

« COMMANDE DE LA VITESSE ET DE L'ALTITUDE »

Présenté par :

Melle BOUDOUMI Yasmine

Mr BOUNOUKTA Yahia

Promoteur :

Dr.Benchoubane

Co-promoteur:

Mr.Belhamissi

Mr.Mohammedi

2012-2013

REMERCIEMENTS

On tient à exprimer notre profonde reconnaissance à notre promoteur Dr. Benchoubane, respectivement Messieurs Mohammedi, et notre co-promoteur Belhamissi pour l'excellence de leur encadrement. Leur grande disponibilité, leur soutien constant et leurs conseils avisés ont fortement contribué à ce travail

On remercie toutes les personnes d'AIR ALGERIE qui, de près ou de loin ont contribué au bon déroulement de cette thèse, qu'elles soient profondément remerciées pour leur accueil et leur gentillesse

On remercie tous nos professeurs de l'Institut d'Aéronautique de Blida ainsi nos amis...

SOMMAIRE

REMERCIEMENTS

ABSTRACT

ACRONYMES

NOMENCLATURE

INTRODUCTION GENERALE

TABLE DES MATIERES

Chapitre I : MODELLISATION ET DESCRIPTION DE L'AERONEF

I-1-Introduction.....	1
I-2-Description de l'aéronef « A330 ».....	1
I-2-1-Répartition industrielle de l'A330.....	2
I-2-2-Définition de l'A330.....	2
I-2-3-Les principales dimensions de l'A330.....	3
I-2-4-Les caractéristiques techniques de l'A330.....	4
I-3-Trièdres de références.....	5
I-3-1-Trièdre lié à la terre.....	5
I-3-2-Trièdre lié à l'avion.....	5
I-3-3-Trièdre aérodynamique.....	6
I-4-Positions relatives des divers trièdres et matrices de passages associés....	6
I-4-1-Position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre avion.....	6
I-4-2-Position du trièdre avion par rapport au trièdre normal terrestre....	7
I-4-3-Position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre normal terrestre.....	8
I-5-Equation du mouvement relatif à un système d'axe lié à l'avion.....	9
I-5-1-Equations cinématiques.....	9
I-5-2-Equations dynamiques.....	11

SOMMAIRE

I-5-3-Calcul de l'accélération et de la dérivée du moment cinétique.....	12
I-6-Développement des équations des forces et des moments suivant un système d'axe fixe.....	14
I-7-Etude des forces et des moments extérieurs.....	15
I-7-1-Forces de pesanteur.....	16
I-7-2-Forces aérodynamique.....	17
I-7-3-Forces de propulsion.....	17
I-7-4-Les moments des forces aérodynamique.....	17
I-8-Détermination des conditions de vol permanentes.....	18
I-9-Equations générales des petites perturbations.....	19
I-9-1-Les conditions d'équilibre.....	23
I-10-Etude du mouvement longitudinal.....	26
I-10-1-Le mode phyoïde « long period ».....	26
I-10-2-Le mode short period.....	26
I-10-3-Description du système.....	27
I-10-4-Les différentes boucles de contrôles.....	27
I-10-5-Simulation du système en boucle ouverte.....	30
INTERPRETATION.....	31
CONCLUSION.....	31
Chapitre II : PRINCIPES GENERAUX DE COMMANDES DE VOLS	
II-1-Introduction.....	32
II-2-Commandes de vols primaires.....	33
II-2-1-La commande de profondeur « ELEVATEUR ».....	33
II-2-2-La commande de roulis « AILERON ».....	34
II-2-3-La commande de lacet « GOUVERNE DE DIRECTION ».....	34

SOMMAIRE

II-3-Commandes de vols secondaires.....	35
II-3-1-Dispositifs hypersustentateurs de bord de d'attaque	35
II-3-2-Dispositifs hypersustentateurs de bord de fuite.....	35
II-3-3-Les aérofreins.....	36
II-3-4-Les spoilers.....	36
II-3-5-Les flaperons.....	37
II-4-Les servocommandes.....	37
II-5-Les commandes de vols électriques « FBW ».....	38
II-5-1-Introduction.....	38
II-5-2-Evolution du tout mécanique au FBW.....	38
II-5-3-Principes du système FBW.....	40
II-5-4-Architecture du système FBW.....	41
II-5-4-1-Les calculateurs.....	41
II-5-4-2-Les communications.....	42
II-5-4-3-Les actionneurs.....	42
Chapitre III : PRINCIPES GENERAUX DU PILOTE AUTOMATIQUE	
III-1-Historique.....	43
III-2-Définition.....	45
III-3-Rôle de pilote automatique.....	45
III-4-Les différents modes du pilote automatique.....	46
III-4-1-Les modes de bases.....	46
III-4-2-Les modes supérieurs.....	46
III-5-Principe fonctionnel du pilote automatique.....	46
III-5-1-Généralités.....	46

SOMMAIRE

III-5-2-Schéma fonctionnel général.....	47
III-5-2-1-Les éléments constitutifs.....	48
III-5-3-Les fonctions du pilote automatique.....	49
III-5-3-1-Régulation.....	49
III-5-3-2-Poursuite.....	49
III-5-3-3-Les actions de poursuite-régulation les plus fréquentes..	49
III-5-4-Critères de conception du pilote automatique.....	49
III-5-5-Architecture générale du système de vol automatique « AFS »...50	
III-5-5-1-La gestion de vol « FM ».....	51
III-5-5-2-Le guidage « FG ».....	52
a) Le directeur de vol « FD ».....	53
b) L'autopilote « AP ».....	54
c) L'auto poussée « A/THR ».....	55
III-5-5-3-L'enveloppe de vol « FE ».....	58
a) Acquisition et suivi.....	58
b) Calcul de l'enveloppe de vitesse.....	59
c) Calcul du poids secours et de CG « centre de gravité ».....	59
d) Détection du vent de cisaillement.....	59
III-5-5-4-FIDS.....	59
III-6-Interface FCU.....	60
III-7-Interface MCDU.....	63
III-8-FADEC.....	65
III-8-1-Architecture de FADEC.....	66
III-9-Afficheurs des paramètres de vol « PFD ».....	67
III-9-1-Annonces du mode de vol « FMA ».....	68
III-9-2-Attitude et guidage.....	69

SOMMAIRE

III-9-3-Vitesse air.....	70
III-9-4-Altitude et vitesse verticale.....	71
III-9-5-Cap et route.....	72
Chapitre IV : ETUDE THEORIQUE DU PILOTE AUTOMATIQUE « MAINTIEN DE VITESSE ET D'ALTITUDE »	
IV-1-Introduction.....	75
IV-2-Etude du système de maintien d'altitude.....	75
IV-2-1-Description du système.....	75
IV-2-2-Diagramme fonctionnel du système de maintien d'altitude.....	76
IV-2-3-La loi de pilotage.....	78
IV-2-4-Le système de contrôle d'Altitude.....	79
IV-3-Etude de système de maintien de vitesse.....	80
IV-3-1-Description du système.....	80
IV-3-2-Le diagramme fonctionnel du système de maintien de vitesse.....	80
IV-3-3-Le système de contrôle de vitesse.....	81
CHAPITRE V : RESULTATS ET INTERPRETATION	
V-1-Introduction.....	82
V-2-Système de maintien d'Altitude.....	82
V-2-1-Simulation en boucle ouverte.....	82
V-2-1-1-Interprétation.....	84
V-2-2-Simulation en boucle fermée.....	84
V-2-2-1-Interprétation.....	86
V-3-Système de maintien de vitesse.....	87
V-3-1-Simulation en boucle ouverte.....	87
V-3-1-1-Interprétation.....	89

SOMMAIRE

V-3-2-Simulation en boucle fermée.....	89
V-3-2-1-Interprétation.....	90
V-4-Conclusion.....	90

CONCLUSION GENERALE

TABLE DES FIGURES

SOMMAIRE

Figure I.1 : Répartition industrielle de l'A330.....	1
Figure I.2 : Les principales dimensions de l'A330.....	3
Figure I.3 : Position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre avion.....	6
Figure I.4 : Position du trièdre avion par rapport au trièdre normal terrestre.....	7
Figure I.5 : Position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre normal terrestre.....	8
Figure I.6 : Les résultantes des forces qui s'appliquent sur un avion.....	16
Figure I.7 : Les différentes boucles de contrôles.....	27
Figure I.8 : Réponse du système longitudinal à un signal de type Echelon.....	30
Figure I.9 : Réponse du système longitudinal à un signal de type Impulsion....	30
Figure II.10 : Les commandes de vols.....	33
Figure II.11 : Les commandes de vols secondaires.....	35
Figure II.12 : Servocommandes.....	37
Figure II.13 : Commande de vol mécanique avec servocommande des actionneurs.....	39
Figure II.14 : Commandes de vols totalement électriques.....	39
Figure II.15 : Distribution des calculateurs PRIM et SEC sur les gouvernes....	42
Figure III.16 : Schéma fonctionnel général de pilote automatique.....	47
Figure III.17 : Architecture générale du système « AFS ».....	50
Figure III.18 : Gestion de vol « FM ».....	51
Figure III.19 : Le guidage « FG ».....	52
Figure III.20 : Le directeur de vol « FD ».....	53
Figure III.21 : Pilote automatique « AP ».....	53
Figure III.22 : L'auto poussée « A/THR ».....	57
Figure III.23 : L'enveloppe de vol « FE ».....	58

SOMMAIRE

Figure III.24 : Le FCU.....	60
Figure III.25 : Architecture du FADEC.....	66
Figure III.26 : Le PFD.....	67
Figure III.27 : Le FMA	68
Figure III.28 : Affichage d'attitude et guidage.....	69
Figure III.29 : Affichage de vitesse air.....	70
Figure III.30 : Affichage d'altitude et vitesse verticale.....	71
Figure III.31 : Affichage de cap et route.....	72
Figure IV.32 : Diagramme fonctionnel du système de maintien d'altitude.....	76
Figure IV.33 : Le schéma du système de Pitot-statique.....	77
Figure IV.34 : Le système de contrôle d'altitude.....	79
Figure IV.35 : Diagramme fonctionnel du système de maintien de vitesse.....	80
Figure IV.36 : Le système du contrôle de vitesse.....	81
Figure V.37 : Carte pole-Zéros en boucle ouverte.....	83
Figure V.38 : Réponse du système de maintien d'Altitude en boucle ouverte aux signaux Echelon et Impulsion.....	83
Figure V.39 : Boucle fermée du système de maintien d'Altitude.....	85
Figure V.40 : Réponse du système de maintien d'Altitude en boucle fermée à un signal de type Echelon.....	86
Figure V.41 : Carte Pole-Zéros en boucle ouverte.....	88
Figure V.42 : Réponse du système de maintien de vitesse en boucle ouverte aux signaux Echelon et Impulsion.....	88
Figure V.43 : Boucle fermée du système de maintien de vitesse	89
Figure V.44 : Réponse du système de maintien de vitesse en boucle fermée à un signal de type Echelon.....	90

SOMMAIRE

LISTE DES TABLEAUX

Tableau I.1 : Grandeurs utilisées dans les équations des mouvements.....	9
Tableau II.2 : Les commandes de vols primaires.....	33

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

ANNEXE

ملخص

تستند هذه الأطروحة على دراسة الطيار الآلي لطائرة من نوع أربيس 330 و التحكم في "الارتفاع و السرعة" لهذا نبدأ بوصف الطائرة ثم دراسة المعادلات الحركية و الديناميكية, و مختلف القوى المطبقة على الطائرة يليهم مبدأ تشغيل و دور الطيار الآلي و نظام التحكم في الطيران و أخيرا, دراسة استقرار الارتفاع و السرعة

كلمات البحث: السرعة, النموذج الطولي, الارتفاع, الطيار الآلي, نظام تحكم الطائرة

ABSTRACT

Our final project study is based on the study of the chain of the autopilot and control two (2) main parameters "altitude and speed" of an aircraft type AIRBUS A330

In fact, we start with modeling and description of the aircraft, followed by the operating principle and the role of the autopilot and the flight control system, finally, a study of the stability and retention of altitude and speed

Key words: Autopilot, flight control, altitude, speed, longitudinal movement

RESUME

Notre projet de fin d'étude est basé sur l'étude de la chaîne du pilote automatique ainsi du contrôle des deux (2) paramètres principaux « L'altitude et la vitesse » d'un avion de type AIRBUS A330

Pour ce fait, On commence par la description de l'avion ensuite la modélisation et les différentes équations du mouvement cinétique et dynamique ainsi les différentes forces appliquées sur l'aéronef suivi par le principe de fonctionnement et le rôle du pilote automatique, puis les commandes de vols du système, et pour terminer, une étude de stabilité du système de maintien d'altitude et de vitesse

Mots clés : Pilote automatique, contrôle avion, altitude, vitesse, mouvement longitudinal

ACRONYMES

EADS: European Aeronautic Defence and Space Company

CDG: Centre De Gravité

SAS: Stability 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 Equipement

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: AutoTHRust

HDG: Heading

ACRONYMES

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

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 Annonciator

ACRONYMES

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 : Moniteur ou 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 INtercorporated

NOMENCLATURE

O : L'origine des axes

O_x : L'axe de roulis

O_y : L'axe de tangage

O_z : L'axe de lacet

O_{x₀y₀z₀} : Trièdre lié à la terre

O_{xyz} : Trièdre lié à l'avion

O_{x_ay_az_a} : Trièdre aérodynamique

α : Angle d'incidence (attaque) [Degré]

β : Angle de dérapage [Degré]

Θ : Angle de tangage (assiette longitudinale) [Degré]

Ψ : Angle de lacet (Azimut) [Degré]

Φ : Angle de roulis (Angle de gîte) [Degré]

χ : Angle d'azimut aérodynamique [Degré]

γ : La pente aérodynamique [Degré]

μ : Angle de gîte aérodynamique [Degré]

U : Vitesse linéaire longitudinale [m/s]

V : Vitesse linéaire latérale [m/s]

W : Vitesse linéaire verticale [m/s]

p : Vitesse angulaire de roulis [rad/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]

F_x : Force longitudinale [N]

NOMENCLATURE

F_y : Force latérale [N]

F_z : Force verticale [N]

h_x : Moment cinétique /Ox [kg.m².s⁻¹]

h_y : Moment cinétique /Oy [kg.m².s⁻¹]

h_z : Moment cinétique /Oz [kg.m².s⁻¹]

I_{xx} : Moment d'inertie /Ox (**A**) [kg.m²]

I_{yy} : Moment d'inertie /Oy (**B**) [kg.m²]

I_{zz} : Moment cinétique /Oz (**C**) [kg.m²]

\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

u_g, v_g, w_g : Coordonnées du vecteur vitesse

m : Masse [kg]

$\frac{d\vec{v}}{dt}$: L'accélération [m/s²]

$\sum \mathbf{F}_e$: Résultante de forces extérieures [N]

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

\mathbf{F}_a : Force aérodynamique [N]

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

$\sum \mathbf{M}_e$: Moments résultants [N.m]

Ω : Vitesse angulaire [rad/s]

∂_m : Elements de masse [kg]

NOMENCLATURE

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

I_{yz}: Produit d'inertie (**D**) [kg.m²]

I_{xz}: Produit d'inertie (**E**) [kg.m²]

I_{xy}: Produit d'inertie (**F**) [kg.m²]

D: La traînée (**C_x**)

L: La portance (**C_y**)

Y: La force latérale (**C_z**)

δ_e: Gouverne de profondeur

δ_m: Gouverne de direction

δ_z: Commande moteur

δ_l: Gouverne de gauchissement

V_T: Vitesse totale [m/s]

n_z: Accélération normale [m/s²]

Z_c: Altitude consigne [pieds = ft]

Z_m: Altitude mesurée [pieds = ft]

Θ_c: Assiette consigne [Degré]

K_z: Gain

INTRODUCTION GENERALE

Le pilotage automatique d'un avion est assuré par le calculateur de vol. Ce calculateur reçoit automatiquement des capteurs de mesures et des balises les informations sur la vitesse, altitude, assiette, et position de l'appareil etc... en lui permettant de calculer la trajectoire optimale et d'assurer en toute sécurité la stabilité de l'avion. En fonction des résultats des calculs effectués, ce calculateur actionne les gouvernes en modifiant ainsi la position de l'avion. Il peut fonctionner automatiquement ou manuellement mais ses actions sont toujours prioritaires sur celles des pilotes. Afin d'assurer la sécurité du pilotage le calculateurs, ses capteurs, ses câblages et ses actionneurs sont doublés voir triplés, et placés dans des endroits différents de l'avion, et en cas de pannes, ils peuvent fonctionner en mode « dégradé »

Le but du pilotage automatique n'est pas de remplacer le pilote, mais l'aider a diminuer sa charge de travail pendant des phases de vols (vol long courrier, vol en atmosphère turbulente, atterrissage par mauvaise visibilité etc...). Ce système permet au pilote de pouvoir lâcher les commandes et se concentrer sur les communications radios, et l'environnement qui l'entoure

Ce mémoire de thèse est basée sur l'étude du pilote automatique d'un avion Airbus A330, ainsi du contrôle et du maintien des deux (2) paramètres de vol « Altitude et vitesse »

Ce travail est organisé en cinq (5) chapitres qui sont précédés par une liste des principaux acronymes utilisés, ainsi la Nomenclature

Le premier chapitre concerne la modélisation, la description et l'analyse de la dynamique de l'aéronef et le développement des différentes équations à l'aide de principe de la mécanique du vol. La dernière section de ce chapitre concerne l'étude et description du mouvement longitudinal

Le deuxième chapitre est entièrement consacré à la description, l'architecture et l'évolution de différentes commandes de vols

Le troisième chapitre présente les principes généraux, rôle, modes de bases et fonctionnement du pilote automatique. La dernière section de ce chapitre concerne la présentation des différents calculateurs et afficheurs des paramètres de vol

Le quatrième chapitre se devise en deux (2) parties. L'une présente la description, fonctionnement et contrôle du système de maintien d'altitude, et l'autre partie présente de même la description, fonctionnement et contrôle du système de maintien de vitesse

Le cinquième chapitre est composé de deux (2) sections :

-La 1^{er} section concerne la simulation en boucle ouverte et fermée du système de maintien d'Altitude en appliquant deux (2) types de signaux d'entrées « Echelon et Impulsion »

-La 2^{ème} section concerne la simulation en boucle ouverte et fermée du système de maintien de Vitesse en appliquant deux (2) types de signaux d'entrées « Echelon et Impulsion »

Finalement une conclusion générale et annexe techniques pour compléter ce mémoire

I. MODELISATION ET DESCRIPTION DE L'AERONEF

I-1-Introduction :

Ce chapitre est entièrement consacré à la modélisation et à la description de l'aéronef. 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. Certains auteurs, se sont intéressés en particulier au cas des effets d'aérodynamique instationnaire. Ils ont travaillé sur les transitoires de portance et de moment, montrant ainsi que ceux-ci pouvaient être incorporés dans des modèles paramétriques par le biais de certaines fonctions. Cette incorporation avait pour objectif d'améliorer la précision des modèles par rapport à la réalité du vol dans la turbulence atmosphérique.

Dans ce chapitre, nous commencerons en premier lieu à décrire l'aéronef, puis établir les équations qui régissent le mouvement d'un avion rigide en vol par application de la seconde loi de Newton. En suite, nous modéliserons le comportement dynamique de l'avion soumis à des forces externe. Le résultat obtenu sera représenté par deux systèmes d'équations linéaires et découplés, le premier gouvernant le mouvement longitudinal et le seconde le mouvement latéral.

En fin, une étude de mode longitudinal afin de simuler le comportement de l'avion en boucle ouverte et en boucle fermée

I-2-Description de l'avion Airbus A330 :

Airbus est l'un des principaux avionneurs mondiaux, que son orientation client, son savoir-faire commercial, son leadership technologique et son efficacité en production ont propulsé sur le devant de la scène. Aujourd'hui, avec un chiffre d'affaires estimé à quelque 26 milliards d'euros en 2006, Airbus draine régulièrement la moitié de l'ensemble des commandes d'avions civils. La société continue de conforter sa position et d'étoffer sa gamme de produits en faisant profiter le marché militaire de son expertise. Airbus est responsable de la conception, la vente, la production et le support après-vente de la famille d'avions la plus moderne et la plus complète du marché.

Le nom de la société, « Airbus », a été choisi dès la création de la société parce qu'il pouvait être prononcé sans problème dans les langues des quatre partenaires et correspondait à l'ambition de transporter un grand nombre de passagers et donc d'être des « autobus aériens ». Airbus est le fruit d'une longue et efficace coopération entre quatre constructeurs européens : allemands, anglais, espagnols et français réunis pour positionner l'industrie aéronautique européenne face à un monopole américain. Airbus dont le siège social est à Toulouse, est une société du groupe EADS [1]

I-2-1- Répartition industrielle de l'Airbus A330 :



Figure I.1 : Répartition industrielle de l'Airbus A330

I-2-2-Définition de l'Airbus A330 :

L'A330 est le leader incontesté de sa catégorie. Ce dernier est un avion de ligne long courrier, gros-porteur, biréacteur, de moyenne capacité construit par l'avionneur AIRBUS. Il partage son programme de développement avec l'Airbus A340

I-2-3-principales dimensions :

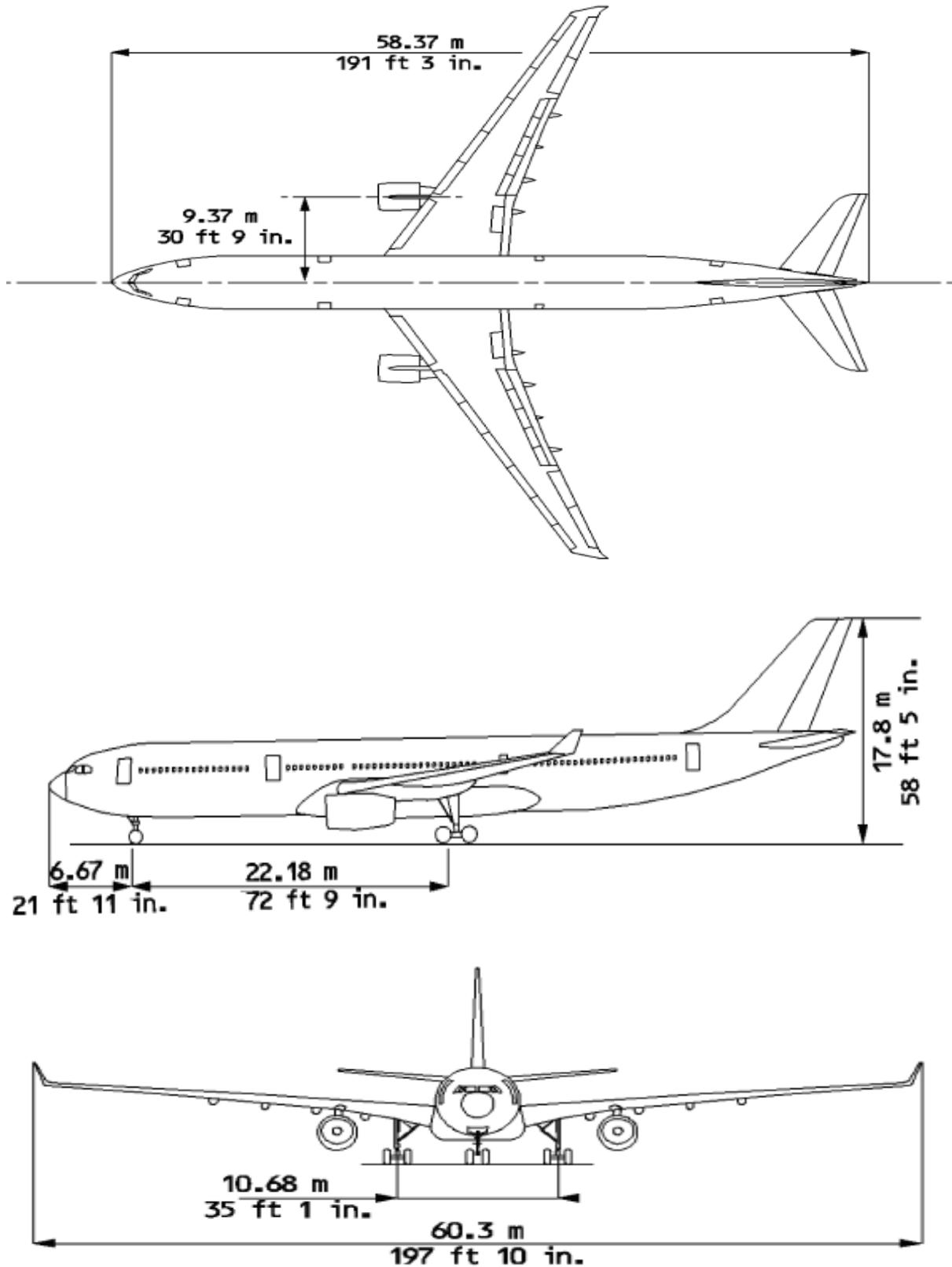


Figure I.2 : Les principales dimensions de l'Airbus A330

I-2-4-Caractéristiques techniques de l'Airbus A330 :

- 1^{er} vol : 2 novembre 1992
- Constructeur : AIRBUS
- Dimensions :
 - Envergure : 60.3m
 - Hauteur : 17.8m
 - Longueur : 58.37m
 - Aire des ailes : 361.6m²
- Masse et capacité d'emport :
 - Passagers : 253-293
 - Masse à vide : 120 tonnes
 - Masse max au décollage : 230 tonnes
 - Masse max à l'atterrissage : 182 tonnes
- Motorisation :
 - Moteur : deux (2) général électrique CF6-80 E 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
- Performances :
 - Vitesse de croisière : 860 Km/h (MACH 0.82)
 - Vitesse maximale : 880Km/h
 - Autonomie : 12500Km
 - Charge des ailes : 633Kg

I-3-Trièdres de références :

Les forces et les moments qui s'exercent sur un appareil doivent être exprimés dans un repère convenablement défini. L'aérodynamique et la mécanique du vol font parfois appel à des repères différents et il convient d'y accorder une attention particulière. Des conventions en matière d'orientation et de notation ont été établies

I-3-1-Un trièdre lié à la terre : $Ox_0y_0z_0$

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. Le repère terrestre est un repère orthonormé direct supposé Galiléen

-L'origine « O » de ce repère est fixe par rapport à la terre, et est coïncide avec le centre de gravité « C.G » de l'avion

-L'axe « Ox_0 » est dirigé suivant une référence d'Azimut (Nord vrai ou Nord magnétique en général)

-L'axe « Oy_0 » est perpendiculaire au plan ($x_0 z_0$) et est orienté vers l'Est

-L'axe « Oz_0 » complète le trièdre, il est orienté dans une direction du centre de la terre

I-3-2-Un trièdre lié à l'avion : $Oxyz$

Ce trièdre est rigidement lié à l'appareil. Ce trièdre est une base d'étude pour le mouvement de l'avion par rapport aux autres trièdres de référence

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

-L'axe « Ox » est issu de l'origine « O » vers le nez de l'avion, c'est l'axe longitudinal de l'avion, en général voisin de son axe principal d'inertie

-L'axe « Oy » est perpendiculaire au plan de symétrie de l'avion et est dirigé vers l'aile droite

-Le plan « Oxz » est coïncide avec le plan symétrique de l'avion

-L'axe « Oz » complète le trièdre, il est perpendiculaire au plan horizontal avion « Oxy » et est orienté vers le bas

Ce trièdre est utilisé pour exprimer les forces de propulsion et l'expression des moments

I-3-3-Un trièdre aérodynamique : $Ox_a y_a z_a$

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 « Ox_a » est porté par la vitesse et orienté positivement dans le sens de la vitesse
- L'axe « Oz_a » est perpendiculaire à l'axe « Ox_a », situé dans le plan de symétrie de l'avion, et orienté positivement vers le ventre de l'avion
- L'axe « Oy_a » complète le trièdre

Ce trièdre est souvent utilisé pour exprimer les forces et les coefficients aérodynamiques

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

I-4-1-Position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre avion :

Il faut en général trois (3) angles pour définir l'orientation par rapport à un autre. Dans le cas qui nous intéresse, deux (2) angles suffisent, l'axe Oz_a étant situé par définition dans le plan Oxz (Plan de symétrie de l'avion)

-L'angle d'incidence α est l'angle de l'axe Ox (référence fuselage) avec le plan $Ox_a y_a$ du trièdre aérodynamique. L'incidence est positive si la projection du vecteur vitesse sur l'axe Oz est positive

-L'angle de dérapage β est l'angle de Ox_a avec le plan de symétrie Oxz de l'avion. Cet angle est positif si la projection du vecteur vitesse sur l'axe Oy est positive

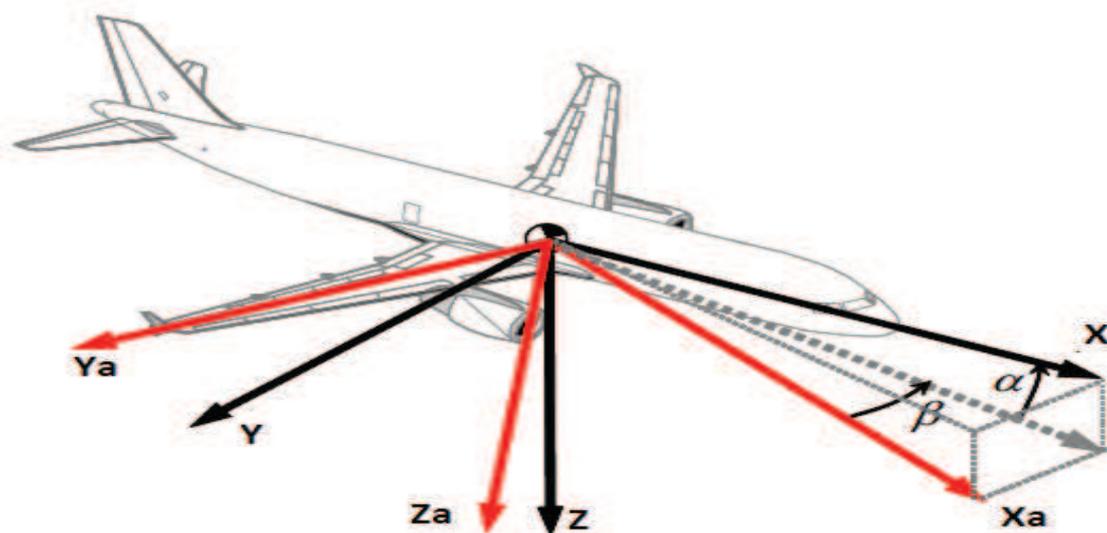


Figure I.3 :Position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre avion

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

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = [T] \begin{bmatrix} x_a \\ y_a \\ z_a \end{bmatrix} \dots\dots\dots(1.1)$$

$$T = \begin{bmatrix} \cos\alpha \cos\beta & -\cos\alpha \sin\beta & -\sin\alpha \\ \sin\beta & \cos\beta & 0 \\ \sin\alpha \cos\beta & -\sin\alpha \sin\beta & \cos\alpha \end{bmatrix} \dots\dots\dots(1.2)$$

I-4-2-Position du trièdre avion par rapport au trièdre normal terrestre :

La position du trièdre avion **Oxyz** peut être repérée par rapport au trièdre terrestre par plusieurs systèmes d'angles d'Euler. En définit trois rotations successives:

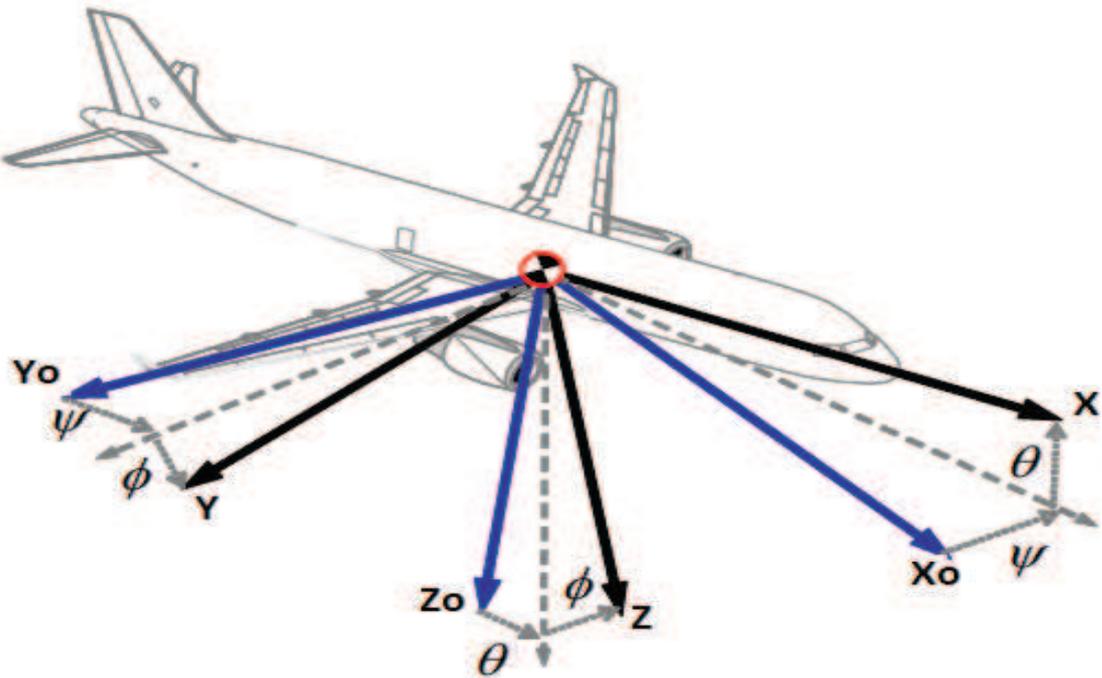


Figure I.4 :Position du trièdre avion par rapport au trièdre normal terrestre

Les angles **Ψ**, **Θ**, **Φ** 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 :

$$\begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} = [R] \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \dots\dots\dots(1.3)$$

$$R = \begin{bmatrix} \cos\Psi \cos\Theta & \sin\Psi \cos\Theta & -\sin\Theta \\ \cos\Psi \sin\Theta \sin\Phi - \sin\Psi \cos\Phi & \cos\Psi \cos\Phi + \sin\Psi \sin\Theta \sin\Phi & \cos\Theta \sin\Phi \\ \sin\Psi \sin\Phi + \cos\Psi \sin\Theta \cos\Phi & \sin\Psi \sin\Theta \cos\Phi - \cos\Psi \sin\Phi & \cos\Theta \cos\Phi \end{bmatrix} \dots\dots(1.4)$$

I-4-3-Position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre normal terrestre :

La position du trièdre aérodynamique $Ox_a y_a z_a$ par rapport au trièdre normal terrestre $Ox_0 y_0 z_0$ est repérée habituellement par un système de trois (3) angles d'Euler :

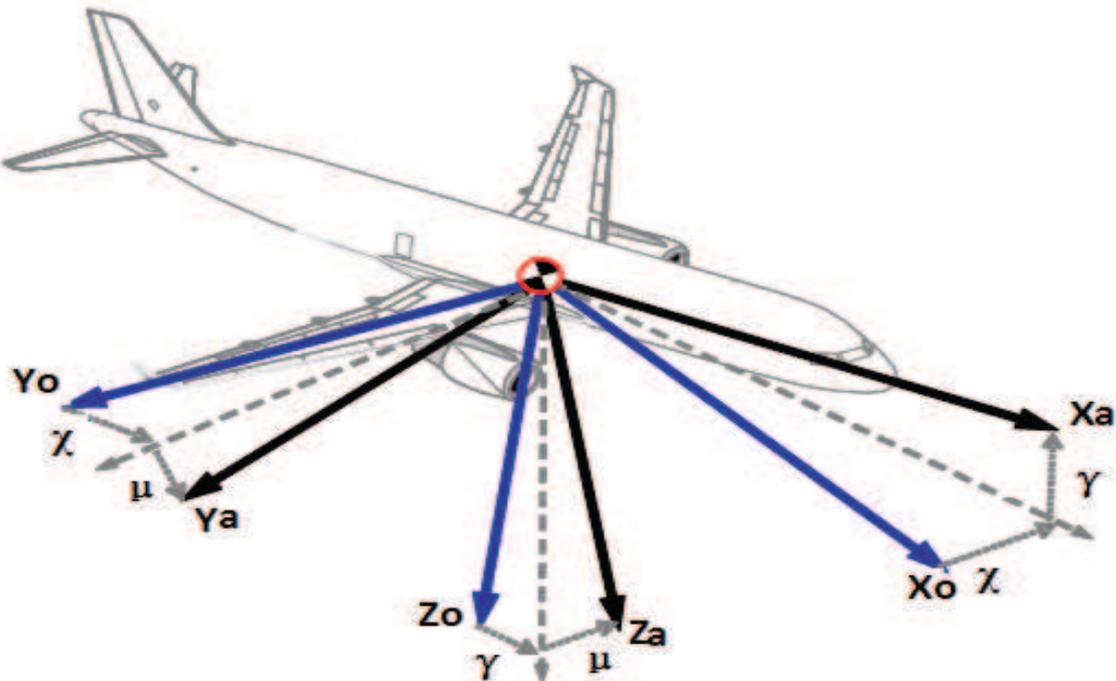


Figure I.5 :Position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre terrestre

Les angles χ , γ et μ 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 :

$$\begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} = [R'] \begin{bmatrix} x_a \\ y_a \\ z_a \end{bmatrix} \dots\dots\dots(1.5)$$

$$R' = \begin{bmatrix} \cos \chi_a \cos \gamma_a & \sin \chi_a \cos \gamma_a & -\sin \gamma_a \\ \cos \chi_a \sin \gamma_a \sin \mu_a - \sin \chi_a \cos \gamma_a & \cos \chi_a \cos \mu_a + \sin \chi_a \sin \gamma_a \sin \mu_a & \cos \gamma_a \sin \mu_a \\ \sin \chi_a \sin \gamma_a + \cos \chi_a \sin \gamma_a \cos \mu_a & \sin \chi_a \sin \gamma_a \cos \mu_a - \cos \chi_a \sin \mu_a & \cos \gamma_a \cos \mu_a \end{bmatrix} \dots\dots(1.6)$$

I-5-Equation du mouvement relatif à un système d'axe lie a l'avion :

Nous représentons dans ce tableau les différentes grandeurs utilisées dans les équations du mouvement :

Axes	X	Y	Z
Vitesse linéaire (m/s)	U	V	w
Vitesse angulaire (rad/s)	P	q	r
Somme des moments (N.m)	ΣL	ΣM	ΣN
Angle de rotation (Degré)	Φ	Θ	Ψ
Somme des forces (N)	ΣF_x	ΣF_y	ΣF_z
Moment cinétique (kg.m ² .s ⁻¹)	h_x	h_y	h_z
Moment d'inertie (kg.m ²)	I_{xx}	I_{yy}	I_{zz}

Tableau I.1 : grandeurs utilisées dans les équations des mouvements

I-5-1-Equations cinématiques :

La vitesse d'un point situé dans un repère mobile **Pxyz** par rapport à un repère fixe est donnée par la relation suivante :

$$\vec{\dot{O}M} = \vec{\dot{O}P} + \Omega \wedge \vec{PM} \dots\dots\dots(1.7)$$

Avec :
$$\Omega = p \vec{i} + q \vec{j} + r \vec{k} \dots\dots\dots(1.8)$$

La position relative du trièdre avion **Oxyz** par rapport au trièdre terrestre **Ox₀y₀z₀** est définie par les trois (3) angles **Ψ, Θ, Φ**

En reprenant la définition des angles **Ψ, Θ, Φ** une rotation **Ψ** autour de l'axe **Oz₀** une rotation **Θ** autour de l'axe **Oy_h** et une rotation **Φ** autour de l'axe **Ox**

Par conséquent :

$$\Omega = \dot{\Psi} \vec{k}_0 + \dot{\Theta} \vec{j}_h + \dot{\Phi} \vec{i} \dots\dots\dots(1.9)$$

Avec :

\vec{k}_0 est le vecteur unitaire de l'axe **Oz₀**

\vec{j}_h est le vecteur unitaire de l'axe **Oy_h**

\vec{i} vecteur unitaire de l'axe **Ox₀**

La matrice de transformation R permet d'écrire :

$$\vec{k}_0 = -\sin \Theta \vec{i} + \cos \Theta \sin \Phi \vec{j} + \cos \Theta \cos \Phi \vec{k} \dots\dots\dots(1.10)$$

Par ailleurs: (Voir figure (1.8))

$$\vec{j}_h = \cos \Phi \vec{j} - \sin \Phi \vec{k} \dots\dots\dots(1.11)$$

Remplaçant (1.10) et (1.11) dans (1.9) on aura :

$$\Omega = (-\dot{\Psi} \sin \Theta + \dot{\Phi}) \vec{i} + (\dot{\Psi} \cos \Theta \sin \Phi + \dot{\Theta} \cos \Phi) \vec{j} + (\dot{\Psi} \cos \Theta \cos \Phi - \dot{\Theta} \sin \Phi) \vec{k} \dots\dots\dots(1.12)$$

Ainsi, les composantes de **Ω** dans le référentiel avion s'écrivent :

$$\begin{cases} p = -\dot{\Psi} \sin \Theta + \dot{\Phi} \\ q = \cos \Theta \sin \Phi \dot{\Psi} + \cos \Phi \dot{\Theta} \\ r = \cos \Theta \cos \Phi \dot{\Psi} - \sin \Phi \dot{\Theta} \end{cases} \dots\dots\dots(1.13)$$

Ou bien, sous la forme matricielle :

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \Theta \\ 0 & \cos \Phi & \cos \Theta \sin \Phi \\ 0 & -\sin \Phi & \cos \Theta \cos \Phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\Theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} \dots\dots\dots(1.14)$$

Les relations inverses s'écrivent alors :

$$\begin{cases} \dot{\Phi} = p + \operatorname{tg} \Theta (q \sin \Phi + r \cos \Phi) \\ \dot{\Theta} = q \cos \Phi - r \sin \Phi \\ \dot{\Psi} = \frac{q \sin \Phi + r \cos \Phi}{\cos \Theta} \end{cases} \dots\dots\dots (1.15)$$

En écrivant que les dérivées des coordonnées x, y, H du centre de gravité sont égales à u_g, v_g, w_g , - w_g ou u_g, v_g, w_g sont les coordonnées du vecteur vitesse \vec{v} sur le trièdre terrestre il vient :

$$\begin{cases} \dot{x} = u_g = u \cos \Psi \cos \Theta + v (-\sin \Psi \cos \Phi + \cos \Psi \sin \Theta \sin \Phi) + w (\sin \Psi \sin \Phi + \cos \Psi \sin \Theta \cos \Phi) \\ \dot{y} = v_g = u \sin \Psi \cos \Theta + v (\cos \Psi \cos \Phi + \sin \Psi \sin \Theta \sin \Phi) + w (-\cos \Psi \sin \Phi + \sin \Psi \sin \Theta \cos \Phi) \\ \dot{H} = -w_g = u \sin \Theta - v \cos \Theta \sin \Phi - w \cos \Theta \cos \Phi \end{cases} \dots\dots\dots(1.16)$$

I-5-2-Equations dynamiques :

Un avion est un système dynamique complexe, difficile à aborder dans toute sa généralité. L'appareil est un solide déformable, comportant des pièces tournantes (hélices, réacteurs) ou mobiles (gouverne). Il est soumis à des forces externes très variables, dépendant à la fois de sa trajectoire, de son attitude, de ses déformations et de l'action de la pesanteur terrestre. Il n'est pas nécessaire de prendre en compte simultanément tous les facteurs régissant le mouvement

de l'avion. Des hypothèses simplificatrices appropriées au type de problème que l'on cherche à traiter ici donc introduites :

Hypothèse 1 : L'avion est un corps rigide à six (6) degrés de liberté comportant un plan de symétrie

Hypothèse 2 : La masse et la matrice d'inertie de l'avion sont constantes (durant notre étude $\frac{dm}{dt} = 0$)

Hypothèse 3 : La terre est supposée plate et immobile, le repère terrestre est donc Galiléen. En appliquant le principe fondamental de la dynamique à un solide rigide, on obtient les équations différentielles suivantes, exprimées dans le trièdre terrestre :

$$\begin{cases} m \frac{d\vec{v}}{dt} = \Sigma F_e \\ \frac{d\vec{h}}{dt} = \Sigma M_e \end{cases} \dots\dots\dots (1.17)$$

- $\frac{d\vec{v}}{dt}$ représente l'accélération du centre de gravité de l'avion par rapport à un système de référence galiléen

- \vec{h} représente le moment cinétique de l'avion autour du centre de gravité.

- ΣF_e la résultante des forces extérieures agissant sur l'avion (force de pesanteur $m\vec{g}$, forces aérodynamique \vec{F}_A , force de propulsion \vec{F}_T).

- ΣM_e le moment résultant des différentes forces agissant sur l'avion (moment des forces aérodynamique et moment des forces de propulsion).

I-5-3-Calcul de l'accélération et de la dérivée du moment cinétique :

La matrice de transfère T permet d'écrire les composantes **u,v,w** de la vitesse \vec{v} dans le trièdre avion (composantes **(V,0,0)** aérodynamique par définition)

$$\begin{cases} u = V \cos\beta \cos\alpha \\ v = V \sin\beta \\ w = V \cos\beta \sin\alpha \end{cases} \dots\dots\dots (1.18)$$

Alors les expressions des forces deviennent :

$$\begin{cases} \sum F_x = m \vec{g}_x + \vec{F}_{Ax} + \vec{F}_{Tx} = \frac{d}{dt} m u \\ \sum F_y = m \vec{g}_y + \vec{F}_{Ay} + \vec{F}_{Ty} = \frac{d}{dt} m v \\ \sum F_z = m \vec{g}_z + \vec{F}_{Az} + \vec{F}_{Tz} = \frac{d}{dt} m w \end{cases} \dots\dots\dots(1.19)$$

Pour développer l'expression des moments cinétique, on Suppose un élément de masse ∂m qui tourne avec une vitesse angulaire Ω .

Le moment de quantité de mouvement élémentaire de l'élément ∂m est donné par :

$$\partial h = (\vec{R} \wedge \vec{v}) \partial m \dots\dots\dots(1.20)$$

La vitesse de cette élément dans un corps rigide rotationnel est donné par :

$$\vec{v} = \vec{v}_c + \vec{\Omega} \wedge \vec{R} \dots\dots\dots(1.21)$$

Tel que \vec{R} est le rayon vecteur issu du centre de gravité pour positionner l'élément de masse ∂m , et \vec{v}_c est la vitesse du centre de gravité de l'avion.

Remplaçant Eq (1.20) dans Eq (1.19) on obtient :

$$\begin{aligned} h &= \sum \vec{R} \wedge (\vec{v}_c + \vec{\Omega} \wedge \vec{R}) \partial m \\ &= \sum \vec{R} \wedge \vec{v}_c \partial m + \sum \vec{R} \wedge (\vec{\Omega} \wedge \vec{R}) \partial m \dots\dots\dots(1.22) \end{aligned}$$

Comme \vec{v}_c est constant par rapport à la sommation, et comme $\sum \vec{R} \partial m = 0$

Alors :

$$\sum (\vec{R} \partial m) \wedge \vec{v}_c = 0 \dots\dots\dots(1.23)$$

Comme le vecteur \vec{R} a les composantes (x,y,z) alors l'équation devient :

$$h = \Omega \sum (x^2 + y^2 + z^2) \partial m - \sum \vec{R} (p_x + q_y + r_z) \partial m \dots\dots\dots(1.24)$$

Les composantes scalaires de cette équation sont :

$$\begin{cases} h_x = p \sum (y^2 + z^2) \partial m - q \sum xy \partial m - r \sum xz \partial m \\ h_y = -p \sum xy \partial m + q \sum (x^2 + z^2) \partial m - r \sum yz \partial m \\ h_z = -p \sum xz \partial m - q \sum yz \partial m + r \sum (x^2 + y^2) \partial m \end{cases} \dots\dots\dots(1.25)$$

par ailleurs si **A,B,C** sont respectivement les moments d'inertie (I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}) et **D,E,F** sont les produits d'inertie respectivement de l'avion (I_{yz}, I_{xz}, I_{xy}) par rapport aux axes avion **Oxyz** , le moment cinétique h devient :

$$\begin{cases} h_x = Ap - Fq - Er \\ h_y = -Fp + Bq - Dr \\ h_z = -Ep - Dq + Cr \end{cases} \dots\dots\dots (1.26)$$

Le plan **Gxy** est le plan de symétrie, alors : $I_{yz} = I_{xy} = 0$ ($D=F=0$).

Du fait que le système d'axes, adopté pour déterminer les équations du mouvement est fixé à l'avion et est en mouvement avec lui-même, la position et l'orientation de l'avion ne peuvent être décrites par ce système d'axes. Ainsi on est amené à introduire un système d'axes fixes.

I-6-Développement des équations des forces et des moments suivant un système d'axe fixe:

L'accélération mesurée dans un système d'axe fixe est donné par :

$$\frac{d\vec{v}}{dt} \Big|_{x_0 y_0 z_0} = \frac{d\vec{v}_c}{dt} \Big|_{xyz} + \vec{\Omega} \wedge \vec{v} \dots\dots\dots(1.27)$$

$\vec{\Omega}$ voir Eq (1.8), et \vec{v} peut être écrit sous la forme de ses composantes :

$$\vec{v} = u \vec{i} + v \vec{j} + w \vec{k} \dots\dots\dots (1.28)$$

$$\vec{\Omega} \wedge \vec{v} = \begin{vmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ p & q & r \\ u & v & w \end{vmatrix} \dots\dots\dots(1.29)$$

Et :

De même :

$$\vec{\Omega} \wedge \vec{v} = \vec{i} (qw - vr) + \vec{j} (ur - wp) + \vec{k} (vp - uq) \dots\dots\dots(1.30)$$

L'expression de la résultante des forces extérieures s'écrit comme :

$$\left\{ \begin{array}{l} \Sigma F_x = m (\dot{u} + qw - vr) \\ \Sigma F_y = m (\dot{v} + ur - wp) \\ \Sigma F_z = m (\dot{w} + vp - uq) \end{array} \right. \dots\dots\dots(1.31)$$

De la même façon, La variation du moment cinétique dans un axe fixe s'écrit :

$$\frac{dh}{dt} \Big|_{x_0 y_0 z_0} = \frac{dh}{dt} \Big|_{xyz} + \vec{\Omega} \wedge \vec{h} \dots\dots\dots(1.32)$$

Pour avoir Les composantes de $\frac{dh}{dt} \Big|_{xyz}$, on dérive Eq (1.24) :

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dh_x}{dt} = A \dot{p} - F \dot{q} - E \dot{r} \\ \frac{dh_y}{dt} = -F \dot{p} + B \dot{q} - D \dot{r} \\ \frac{dh_z}{dt} = -E \dot{p} - D \dot{q} + C \dot{r} \end{array} \right. \dots\dots\dots (1.33)$$

Et:

$$\vec{\Omega} \wedge \vec{h} = \begin{vmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ p & q & r \\ h_x & h_y & h_z \end{vmatrix} \dots\dots\dots(1.34)$$

On aura:

$$\vec{\Omega} \wedge \vec{h} = \vec{i} (qh_z - rh_y) + \vec{j} (rh_x - ph_z) + \vec{k} (ph_y - qh_x) \dots\dots\dots(1.35)$$

L'expression du moment résultant s'écrit comme :

$$\left\{ \begin{array}{l} \Sigma L = \frac{dh_{x0}}{dt} = A\dot{p} - F\dot{q} - E\dot{r} + qr(C - B) + p(Fr - qE) + D(r^2 - q^2) \\ \Sigma M = \frac{dh_{y0}}{dt} = B\dot{q} - D\dot{r} - F\dot{p} + pr(A - C) + E(p^2 - r^2) + q(Dp - Fr) \\ \Sigma N = \frac{dh_{z0}}{dt} = C\dot{r} - E\dot{p} - D\dot{p} + pq(B - A) + r(Eq - Dp) + F(q^2 - p^2) \end{array} \right. \dots\dots\dots(1.36)$$

I-7-Etudes des forces et des moments extérieurs :

Un avion volant dans l'atmosphère est soumis à des forces et moments extérieurs associés principalement à la poussée de moteur, la gravité et les effets aérodynamiques qui peuvent s'exprimer dans le trièdre avion tel que :

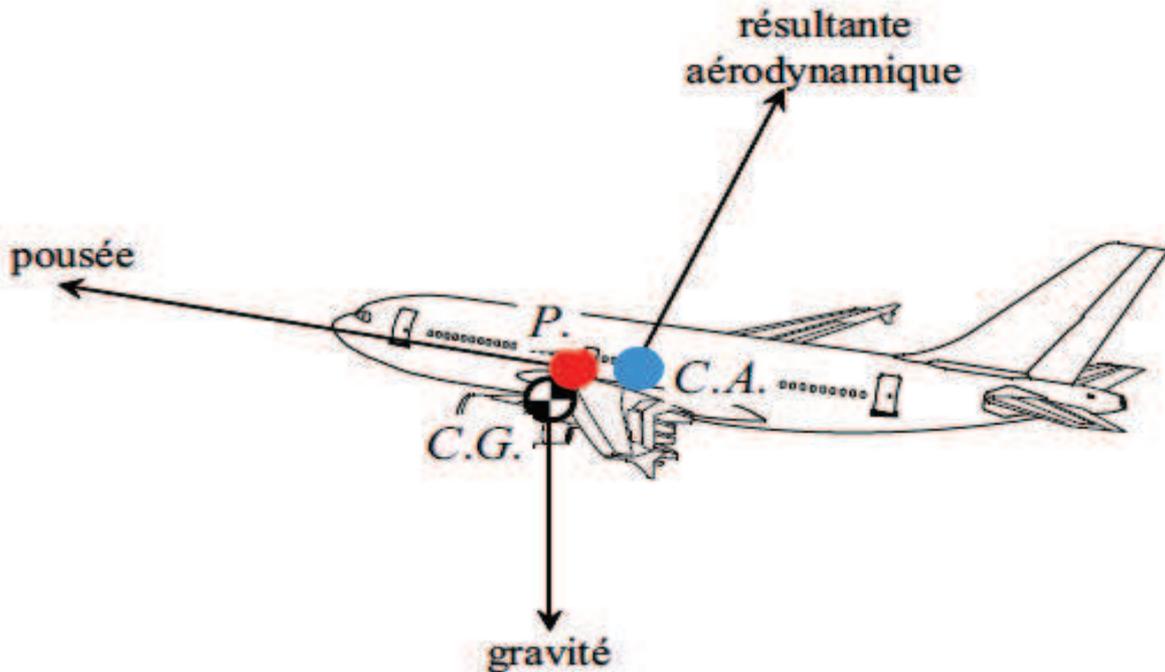


Figure I.6 : Les résultantes des forces qui s'appliquent sur un avion

I-7-1-Force de pesanteur :

Le poids \vec{m}^g est porté par l'axe Oz_0 , d'après la matrice \mathbf{R} les composantes du poids \vec{m}^g dans le trièdre avion $Oxyz$ sont donc :

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{Sur l'axe Ox : } -mg \sin \Theta \\ \text{Sur l'axe Oy : } mg \cos \Theta \sin \Phi \\ \text{Sur l'axe Oz : } mg \cos \Theta \cos \Phi \end{array} \right. \dots\dots\dots(1.37)$$

On peut constater que l'angle d'azimute Ψ n'existe pas dans cette équation, la raison est la supposition que la terre est plate dans l'hypothèse 1.

I-7-2-Les forces 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)

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{Sur l'axe Ox : } \frac{1}{2} \rho S V^2 C_x \\ \text{Sur l'axe Oy : } \frac{1}{2} \rho S V^2 C_y \\ \text{Sur l'axe Oz : } \frac{1}{2} \rho S V^2 C_z \end{array} \right. \dots\dots\dots(1.38)$$

I-7-3-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-7-4-Les moments des forces aérodynamique :

Le moment aérodynamique résultant des différents actionneurs est en général défini par rapport au centre de poussée des forces aérodynamiques, il a pour composantes :

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{Sur l'axe Ox : } \frac{1}{2} \rho S l V^2 C_l \\ \text{Sur l'axe Oy : } \frac{1}{2} \rho S l V^2 C_m \\ \text{Sur l'axe Oz : } \frac{1}{2} \rho S l V^2 C_n \end{array} \right. \dots\dots\dots(1.39)$$

Remarque :

Les équations des forces (1.30) et des moments (1.36), sont les équations générales du mouvement d'un aéronef. D'une vue mathématique, les équations cinématique (1.13), des forces (1.31) et des moments (1.36) composent neuf (9) équations différentielles avec neuf (9) variables :

Les composantes de la vitesse (u, v, w), la vitesse angulaire (p, q, r) et les angles d'Euler (Ψ, Θ, Φ).

I-8- Détermination des conditions de vol permanentes :

Nous appellerons conditions de vol permanentes tout mouvement pour lequel les paramètres suivants $\Phi, \Theta, u, v, w, p, q, r$ Sont constants.

Les paramètres Φ, Θ, p, q, r sont alors liés par les deux relations cinématiques :

$$\begin{cases} \dot{\Theta} = q_0 \cos\Phi_0 - r_0 \sin\Phi_0 = 0 \\ \dot{\Phi} = p_0 + \text{tg } \Theta_0 (q_0 \sin\Phi_0 + r_0 \cos\Phi_0) = 0 \end{cases} \dots\dots\dots(1.40)$$

Le système de force conduisant à ce mouvement permanent est donné par :

$$\left\{ \begin{array}{l} X_0 = m (q_0 w_0 - r_0 v_0) + mg \sin \Theta_0 \\ Y_0 = m(r_0 u_0 - p_0 w_0) - mg \cos \Theta_0 \sin \Phi_0 \\ Z_0 = m(p_0 v_0 - q_0 u_0) - mg \cos \Theta_0 \cos \Phi_0 \\ L_0 = (C - B)q_0 r_0 + p_0(Fr_0 - Eq_0) + D(r_0^2 - q_0^2) \dots\dots\dots(1.41) \\ M_0 = (A - C) r_0 p_0 + q_0(Dp_0 - Fr_0) + E(p_0^2 - r_0^2) \\ N_0 = (B - A)p_0 q_0 + r_0(Eq_0 - Dp_0) + F(q_0^2 - p_0^2) \end{array} \right.$$

Par conséquent une trajectoire permanente est définie par six paramètres indépendants

I-9-Equations générales des petites perturbations:

En soustrayant des équations générales du mouvement régissant $\Phi, \Theta, u, v, w, p, q, r, H$

$$\left\{ \begin{array}{l}
 \dot{\Theta} = q \cos\Phi - r \sin\Phi \\
 \dot{\Phi} = p + \text{tg}\Theta (q \sin\Phi + r \cos\Phi) \\
 \dot{\Psi} = u \sin\Theta - v \cos\Theta \sin\Phi - w \cos\Theta \cos\Phi \\
 m(\dot{u} + qw - vr) = X - mg \sin\Theta \\
 m(\dot{v} + ur - wp) = Y + mg \cos\Theta \sin\Phi \dots\dots\dots(1.42) \\
 m(\dot{w} + vp - uq) = Z + mg \cos\Theta \cos\Phi \\
 L = A\dot{p} - F\dot{q} - E\dot{r} + qr(C - B) - p(Fr - qE) + D(r^2 - q^2) \\
 M = B\dot{q} - D\dot{r} - F\dot{p} + pr(A - C) + E(p^2 - r^2) + q(Dp - Fr) \\
 N = C\dot{r} - E\dot{p} - D\dot{q} + pq(B - A) + r(Eq - Dp) + F(q^2 - p^2)
 \end{array} \right.$$

Les équations d'équilibre sont:

$$\left\{ \begin{array}{l}
 q_0 \cos\Phi_0 - r_0 \sin\Phi_0 = 0 \\
 p_0 + \text{tg}\Theta_0 (q_0 \sin\Phi_0 + r_0 \cos\Phi_0) = 0 \\
 v_0 \sin\Theta_0 = u_0 \sin\Theta_0 - v_0 \cos\Theta_0 \sin\Phi_0 - w_0 \cos\Theta_0 \cos\Phi_0 \\
 m(q_0 w_0 - r_0 v_0) = X_0 - mg \sin\Theta_0 \\
 m(r_0 u_0 - p_0 w_0) = Y_0 + mg \cos\Theta_0 \sin\Phi_0 \dots\dots\dots(1.43) \\
 m(p_0 v_0 - q_0 u_0) = Z_0 + mg \cos\Theta_0 \cos\Phi_0 \\
 L_0 = (C - B)q_0 r_0 + p_0(Fr_0 - Eq_0) + D(r_0^2 - q_0^2) \\
 M_0 = (A - C)r_0 p_0 + q_0(Dp_0 - Fr_0) + E(p_0^2 - r_0^2) \\
 N_0 = (B - A)p_0 q_0 + r_0(Eq_0 - Dp_0) + F(q_0^2 - p_0^2)
 \end{array} \right.$$

Et en considérant les variables :

$$\left\{ \begin{array}{l} \overline{\Phi} = \Phi - \Phi_0 \\ \overline{\Theta} = \Theta - \Theta_0 \\ \overline{u} = u - u_0 \\ \overline{v} = v - v_0 \\ \overline{w} = w - w_0 \\ \overline{H} = H - H_0 \\ \overline{p} = p - p_0 \\ \overline{q} = q - q_0 \\ \overline{r} = r - r_0 \end{array} \right. \dots\dots\dots(1.44)$$

Comme des premiers ordres par rapport aux valeurs de $\Theta_0, \Phi_0, p_0, q_0, r_0, u_0, v_0, w_0$

Les équations régissant les variables $\overline{\Phi}, \overline{\Theta}, \overline{H}, \overline{u}, \overline{v}, \overline{w}, \overline{p}, \overline{q}, \overline{r}$ [2].

Les neuf (9) variables $\overline{\Phi}, \overline{\Theta}, \overline{H}, \overline{u}, \overline{v}, \overline{w}, \overline{p}, \overline{q}, \overline{r}$ sont donc régies par un système de neuf (9) équations que l'on peut écrire sous la forme :

$$\begin{bmatrix} \dot{\overline{\Theta}} \\ \dot{\overline{\Phi}} \\ \dot{\overline{u}} \\ \dot{\overline{v}} \\ \dot{\overline{w}} \\ \dot{\overline{p}} \\ \dot{\overline{q}} \\ \dot{\overline{r}} \\ \dot{\overline{H}^*} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & A_{12} & 0 & 0 & 0 & 0 & A_{17} & A_{18} & 0 \\ A_{21} & A_{22} & 0 & 0 & 0 & 1 & A_{27} & A_{28} & 0 \\ A_{31} & 0 & A_{33} & A_{34} & A_{35} & A_{36} & A_{37} & A_{38} & A_{39} \\ A_{41} & A_{42} & A_{43} & A_{44} & A_{45} & A_{46} & A_{47} & A_{48} & A_{49} \\ A_{51} & A_{52} & A_{53} & A_{54} & A_{55} & A_{56} & A_{57} & A_{58} & A_{59} \\ 0 & 0 & \lambda_U & \lambda_v & \lambda_w & \lambda_p & \lambda_q & \lambda_r & \lambda_H \\ 0 & 0 & \mu_U & \mu_v & \mu_w & \mu_p & \mu_q & \mu_r & \mu_H \\ 0 & 0 & v_u & v_v & v_w & v_p & v_q & v_r & v_H \\ A_{91} & A_{92} & A_{93} & A_{94} & A_{95} & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \overline{\Theta} \\ \overline{\Phi} \\ \overline{u} \\ \overline{v} \\ \overline{w} \\ \overline{p} \\ \overline{q} \\ \overline{r} \\ \overline{H} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ B_{31} & B_{32} & B_{33} & B_{34} \\ B_{41} & B_{42} & B_{43} & 0 \\ B_{51} & B_{52} & B_{53} & B_{54} \\ \lambda_{\delta\ell} & \lambda_{\delta m} & \lambda_{\delta m} & \lambda_{\delta m} \\ \mu_{\delta\ell} & \mu_{\delta m} & \mu_{\delta m} & \mu_{\delta m} \\ v_{\delta\ell} & v_{\delta m} & v_{\delta m} & v_{\delta m} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_\ell \\ \delta_m \\ \delta_n \\ \delta_x \end{bmatrix} = 0$$

.....(1.45)

Avec :

δ_ℓ : Gouverne de gauchissement δ_e : gouverne de profondeur

δ_m : Gouverne de direction δ_z : commande moteur

Et :

$$\dot{H}^* = \dot{H} - V_0 \sin \gamma_0 \dots\dots\dots(1.46)$$

Et :

$$\begin{cases} A_{12} = -q_0 \sin \Phi_0 - r_0 \cos \Phi_0 \\ A_{17} = \cos \Phi_0 \\ A_{18} = -\sin \Phi_0 \end{cases} \dots\dots\dots(1.47)$$

$$\begin{cases} A_{21} = \frac{q_0 \sin \Phi_0 + r_0 \cos \Phi_0}{\cos^2 \Theta_0} \\ A_{22} = \text{tg} \Theta_0 (q_0 \cos \Phi_0 - r_0 \sin \Phi_0) \\ A_{27} = \sin \Phi_0 \text{tg} \Theta_0 \\ A_{28} = \cos \Phi_0 \text{tg} \Theta_0 \end{cases} \dots\dots\dots(1.48)$$

Et avec :

$$Q = \frac{1}{2} \rho S V_0^2 / m \dots\dots\dots(1.49)$$

$$\begin{cases} A_{31} = -g \cos \Theta \\ A_{33} = \frac{Q}{V_0} [2C_x^0 \cos \alpha_0 - C_{x\alpha}^0 \sin \alpha_0 + C_{x\mu}^0 \mu_0 \cos \alpha_0] + \frac{1}{m} \cos \alpha_0 \cos \varpi \frac{\partial F}{\partial V} \\ A_{34} = \frac{Q}{V_0} C_{x\beta}^0 + r_0 \\ A_{35} = \frac{Q}{V_0} [2C_x^0 \sin \alpha_0 - C_{x\alpha}^0 \cos \alpha_0 + C_{x\mu}^0 \mu_0 \sin \alpha_0] + \frac{1}{m} \cos \alpha_0 \cos \varpi \frac{\partial F}{\partial V} \\ A_{36} = \frac{Q\ell}{V_0} C_{xp}^0 \\ A_{37} = \frac{Q\ell}{V_0} C_{xq}^0 - w_0 \\ A_{38} = \frac{Q\ell}{V_0} C_{xr}^0 \\ A_{39} = Q \left[\frac{1}{\rho_0} \frac{d\rho}{dH} C_x^0 + C_{x\mu}^0 \frac{k}{2} \frac{\mu_0}{T_0} \right] + \frac{1}{m} \cos \varpi \frac{\partial F}{\partial H} \end{cases} \dots\dots\dots(1.50)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} B_{31} = QC_{x\delta\ell} \\ B_{32} = QC_{x\delta m} \\ B_{33} = QC_{x\delta n} \\ B_{34} = \frac{\cos\varpi}{m} \frac{\partial F}{\partial \delta_x} \end{array} \right. \dots\dots\dots(1.51)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} B_{41} = QC_{Y\delta\ell} \\ B_{42} = QC_{Y\delta m} \\ B_{43} = QC_{Y\delta n} \end{array} \right. \dots\dots\dots(1.52)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} B_{51} = QC_{Z\delta\ell} \\ B_{52} = QC_{Z\delta m} \\ B_{53} = QC_{Z\delta n} \\ B_{54} = \frac{\sin\varpi}{m} \frac{\partial F}{\partial \delta_x} \end{array} \right. \dots\dots\dots(1.53)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} A_{41} = -g \sin \Phi_0 \sin \Theta_0 \\ A_{42} = g \cos \Theta_0 \cos \Phi_0 \\ A_{43} = \frac{Q}{V_0} [-C_{Y\alpha}^0 \sin \alpha_0 + C_{Y\mu}^0 \mu_0 \cos \alpha_0] - r_0 \\ A_{44} = \frac{Q}{V_0} C_{Y\beta}^0 \\ A_{45} = \frac{Q}{V_0} [-C_{Y\alpha}^0 \cos \alpha_0 + C_{Y\mu}^0 \mu_0 \sin \alpha_0] + p_0 \\ A_{46} = \frac{Q\ell}{V_0} C_{Yp}^0 + w_0 \\ A_{47} = \frac{Q\ell}{V_0} C_{Yq}^0 \\ A_{48} = \frac{Q\ell}{V_0} C_{Yr}^0 - u_0 \\ A_{49} = QC_{Y\mu}^0 \frac{k}{2} \frac{\mu_0}{T_0} \end{array} \right. \dots\dots\dots(1.54)$$

$$\left\{ \begin{array}{l}
 A_{51} = -g \cos \Phi_0 \sin \Theta_0 \\
 A_{52} = -g \sin \Phi_0 \cos \Theta_0 \\
 A_{53} = \frac{Q}{V_0} [2C_z^0 \cos \alpha_0 - C_{z\alpha}^0 \sin \alpha_0 + C_{z\mu}^0 \mu_0 \cos \alpha_0] + \frac{1}{m} \cos \alpha_0 \sin \varpi \frac{\partial F}{\partial V} + q_0 \\
 A_{54} = \frac{Q}{V_0} C_{z\beta}^0 - p_0 \\
 A_{55} = \frac{Q}{V_0} [2C_z^0 \sin \alpha_0 + C_{z\alpha}^0 \cos \alpha_0 + C_{z\mu}^0 \mu_0 \sin \alpha_0] + \frac{1}{m} \sin \alpha_0 \sin \varpi \frac{\partial F}{\partial V} \\
 A_{56} = \frac{Q\ell}{V_0} C_{z\dot{p}}^0 \\
 A_{57} = \frac{Q}{V_0} C_{z\dot{\beta}}^0 - u_0 \\
 A_{58} = \frac{Q\ell}{V_0} C_{z\dot{r}}^0 \\
 A_{59} = Q \left[\frac{1}{\rho_a} \frac{d\rho}{dH} C_{z\mu}^0 \frac{K}{2} \frac{\mu_0}{T_0} \right] + \frac{1}{m} \sin \varpi \frac{\partial F}{\partial H}
 \end{array} \right. \dots\dots(1.55)$$

$$\left\{ \begin{array}{l}
 A_{91} = w_0 \cos \Phi_0 \sin \Theta_0 + u_0 \cos \Theta_0 \\
 A_{92} = w_0 \sin \Phi_0 \cos \Theta_0 \\
 A_{93} = \sin \Theta_0 \dots\dots\dots(1.56) \\
 A_{94} = -\sin \Phi_0 \cos \Theta_0 \\
 A_{95} = -\cos \Theta_0 \cos \Phi_0
 \end{array} \right.$$

Faisons maintenant les hypothèses suivantes :

I-9-1- conditions d'équilibre :

Vol symétrique en ressource dans le plan vertical

$$p_0=r_0=0 \quad \Phi_0=0$$

b) Les coefficients aérodynamique longitudinaux ne dépendent pas du dérapage β et de vitesse de roulis p et de lacet r

$$\begin{aligned}
 C_{x\beta} &= C_{z\beta} = C_{x\dot{p}} = C_{x\dot{r}} = C_{z\dot{p}} = C_{z\dot{r}} = 0 \\
 C_{m\beta} &= C_{m\dot{p}} = C_{m\dot{r}} = 0
 \end{aligned}$$

c) les coefficients aérodynamiques latéraux ne dépendent pas de l'incidence α , ni de la vitesse de tangage q ni du nombre de mach μ

$$\left\{ \begin{array}{l} C_{y\dot{\alpha}} = C_{y\dot{\mu}} = 0 \\ C_{l\dot{\alpha}} = C_{l\dot{\mu}} = 0 \quad \dots\dots\dots (1.57) \\ C_{n\dot{\alpha}} = C_{n\dot{\mu}} = C_{nq} = 0 \end{array} \right.$$

d) l'avion est non seulement géométriquement mais aussi massivement symétrique ainsi :

$$D = E = 0$$

Et les moments d'équilibrage latéraux L_0 , N_0 sont nuls. Dans ces conditions il est facile de voir que le système des neuf (9) équations du moment libre se sépare en deux sous système indépendants :

Le système longitudinal qui s'écrit :

$$\begin{bmatrix} \dot{\Theta} \\ \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{H} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ -g \cos \Theta_0 & A_{33} & A_{35} & A_{37} & A_{39} \\ -g \sin \Theta_0 & A_{53} & A_{55} & A_{57} & A_{59} \\ 0 & \mu_u & \mu_w & \mu_q & \mu_H \\ A_{91} & \sin \Theta_0 & -\cos \Theta_0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Theta \\ u \\ w \\ q \\ H \end{bmatrix} + Bu \quad \dots\dots\dots(1.58)$$

Le système latéral :

$$\begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_0 \operatorname{tg} \Theta_0 & 0 & 1 & \operatorname{tg} \Theta_0 \\ g \cos \Theta_0 & A_{44} & A_{46} & A_{47} \\ 0 & \lambda_v & \lambda_p & \lambda_r \\ 0 & v_v & v_p & v_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Phi \\ v \\ p \\ r \end{bmatrix} + Bu \quad \dots\dots\dots(1.59)$$

Ces remarques justifient donc la séparation des deux mouvements dans le cas du vol équilibré rectiligne ou en évolution dans le plan vertical (au voisinage de la pente nulle)

Dans le cas général du vol stabilisé en virage le système des neuf équations ne peut se séparer en sous systèmes et le mouvement libre est géré par une équation caractéristique du neuvième ordre

I-10-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-10-1- 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 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 [3]

I-10-2- 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 [3]

I-10-3-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 δ_e et la manette de gaz. La gouverne de profondeur δ_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

I-10-4-Les différentes boucles de contrôles :

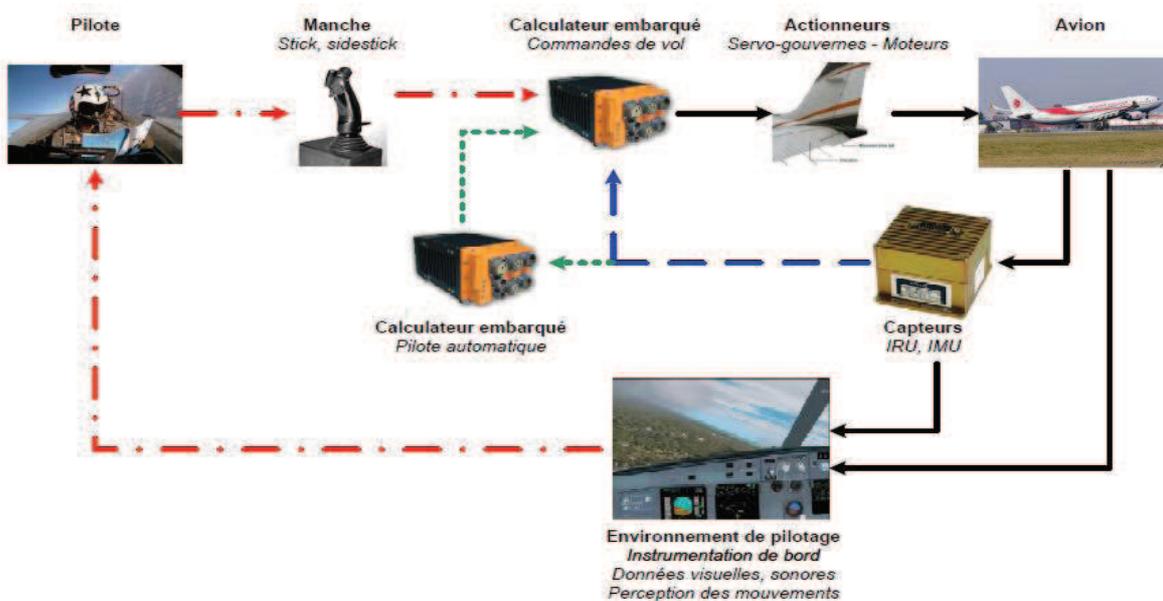


Figure I.7 :Les différentes boucles de contrôles

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^{ème} 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 (Stability Augmentation System), pour augmenter la stabilité de l'appareil
 - Une boucle CAS (Control Augmentation System), pour améliorer le contrôle de l'avion
- Une 3^{ème} boucle de commande (- - -) : Le pilote automatique. Différents objectifs sont pris automatiquement en charge par cette boucle :
 - Maintien d'attitude
 - Maintien d'altitude
 - Maintien de cap
 - Maintien de vitesse
- Une 4^{ème} 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^{er} 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 :

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{u} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{H} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ -9.7881 & -0.0058 & 19.3961 & -17.5435 & 0 \\ -0.0027 & -0.0002 & -0.0453 & 1.0819 & 0 \\ 0 & -0.0027 & -9.3654 & -2.6043 & 0 \\ 242.54 & 0.0667 & -241.997 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ u \\ \alpha \\ q \\ H \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0.8476 \\ -0.0523 \\ -9.3011 \\ 0 \end{bmatrix} \delta_e \dots\dots\dots(1.60)$$

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:

- $\lambda_1=0 \rightarrow$ caractérise le mode apériodique
- $\lambda_{2,3}=-1.3228 \pm 2.9060i \rightarrow$ 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 »
- $\lambda_{4,5}=-0.0049 \pm 0.0404i \rightarrow$ 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 « Phygoide » [2]

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

$$\left\{ \begin{array}{l} G_1(S) = \frac{\theta(s)}{\delta e(s)} = \frac{-9.301 s^3 + 0.01224 s^2 - 0.03146 s}{s^5 + 2.655 s^4 + 10.22 s^3 + 0.1052 s^2 + 0.01685 s} \\ G_2(S) = \frac{u(s)}{\delta e(s)} = \frac{0.8476 s^4 + 164.4 s^3 - 99.29 s^2 - 0.2045 s}{s^5 + 2.655 s^4 + 10.22 s^3 + 0.1052 s^2 + 0.01685 s} \\ G_3(S) = \frac{\alpha(s)}{\delta e(s)} = \frac{-0.0523 s^4 - 10.2 s^3 - 0.06712 s^2 - 0.01667 s}{s^5 + 2.655 s^4 + 10.22 s^3 + 0.1052 s^2 + 0.01685 s} \dots\dots\dots(1.61) \\ G_4(S) = \frac{q(s)}{\delta e(s)} = \frac{-9.301 s^3 + 0.01224 s^2 - 0.03146 s}{s^5 + 2.655 s^4 + 10.22 s^3 + 0.1052 s^2 + 0.01685 s} \\ G_5(S) = \frac{H(s)}{\delta e(s)} = \frac{12.71 s^3 + 223.3 s^2 + 12.59 s - 3.609}{s^5 + 2.655 s^4 + 10.22 s^3 + 0.1052 s^2 + 0.01685 s} \end{array} \right.$$

I-10-5-Simulation du système longitudinal en boucle ouverte :

A fin 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 :

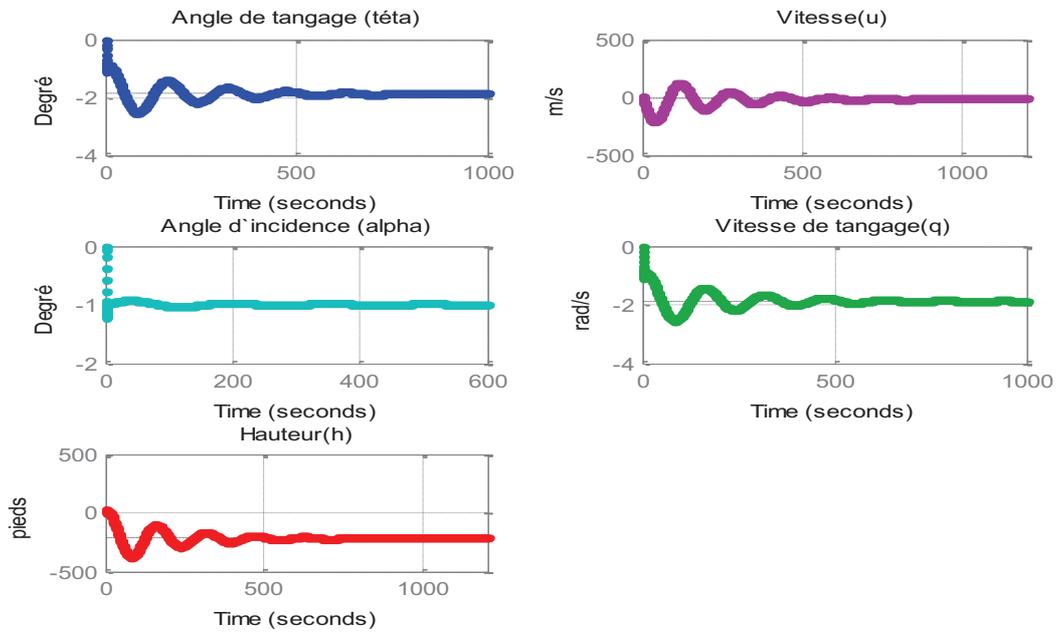


Figure I.8 : Réponse du système longitudinal à un signal de type Echelon

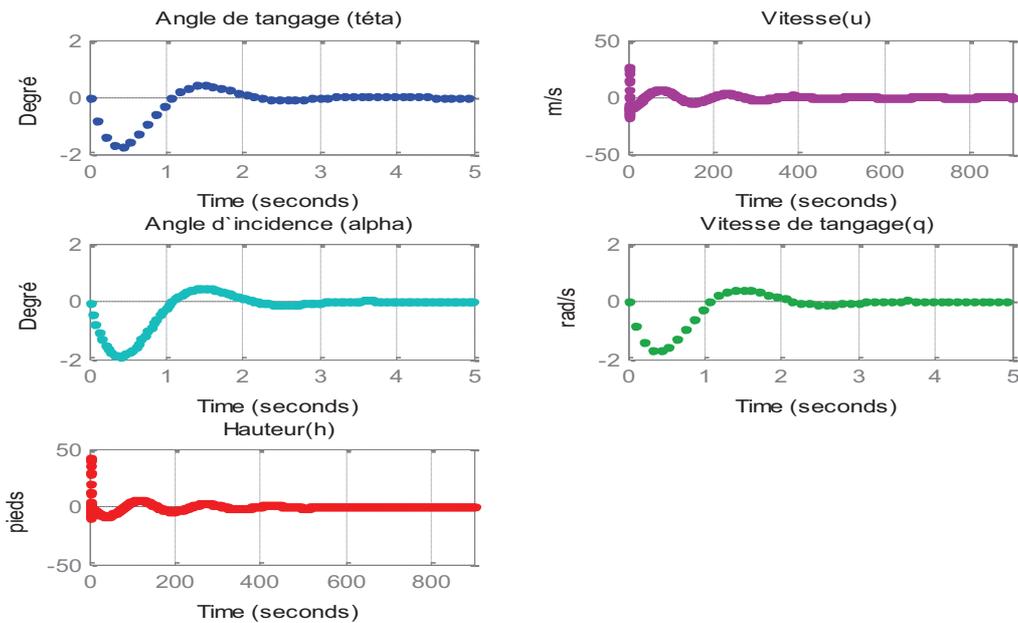


Figure I.9 : Réponse du système longitudinal à un signal de type Impulsion

INTERPRETATION :

D'après les résultats obtenues 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 devisé en deux (2) parties :

-1^{er} partie concernant la modélisation de l'avion qui a été développé à l'aide du concept de mécanique du vol, puis la description de l'avion A330.

-2^{ème} partie concerne la représentation du système longitudinal sous un système matriciel, les fonctions de transfert qui le correspond et pour terminer, la simulation du système longitudinal en boucle ouverte « BO » en appliquant deux (2) signaux d'entrées « Echelon et Impulsion » pour voir la stabilité du système.

II. PRINCIPES GENERAUX DE COMMANDES DE VOLS

II-1-Introduction :

En aéronautique, le système de commande 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'altitude, la trajectoire et la vitesse de l'avion en mode pilotage manuel et automatique. Une chaîne de commande de vol est constituée de :

- Un émetteur (Palonnier, manche)
- Les butées de structure (limite le débattement max)
- La transmission ou liaison (entre l'émetteur et récepteur)
 - *Mécanique (câble...)
 - *Electrohydraulique par servovalves ou par servomoteur (PA, Yaw damper...)
- Le récepteur
 - *Gouverne
 - *Servocommande réversible qui prend en charge 50 à 90% d'efforts
 - *Servocommande réversible qui prend en charge 100% d'efforts
- Les butées de surcharge (Limite le débattement en cas d'élasticité)

On distingue les commandes de vol primaires (profondeur, aileron et direction) pendant tout le vol, et les commandes de vol secondaires (becs, volets et aérofrein) utilisées pendant les phases d'atterrissages et (becs, volets) utilisés pour les phases de décollage [4]

On pratique on distingue deux (2) types de commandes de vols :

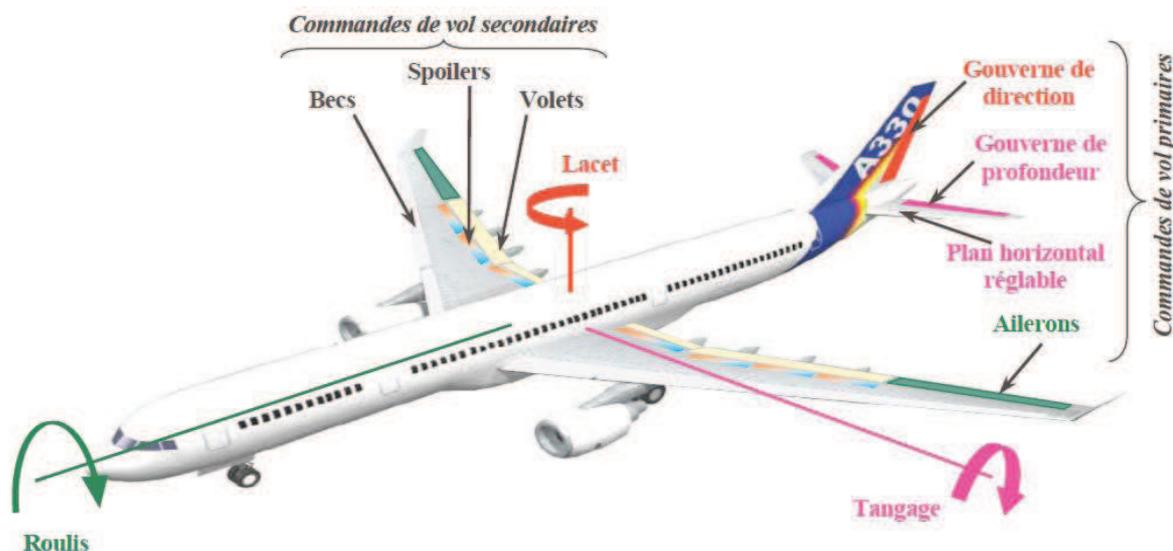


Figure II.10 : Les commandes de vols

II-2-Les commandes de vols primaires :

Ce sont des dispositifs qui permettent d'assurer les évolutions de l'avion autour de ses trois (3) axes de référence, comme on l'on indique dans le tableau ci-dessous :

Axe de référence	Commande	Gouverne
Tangage	manche	Profondeur
Roulis	Volant	Ailerons et Spoilers
Lacet	Palonniers	Direction

Tableau II.2 : Les commandes de vols primaires

II-2-1-La commande de profondeur « ELEVATEUR » :

Permettant d'assurer les mouvements de l'avion autour de l'axe de Tangage (piqué ou cabré) donc de contrôler son assiette longitudinale, pour ce faire, il faut tirer ou pousser le manche c'est-à-dire le manœuvrer avant ou arrière. Elle est située à l'arrière de l'avion, articulée à la partie arrière du stabilisateur, c'est une surface horizontale articulée autour d'un axe horizontal également. Elle peut se relever ou s'abaisser à fin de faire varier la résultante aérodynamique générée par l'empennage horizontal

En tirant le manche, le pilote relève la gouverne, la queue s'abaisse, le nez se relève (cabrée)

En poussant le manche, le pilote baisse la gouverne de profondeur, la queue se relève, le nez s'abaisse (piquée)

II-2-2-La commande de roulis « AILERON » :

Ce sont des surfaces mobiles situées au bord de fuite de l'aile, généralement vers les extrémités de la voilure afin de pouvoir travailler avec le bras de levier le plus long possible. Leur fonction est de faire pivoter l'avion autour de l'axe de Roulis en faisant varier différemment la portance des deux (2) ailes. Lorsqu'un avion vire, il s'incline vers l'intérieur du virage, pour cela, les Ailerons de l'aile extérieure au virage s'abaissent afin d'augmenter la portance et relever l'aile, tandis que les Ailerons de l'aile intérieure au virage se relèvent pour diminuer la portance et abaisser l'aile

Les Ailerons agissant par variation de la courbure de profil, ainsi leur action est hyper sustentatrice s'ils sont braqués vers le bas et hypo sustentatrice s'ils sont braqués vers le haut. Aussi, les deux (2) Ailerons d'une aile sont conjugués, lorsque l'un s'abaisse l'autre s'élève, si bien que la portance d'une demi-aile augmente tandis que la portance de l'autre demi-aile diminue, ce qui provoque alors un moment qui fait incliner l'avion dans le sens désiré

Le mouvement des Ailerons est donc différentiel : quand l'un se lève l'autre s'abaisse et réciproquement, ainsi, l'Aileron est relevé du côté de l'inclinaison

Le mouvement opposé des deux (2) Ailerons entraîne l'inclinaison de l'avion

II-2-3-La commande de lacet «GOUVERNE DE DIRECTION » :

Le Gouvernail ou Gouverne de direction est la partie mobile implantée sur l'Empennage vertical également appelé Dérive

On nomme axe de lacet l'axe imaginaire qui traverse l'avion de haut en bas, perpendiculaire au fuselage. La rotation autour de cet axe est appelé « Le Lacet »

C'est le mouvement de Lacet qui permet d'orienter le nez de l'avion vers la droite ou vers la gauche et de faire virer l'appareil en y associant un mouvement de Roulis (lié à l'action des Ailerons)

Le Lacet peut également être utilisé en cas de panne d'un moteur d'aile. Le pilote provoque le Lacet par l'intermédiaire du Palonnier qui oriente la Gouverne de direction, surface mobile implantée sur l'Empennage vertical ou Dérive

Comme les autres Gouvernes, la Gouverne de direction va provoquer la courbure du profil de la Dérive générant ainsi une force aérodynamique qui crée un moment par rapport à l'axe de Lacet

La Gouverne de direction ne sert pas à diriger l'appareil vers une direction souhaitée (c'est le rôle des Ailerons), mais elle permet de maintenir la symétrie de l'avion dans le vent relatif. L'écoulement des filets d'air se fait ainsi symétriquement de part et d'autre du fuselage

II-3-Les commandes de vols 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)

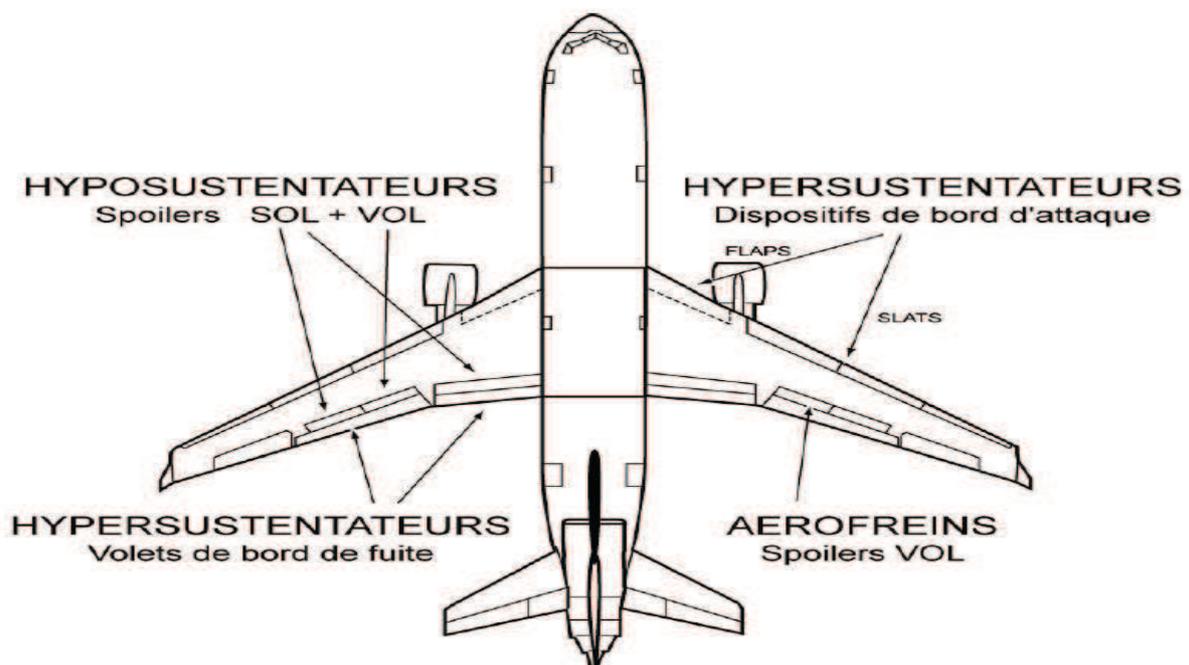


Figure II.11 : Les commandes de vols secondaires

II-3-1-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

II-3-2-Dispositifs Hypersustentateurs de bord de fuite :

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

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

II-3-3-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 activés 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.

II-3-4-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.

II-3-5-Les flaperons :

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-Les servocommandes :

Une servocommande est un organe ou ensemble d’organes capables de positionner une charge mécanique conformément à un signal de consigne. Elle utilise une énergie de servitude (Hydraulique ou électrique) pour effectuer tout ou une partie du travail nécessaire au déplacement de la gouverne (Signal de sortie) ou au maintient de son braquage (comme l’indique le figure ci-dessous). La servocommande se trouve donc installée entre la commande et la gouverne [4]

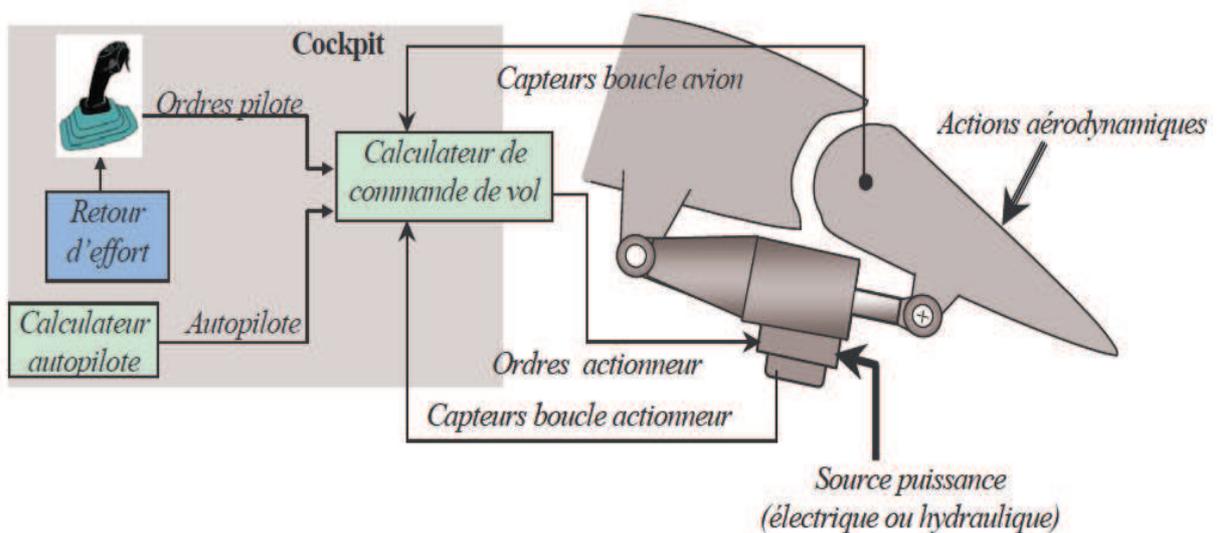


Figure II.12 : Servocommande

II-5-Les commandes de vols électriques :

II-5-1-Introductions :

Les commandes de vols électriques notée CDVE aussi dénommée « 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 [5]

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

III-5-2-Evolution du tout mécanique au FBW :

L'architecture du système de commandes de vol a évolué très significativement au cours des précédentes décennies. Dès les débuts de l'aviation, des surfaces articulées (Gouvernes), et donc mobiles, ont été introduites pour le contrôle basique de l'aéronef. Ces gouvernes sont manipulées par le pilote via un système de câbles mécaniques. Cette technique a survécu pendant des décennies et est encore utilisée pour les avions légers comme les avions de loisirs. Avec l'introduction des avions de plus grande taille, les capacités musculaires du pilote n'étaient plus suffisantes pour contrer les forces aérodynamiques qui s'opposent au braquage des gouvernes. Ainsi sont apparus les systèmes servo-commandés pour fournir aux actionneurs la puissance nécessaire pour commander les différentes surfaces mobiles qui contrôlent l'avion. Ce principe est illustré sur «**Figure II.13**»

Mais l'évolution, encore plus marquante, a été dans les années 70, l'introduction de la technique des commandes de vol électriques, fondée sur le traitement, par un calculateur, des signaux de la demande en déflexion du pilote avant de les convertir en courant vers les actionneurs, cette technique a conduit à une architecture qui est schématiquement décrite par « **Figure II.14** » [4]

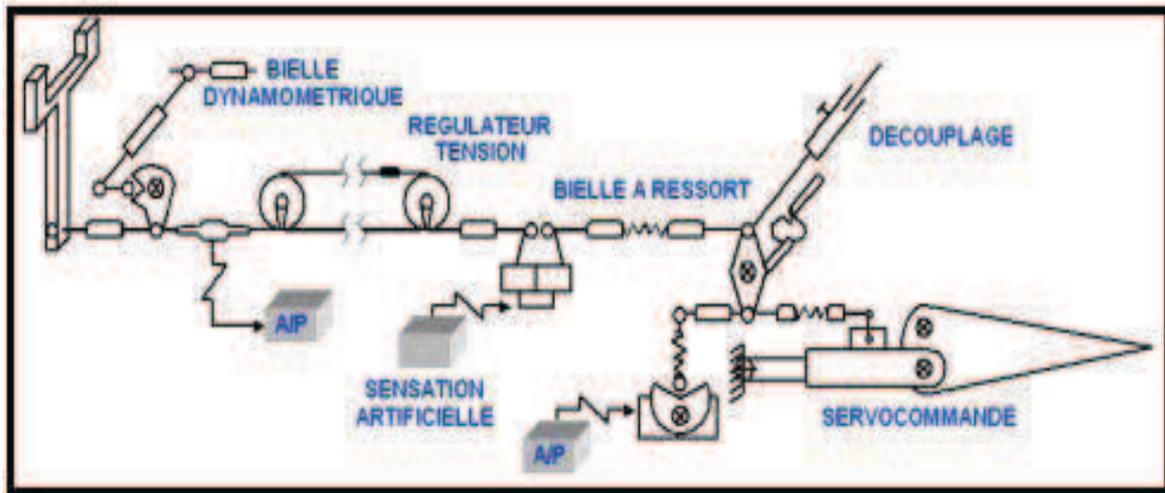


Figure II.13 : Commande de vol mécanique avec servocommande des actionneurs

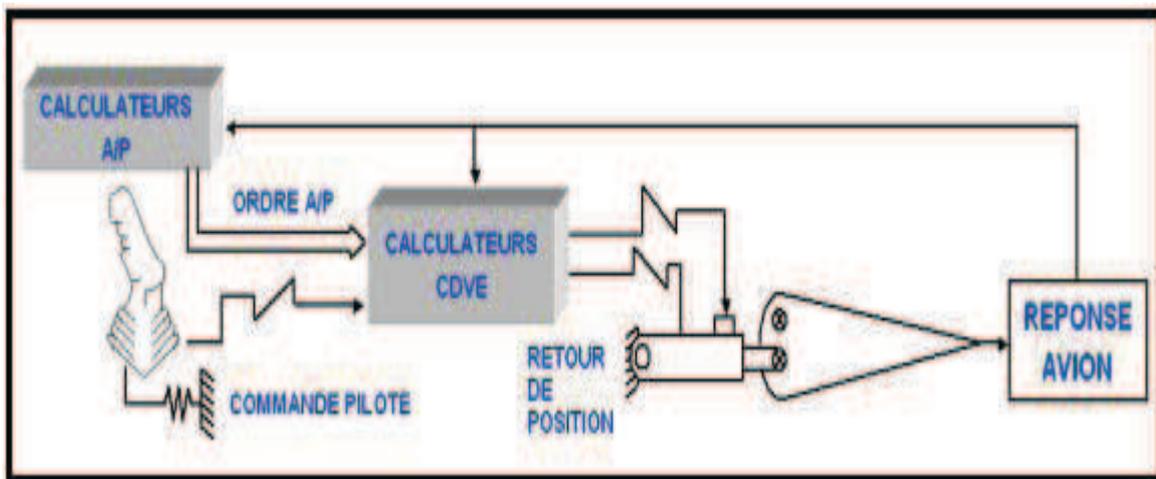


Figure II.14 : Commandes de vol totalement électrique

Avec l'augmentation de la taille et de la vitesse de vol des avions, il faut réduire les efforts fournis par le pilote pour actionner les gouvernes. La solution utilise l'énergie hydraulique.

Le pilote fait bouger le sidestick pour commander un mouvement de l'avion. Ce dernier actionne une timonerie¹ en tubes métalliques. En bout de timonerie, le tube actionne une servocommande hydraulique. Dans celle-ci le liquide hydraulique est dirigé dans un cylindre pour manœuvrer un piston relié à la gouverne. L'énergie que peut fournir le liquide hydraulique est très supérieure à celle que peuvent fournir les muscles du pilote. Le circuit hydraulique doit être mis et maintenu sous une forte pression. Cette fonction est assurée par une pompe qui est alimentée par le moteur de l'avion. La solution la plus moderne consiste à

¹ Timonerie= une pièce qui sert à commander le freinage et la direction d'un appareil

transmettre les ordres aux servocommandes par des câbles électriques au lieu des bielles². Les ordres donnés par le pilote sur les commandes sont analysés par un ordinateur qui les traduit en signaux électriques et les envoie vers les servocommandes appropriées. Le mouvement final est donc obtenu grâce à une génération hydraulique. L'ordinateur analyse les ordres du pilote et choisit sur quelles gouvernes agir et avec quelle intensité. Il est donc capable de supprimer les effets secondaires en les contrant dès la commande. Aucun effort n'est transmis au pilote par les commandes et il faut impérativement associer un dispositif d'effort artificiel pour éviter que le pilote ne demande des mouvements trop brusques à l'appareil.

A ses débuts, dans les années 70, l'architecture Fly-By-Wire a été développée comme une technologie analogique, le Concorde étant le premier avion civil à en être équipé. Elle a ensuite évolué vers des technologies numériques, avec d'abord un développement pour les avions militaires (F-8), puis une utilisation dans les années 80 par Airbus dans le domaine civil, au début avec l'A320, suivi par les autres programmes

Les bénéfices apportés par le système « Fly-By-Wire » et ses évolutions futures sont multiples : protection du domaine de vol, réduction de la masse, maintenance, installation, allègement de la charge de travail du personnel navigant

II-5-3-Principes du système FBW :

Le système de commande de vol FBW est réalisé par l'élimination du système de commande mécanique et l'intégration du système d'auto stabilisation. Ceci permet de produire un avion plus léger avec des performances plus élevées et des capacités de charge utiles plus grandes par rapport à un design d'avion conventionnel. Le système de commande de vol FBW est un système électrohydraulique peut être conçu de sorte que le pilote puisse exercer une commande de manœuvre en boucle fermée, ce qui est réalisé par le pilote en contrôlant l'avion par les ordinateurs de FBW avec le retour du mouvement d'avion par les capteurs appropriés. Ce dernier est conçu pour rendre un avion plus rentable, plus sûr, plus agréable à piloter et plus confortable [6]

En utilisant le pouvoir électrique dans l'AIRBUS A330, les entrées du pilote sont converties en signaux électroniques binaire (0 et 1) lesquels sont transmis aux capteurs fixés sur les gouvernes

Le système de commande de vol FBW répond aux impulsions du pilote données sur le sidestick. Ce système fournit :

→ Automatisation du vol : Angles de Roulis et de Tangage maintenue dès que le sidestick est mis en position neutre

→ Protection de l'enveloppe de vol : Ce système évite l'avion de se trouver dans une position dangereuse (Taux d'inclinaison trop élevé ou décrochage)

² Bielles = des tiges rigides articulées à ses extrémités, qui servent à transmettre le mouvement entre deux pièces mobiles, ou à transformer un mouvement alternatif en mouvement circulaire

II-5-4-Architecture de système FBW :

Le système de FBW actuel est constitué d'équipements géographiquement répartis dans l'avion: des capteurs d'ordres au niveau du cockpit, divers capteurs (anémomètres, gyromètres, accéléromètres...) en des points précis de l'avion, des actionneurs (hydrauliques, ou électriques) au niveau des diverses surfaces mobiles, et enfin des calculateurs en soute électronique qui concentrent pratiquement toute l'intelligence du système : toutes les fonctions logicielles embarquées de commandes de vol sont gérées par les calculateurs. Ces calculateurs communiquent entre eux et avec le reste de l'avionique par voie numérique, mais par contre, leurs communications avec la plupart des capteurs et actionneurs sont à base de liaisons directes analogiques

Le système entier présente une haute redondance dans le but d'avoir au moins le même niveau de sûreté qu'un système mécanique ou hydraulique. Cette redondance se présente sous de multiples formes (duplex, triplex, quadruplex) ou voies parallèles et indépendantes qui génèrent et transmettent les signaux, vers et à partir des calculateurs qui traitent ces signaux

II-5-4-1-Les calculateurs :

Les puissants calculateurs de vol utilisent des algorithmes basés entre autre sur des techniques de commandes avancées, dans le but de stabiliser l'avion d'une façon robuste. Dans un avion Airbus, le système de commande de vol FBW utilise deux (2) types de calculateurs numériques auto testables : trois (3) primaires (PRIM, ou P) et trois (3) secondaires (SEC, ou S) dans une configuration maître-esclave. Un calculateur SEC agit comme une redondance asymétrique d'un calculateur PRIM dans la mesure où il utilise un matériel différent et des lois de pilotages simples. Les calculateurs de même type (P ou S) ont des logiciels différents. Le processus de développement de l'applicatif de ces calculateurs est basé sur la programmation. Chaque calculateur est composé de deux (2) unités (ou voies) matérielles de calcul quasiment identiques, mais ségréguées. Le mode de fonctionnement général est le suivant :

-Une voie COM (commande ou command) élabore les consignes de commande des actionneurs et les émet vers les actionneurs et vers sa voie MON qui la surveille, mais aussi vers les autres calculateurs

-Une voie MON (moniteur ou monitor) élabore les mêmes consignes que COM mais ne fait que surveiller COM, et lève des alarmes vers d'autres systèmes de l'avion

II-5-4-2-Les communications :

Les communications inter-voies d'un même calculateur (COM-MON) et les communications inter-calculateurs s'effectuent essentiellement via des bus ARINC 429. Dans cette architecture, tous les calculateurs fonctionnent en parallèle indépendamment les uns des autres. C'est-à-dire que chaque calculateur est indépendant des autres et possède sa propre horloge temps-réel et sa propre alimentation. La communication inter-calculateur n'est pas synchronisée et se fait par échantillonnage périodique

III-5-4-3-Les actionneurs :

Rappelons que la commande des gouvernes correspond à la transmission de l'ordre d'avertissement (ou de commande) du calculateur vers les gouvernes. D'une part, la commande de chacune des gouvernes est assurée, par un ou plusieurs actionneurs. D'autre part, chaque actionneur est pilotable par un ou plusieurs calculateurs : à un instant donné, leur contrôle est assuré par un seul calculateur (en mode actif), mais en cas de défaillance de ce dernier, le système est reconfiguré pour permettre aux calculateurs en secours de prendre le relais. C'est le principe de fonctionnement utilisé pour les gouvernes de type ailerons, profondeur et direction. Cependant, pour des gouvernes telles que les spoilers, la commande est dédiée à un actionneur unique. En cas de mise en défaut de ce dernier, la gouverne correspondante n'est plus asservie

La Figure ci-dessous décrit la distribution des différents calculateurs PRIM (P1, P2, P3) et SEC (S1, S2) sur les différentes gouvernes. Elle montre aussi qu'il existe au total trois (3) circuits hydrauliques indépendants (noté en bleu, vert et jaune), physiquement ségrégés, et que tous les actionneurs ne dépendent pas du même circuit hydraulique [7]

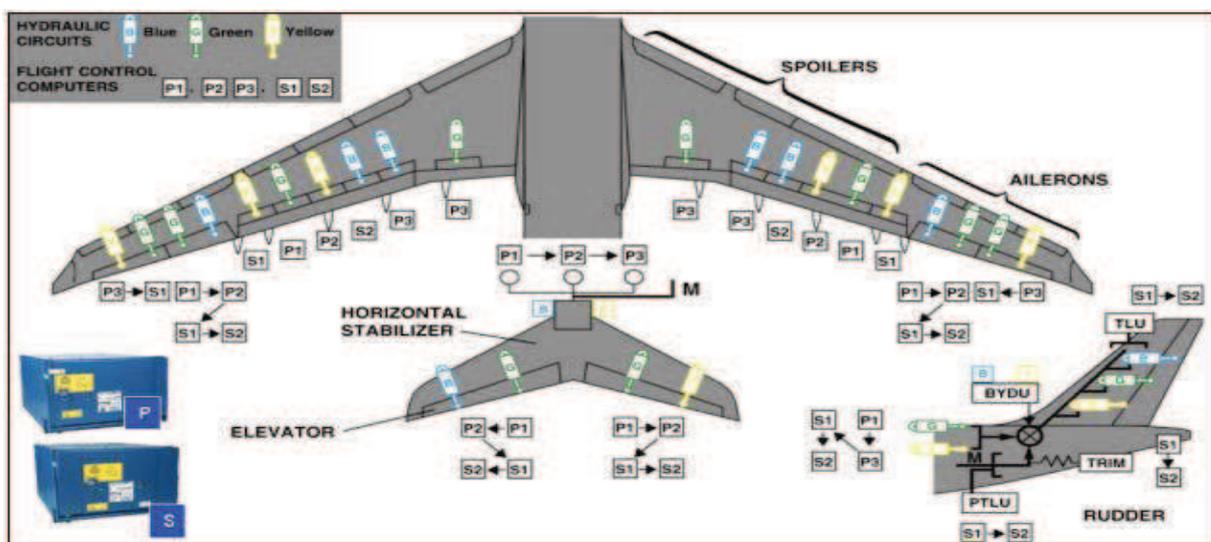


Figure II.15: Distribution des calculateurs PRIM et SEC sur les gouvernes

III. PRINCIPES GENERAUX DE PILOTE AUTOMATIQUE

III-1-Historique :

Le premier autopilote ne pouvait rien faire de plus que de maintenir un aéronef en vol rectiligne en palier en contrôlant Tangage, Lacet et les mouvements de Roulis, et il est encore plus souvent utilisé pour réduire la charge de travail du pilote.

Le 18 Juin 1914, l'Américain Elmer Sperry lance les bases du pilote automatique.

Les premiers essais d'un avion à pilotage automatique datent de 1918 avec les travaux du capitaine Max Boucher qui, dès Juillet 1917, a fait décoller et atterrir un avion sans l'aide du pilote. Encouragé par le général Ferrié, il a constitué une équipe à Etampes afin de poursuivre ses expériences pour le compte du ministère de la guerre

Le 17 Avril 1923, à Etampes, le capitaine Arbanère présente à Laurent-Eynac l'avion automatique de Max Boucher, qui a suivi depuis 1918 un programme méthodique sur la stabilisation automatique, le vol commandé, précommandé et télécommandé, le 31 Mars 1924, essai réussi d'un pilote automatique. Trois (3) servomoteurs montés à l'arrière de l'avion contrôlent ses évolutions. Un avion qui contrôle son vol, c'est la fin de la fatigue et de l'attention permanente des pilotes qui surveillent et corrigent les attitudes de l'avion. Deux (2) méthodes sont rassemblées pour faire voler un avion par lui-même : Un appareil contrôle le vol stable et un autre le dirige au moyen d'un faisceau hertzien établi au sol. Les stabilités horizontale et transversale sont assurées par un groupe de gyroscopes qui réagissent suivant les lois de l'Inertie. La résultante de ces commandes est transmise aux gouvernes de l'avion par un système de câbles et de moteurs électrique. Le pilote peut agir sur une molette pour indiquer le cap choisi, ainsi dégagé du pilote manuel, il peut concentrer son attention sur le fonctionnement des moteurs

Avant les applications du pilotage automatique, Doolittle démontre le vol aux instruments le 24 Septembre 1929.

Une expérience capitale a eu lieu aux Etats-Unis. Le lieutenant James H.Doolittle, de l'United States Army Air Corps, vient d'effectuer un vol complet aux instruments. Aux commandes d'un biplace d'entraînement, une capote en toile lui masquant toute visibilité, il décolle de Mitchell Field, près de New York. Il suit un parcours déterminé et revient se poser, guidé uniquement par un récepteur radio spécial et les indications de ses instruments. La technique élaborée par l'US Bureau of Standards a bien fonctionné. Deux (2) radiobalises lui donnaient un signal pour rester sur l'axe de la piste, une troisième (3), en travers du seuil de piste, lui faisant connaître le moment de couper les gaz. Le lieutenant Ben Kelsey n'a pas eu à intervenir sur les doubles commandes. En plus des signaux radio, il a utilisé trois (3) instruments. L'Horizon artificiel de Sperry lui a donné la position de l'appareil par rapport à

l'horizon. Il a pu régler l'angle de montée et calibrer sa descente. L'Altimètre de Kollsman lui a permis de contrôler son altitude. Le Gyro-directionnel de Sperry a stabilisé l'indication de cap mieux qu'un compas

Korolev Serguei Pavlovitch (1907-1966) est admis, le 29 Juillet 1926 à l'école des hautes techniques de Moscou (M.V.T.U), qui deviendra plus tard le célèbre Institut Bauman. En octobre 1929, il obtient son diplôme d'ingénieur aéro-mécanicien et est embauché à l'usine no 22 d'aviation de Fili, près de Moscou, qui est dirigée par le Français Paul Richard. Il rencontre Konstantin Edouardovitch Tsiolkovski, le pionnier russe de la conquête spatiale. En 1930, Korolev est ingénieur au TSAGI (Institut d'aérodynamique et d'hydrodynamique central), où il développe un pilote automatique pour le bombardier TB-3 d'Andrei Nikolaievitch Tupolev

Le 23 Août 1937, l'avion se pose en pilotage automatique à Wright Field, c'est un vol historique dans l'histoire de l'aéronautique. A Wright Field vient d'avoir lieu le premier atterrissage entièrement automatique, piloté par le capitaine Carl J.Crane, l'inventeur de ce système automatique, avec George Holloman, assistant pilote, et l'ingénieur Raymond K.Stout, l'avion s'est posé sans aucune intervention de l'équipage ou des hommes chargés du contrôle à terre. Ce pilote automatique prouve qu'il est en mesure de remplacer le pilote. Deux (2) gyroscopes permettent d'annuler toute variation horizontale ou verticale qui écarterait l'avion du cap choisi. Toute amorce de changement d'attitude déclenche la mise en route de moteurs de correction qui actionnent les commandes [8]

III-2-Définition :

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

Le **PA** comme son nom l'indique agit sur les commandes de vol afin de maintenir une assiette voulue sans l'intervention de l'équipage

III-3-Rôle de pilote automatique:

Le pilote automatique conçu pour servir deux (2) objectifs principaux :

- Améliorer les capacités d'un pilote de commandes de vol

- Réduire la charge de travail du poste de pilotage en mettant l'avion dans un mode de vol automatique

Les fonctions du pilote automatique peuvent être classées sous trois (3) rubriques :

- Le pilote automatique assure la stabilisation de l'avion, l'amélioration de qualités de vols. La stabilité de l'aéronef se fait autour de ses trois (3) axes (Tangage, Roulis, Lacet). Celle autour de l'axe de lacet peut se faire sans l'aide du pilote automatique, mais à l'aide d'un système appelé **Yaw Damper**, qui est indépendant du pilote automatique. Les fonctions de **Yaw Damper** sont :

- *L'amortissement des oscillations autour de l'axe de lacet

- *L'annulation du dérapage en virage

- *La correction de dérapage en cas de panne moteur

- Il sert à faciliter les évolutions grâce à diverses compensations aux corrélations introduites automatiquement. La commande d'évolution permet de mettre l'avion en piqué, en cabré et en virage

- Il sert aussi à guider automatiquement l'avion sur des routes ou dans des plans déterminés et faciliter l'exécution de manœuvres délicates tel l'atterrissage

III-4- Les différents modes du pilote automatique:

On distingue les modes de bases des modes supérieurs :

III-4-1-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)

III-4-2-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

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 [9]

III-5- Principe fonctionnel du pilote automatique:

III-5-1-Généralités :

Le PA agit autour d'un ou plusieurs axes de l'avion. Il assure la stabilité sur les axes contrôlés, c'est-à-dire qu'il contrôle la position de l'avion par rapport à son centre de gravité « CDG »

Il peut également souvent assurer un Guidage pour contrôler la trajectoire de l'avion ou sa vitesse

C'est un système dit « ACTIF » car il agit directement sur les commandes de l'avion. Le PA est proprement dit :

- *Une chaîne de Tangage (Profondeur)
- *Une chaîne de Lacet (Direction)
- *Une chaîne de Roulis (Gauchissement)

*Une chaîne de Vitesse (Auto manette)

Chacune de ces chaînes de pilotage constitue un servomécanisme qui asservit l'avion. En particulier, la chaîne de Tangage est la chaîne basique d'un PA. Ce servomécanisme comporte :

*Des organes d'affichage d'ordres imposé à l'avion

*Un calculateur

*Un amplificateur de puissance

*Un organe moteur (Servomoteur) [10]

III-5-2- Schéma fonctionnel général du pilote automatique :

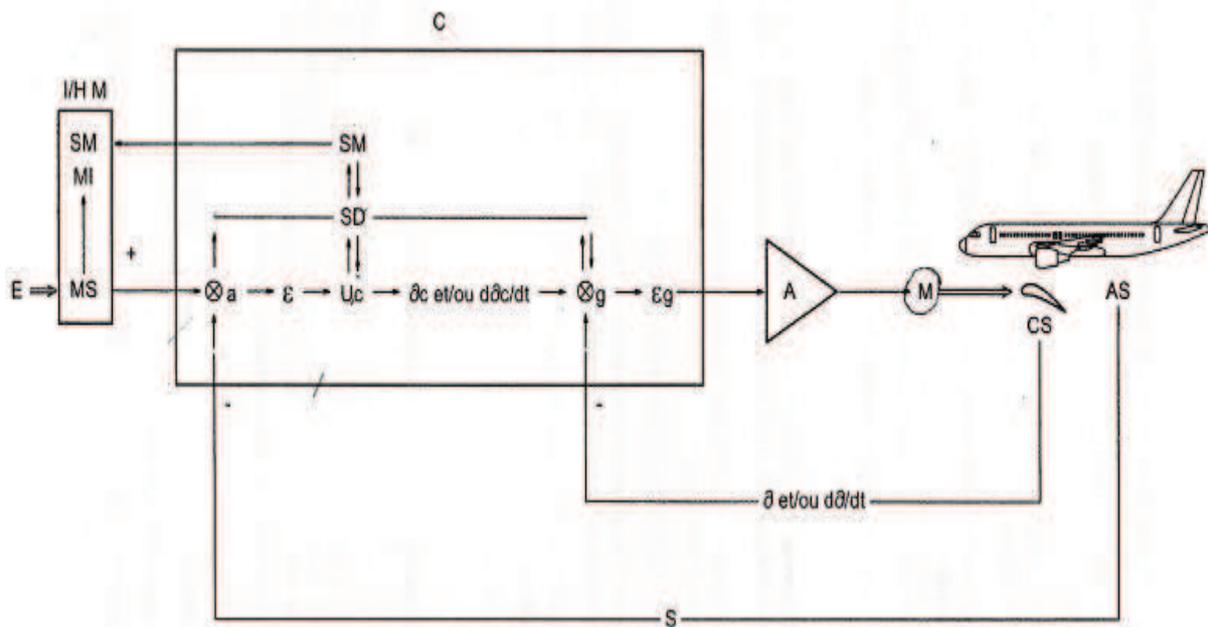


Figure III.16 : Schéma fonctionnel général de pilote automatique

III-5-2-1- éléments constitutifs :

***MS** : Sélecteur de modes (Mode Selector included in the Mode Control Panel) comportant des afficheurs de valeurs de paramètres « avion » (ordres E donnés par le PH encore appelés « références »)

***MI** : Indicateur de modes (Mode Indicator)

***C** : Calculateurs (Computers) désormais numériques

***AS** : Capteurs « avion » (Aircraft Sensors) fournissant les réponses « avion »

***CS** : Capteurs « Gouverne » (Control surfaces Sensors)

***A** : Amplificateurs

***M** : Servomoteurs ou actionneurs de Gouvernes

***SD** : Dispositifs de sécurité (Safety Devices)

***SM** : Système de surveillance (System Monitoring)

C intègre :

-Des comparateurs « avions » fournissant les écarts « avion » $\varepsilon = E-S$

-Des modules Uc spécifiques élaborant les ordres de braquage « Gouvernes » :

∂c en position	}	En fonction de ε pour chacun des axes de pilotage
$d\partial c/dt$ en vitesse	}	

-**SD** comportant lui-même :

*La logique empêchant l'engagement (ou embrayage) en cas de non respect de certaines conditions

*La logique de dégagement (ou débrayage) automatique

-**SM** comportant des tests intégrés encore appelés « autotests ou BITE (Built In Test Equipment) » en relation avec les dispositifs de sécurité SD

III-5-3-Les fonctions de pilote automatique :

III-5-3-1-Régulation : (Hold logic)

-Système d'augmentation de stabilité SAS

***Le système SAS :**

Le système SAS va principalement utiliser les mesures fournies par divers appareils de mesure disposés sur l'avion, comme par exemple les gyroscopes et accéléromètres. Ces mesures sont ensuite traitées et retournées aux servomécanismes qui actionnent les surfaces de contrôle de l'appareil. Différents systèmes SAS peuvent être utilisés. Les différences sont fonctions des sorties du modèle dynamique de l'avion qui sont utilisées comme signaux de rétroaction. Les sorties standards sont habituellement la vitesse totale de l'avion V_T , la variation de l'angle de tangage Θ , l'angle d'attaque α et l'accélération normale n_z . Toutefois, l'angle d'attaque et l'accélération normale sont reliés et l'utilisation de l'un ou l'autre de ces paramètres comme rétroaction procure le même effet.

Le système SAS utilisé par le client, et qui est d'ailleurs le plus fréquemment utilisé, est le système SAS de tangage. Ce système est utilisé pour fournir un amortissement et une fréquence du mode « short period » acceptables. Les rétroactions utilisées sont l'accélération normale n_z , et la variation de l'angle de tangage Θ . Le mode phygoïde sera peu affecté par ce système.

III-5-3-2-Poursuite : (Command logic)

-L'atteinte d'une altitude donnée avec un taux de montée donné

III-5-3-3-Les actions de poursuite-régulation les plus fréquentes :

- Maintient de vitesse
- Maintient du taux de montée
- Maintient de l'altitude
- Maintient de l'attitude de tangage
- Maintient de la pente de descente (Glide slope)

III-5-4-Critères de conception de l'autopilote :

- ✓ Le temps de réponse de l'avion suite à une commande/perturbation → raisonnable avec aucun dépassement
- ✓ L'excursion des gouvernes/manette des gaz demeure dans la plage limitée (control authority)
- ✓ L'erreur en régime permanent est petite
- ✓ Les mouvements perçus par les passagers sont faibles et ne suscitent pas de frayeur

III-5-5-Architecture général du système de vol automatique « AFS » :

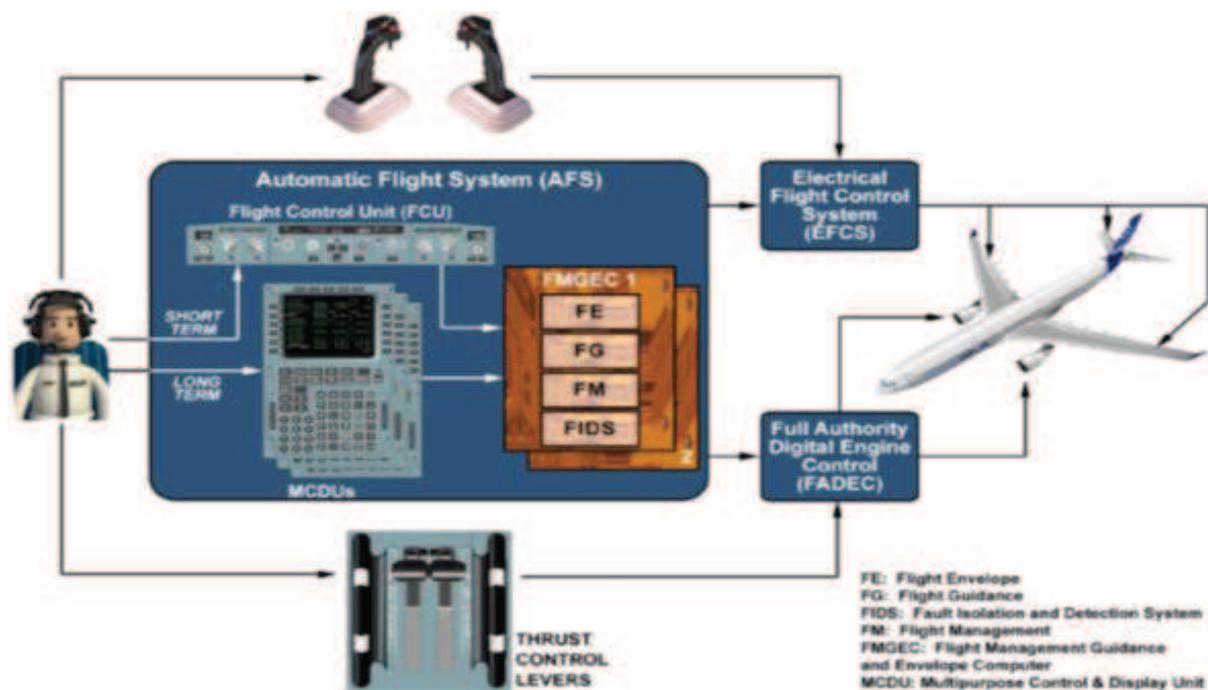


Figure III.17 : Architecture général du système « AFS »

-FMGEC « Flight Management Guidance and Envelope Computer » :

Chaque FMGEC est divisé en quatre (4) parties principales :

- The Flight Management « FM »
- The Flight Guidance « FG »
- The Flight Envelope « FE »
- The Fault Isolation and Detection System « FIDS »

Chaque FMGEC possède ses propres bases de données et chacune comprend deux (2) champs :



- 1^{er} champ, lequel le pilote ne peut pas modifier, il contient des données client sur mesure et des données de navigation standard : aides à la navigation, waypoints, des voies aériennes, les aéroports, les pistes, la politique de carburant, les procédures (SIDs, STARs,...etc)
- 2^{ème} champ, contient les éléments stockés du pilote qui lui permettent la création de 20 waypoints, 10 pistes, 20 aides à la navigation et 5 voies [11]

III-5-5-1-La gestion du vol « FM » :

FM est une partie de FMGEC, elle effectue quatre fonctions principales :

- Navigation
- Planification de vol (latéral et vertical)
- La prévision et l'optimisation des performances en utilisant une base de données de navigation
- Gestion de l'affichage

Les MCDUs sont les principales interfaces entre les pilotes et le FM pour leur permettre de créer ou sélectionner un plan de vol puis le modifier si nécessaire, et de le surveiller en vol. Un plan de vol décrit un vol complet du départ à l'arrivée, y compris les informations latérales extraites de la base de données de navigation et d'information verticale calculée à partir de la base de données de performances. En outre, une fonction fondamentale du FM est de calculer la position de l'aéronef à l'aide de plusieurs capteurs de l'avion

Connaissant la position de l'avion et le plan de vol à suivre, le FM est en mesure de calculer les commandes envoyées au FG pour le contrôle automatique de la trajectoire de l'avion et la poussée du moteur. Outre les MCDUs, les informations FM sont principalement affichées sur les écrans EFIS NDs

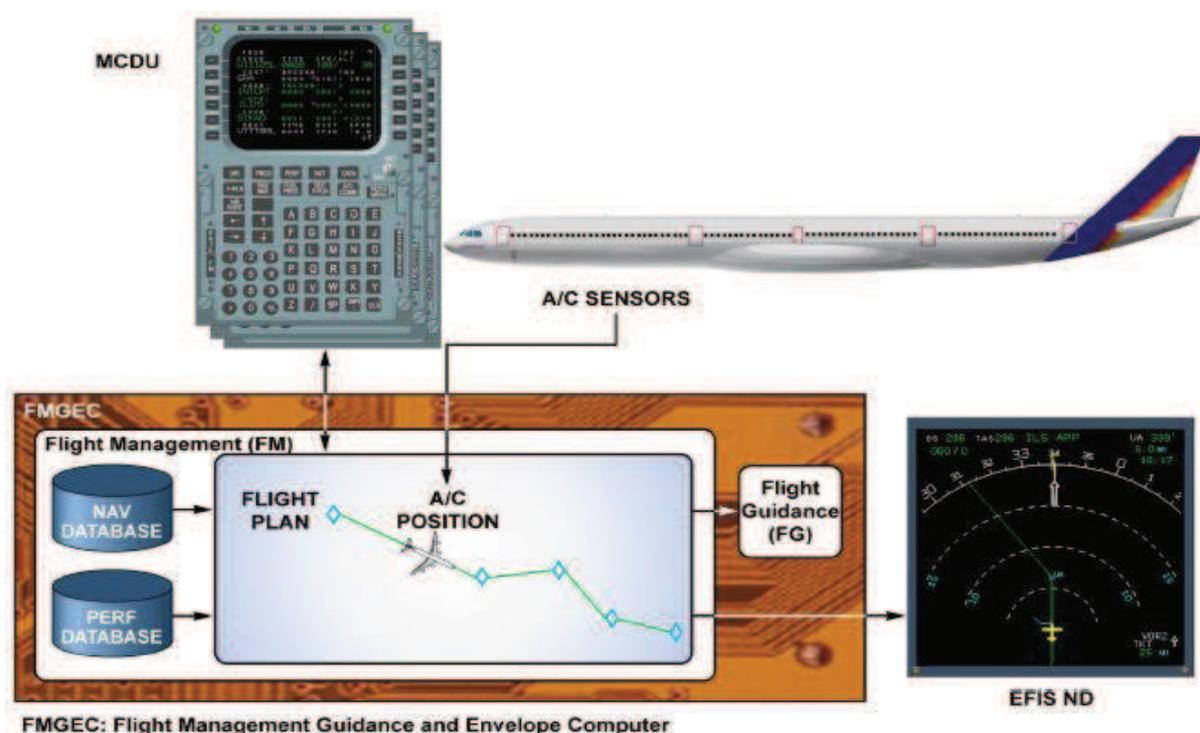


Figure III.18 : Gestion de vol « FM »

III-5-5-2-Le guidage « FG » :

La fonction guidage est assurée par le guidage de vol « FG=Flight Guidance », est une partie de FMGEC qui commande :

- Le directeur de vol « FD=Flight Director »
- Le pilote automatique « AP=AutoPilot »
- L'auto poussée « A/THR=AutoTHRust »

La fonction AP calcule les ordres de guidage utilisé pour le contrôle des détournements de surface de vol automatique. La fonction FD affiche les commandes qui seraient suivi par l'AP si elle était engagée. La fonction A/THR calcule la commande de poussée pour le contrôle automatique du moteur

NOTE :

Dans la fonction A/THR, l'AFS ne gère plus un déplacement de manette des gaz mais une valeur de poussée

Engagement/désengagement des fonctions AP, FD et A/THR sont contrôlables par le FCU. Désengagement des fonctions AP et A/THR peut également être fait à l'aide des mêmes dispositifs que ceux permettent un contrôle manuel des commandes de vol et du moteur. Les informations de FG sont principalement affichées sur les écrans EFIS PFDs

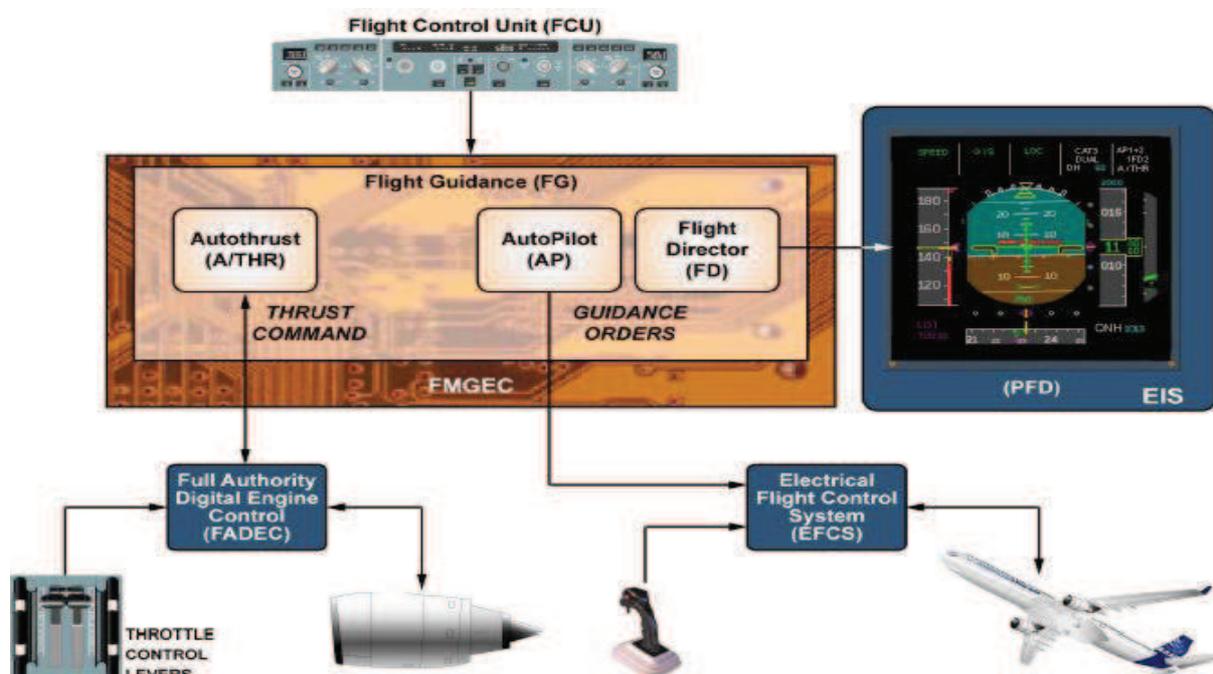


Figure III.19 : Le guidage « FG »

a-Le directeur de vol « FD » :

Le directeur de vol ou le DV indique au pilote au travers d'une symbologie présentée sur l'ADI/PFD, l'inclinaison et l'assiette à adopter pour suivre une trajectoire sélectionnée. Il s'agit d'un système PASSIF car les ordres de pilotage ne sont pas transmis aux gouvernes mais présentés au pilote

Dans le cadre d'un FD à barres de tendance, la référence de travail est la maquette avion, fixe par rapport à l'avion, et non la ligne d'horizon. Le but est d'amener le point de maquette avion à l'intersection des deux (2) barres à l'aide des commandes de l'avion. Les directeurs de vol sont commandés par le bouton FD sur le panneau EFIS. Deux directeurs de vol différents sont affichés en fonction du mode HDG-VS / TRK-FPA sélectionné. Quand FD est sur ON et le pilote automatique sur OFF, les modes de guidage par défaut sont engagés. En vol, les modes par défaut sont HDG et V/S (ou TRK et FPA, selon sélection). Au sol, CLB et NAV sont armés

Le FD ne donne pas d'information de position

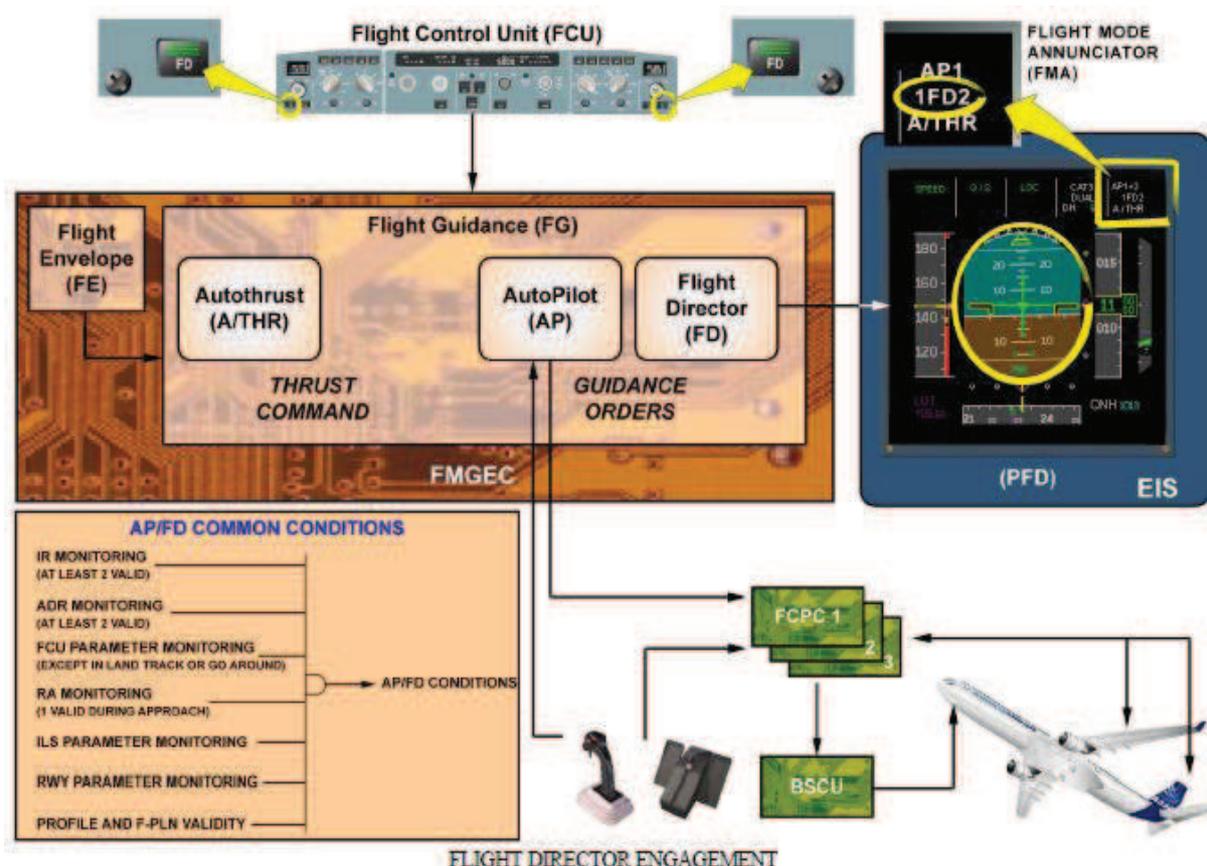


Figure III.20 : Le directeur de vol « FD »

b-Le pilote automatique « AP » :

L'AP agit autour d'un ou plusieurs axes de l'avion, il assure au moins une stabilisation sur les axes contrôlés c'est-à-dire qu'il contrôle la position de l'avion par rapport à son centre de gravité « CDG ». Il peut également souvent assurer un guidage pour contrôler la trajectoire de l'avion ou sa vitesse, c'est un système dit ACTIF car il agit directement sur les commandes de l'avion

L'Airbus a 2 pilotes automatiques identiques. Les pilotes automatiques sont engagés ou désengagés par appui sur les boutons AP1 ou AP2 du FCU. Normalement, un seul pilote automatique ne peut être engagé. La sélection du second pilote automatique désengage le 1er. En phase d'approche, cependant, avec le mode LOC/GS armé ou actif, les deux pilotes automatiques peuvent être engagés simultanément pour une approche ILS et un atterrissage automatique. Le pilote automatique peut être engagé immédiatement après le décollage. Si le directeur de vol était précédemment engagé, le pilote automatique sera engagé dans les modes actifs. Si le directeur de vol est sur OFF, le pilote automatique est alors engagé dans les modes par défaut, HDG/VS en vol.

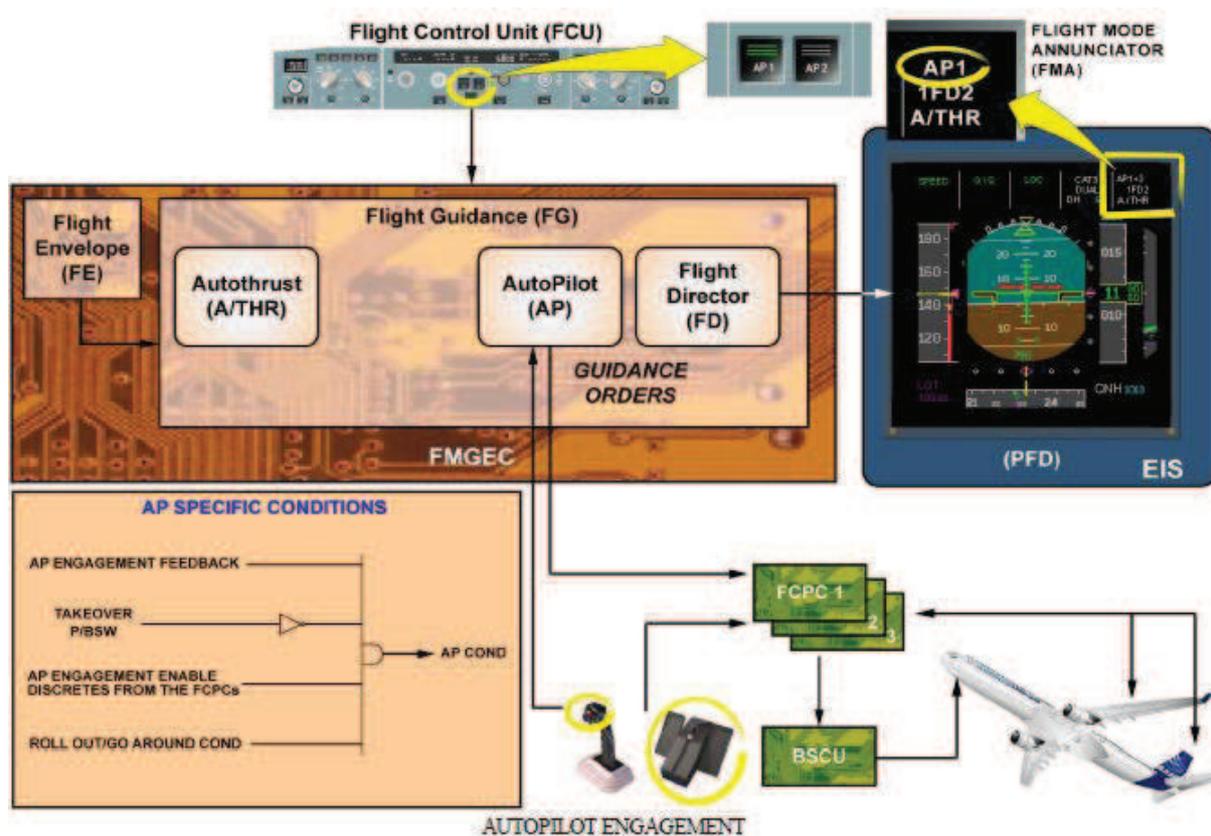


Figure III.21 : L'autopilote « AP »

c-L'auto poussée « A/THR » :

Le système auto poussée « A/THR » Contrôle la poussée des moteurs en accord avec le mode de guidage vertical et la vitesse cible. Les différents modes d'auto poussée incluent:

- Poussée fixe, la poussée reste constante.
- Poussée variable, la poussée est ajustée pour maintenir la vitesse cible.

Le système A/THR peut être dans un des états suivants:

- OFF: la poussée n'est pas contrôlée.
- Armé: La poussée est fixe et correspond à la position des leviers de poussée. A/THR devient actif quand des leviers de poussée sont déplacés dans une zone A/THR active (voir ci dessous).
- Actif: A/THR contrôle automatiquement la poussée. Les modes de poussée changent automatiquement en fonction du mode vertical actif.

-Leviers de poussée :

Les leviers de poussée de l'A330/A340 sont différents de ceux trouvés sur Boeing ou tout autre avion. Les leviers de poussée se déplacent sur des secteurs distincts, ou portes, marquées « MREV », « IDLE », « CL », « FLX/MCT », et « TO-GA ». La puissance de décollage est appliquée en déplaçant les leviers sur « TO-GA » ou « FLX/MCT », qui commandent le système d'auto poussée pour produire la poussée nécessaire au décollage calculée pour les conditions courantes. À l'altitude de réduction de la poussée, les leviers sont positionnés sur « CL », ce qui engage automatiquement le système d'auto poussée. Les leviers sont laissés sur « CL » pendant tout le vol de croisière et modifiés pratiquement juste avant l'atterrissage

Le système d'auto poussée commande la poussée des moteurs correspondant aux modes de poussée et aux limites actives de poussée. Les leviers de poussée ne sont pas pilotés en arrière par le système d'auto poussée, et ne se déplacent pas pendant que la poussée est automatiquement ajustée. À moins que nécessaires, ils sont laissés sur « CL » jusqu'à ce que la voix synthétisée annonce "RETARD" à 20 pieds au-dessus de piste d'atterrissage.

En raison de ceci, la commande de poussée est mise en application différemment par rapport aux autres tableaux de bord de FS. Au lieu d'utiliser des manettes de gaz ou des touches de commande de FS, nous utilisons les touches + et – du pavé numérique pour déplacer les leviers de poussée aux différentes positions. Vous pouvez également utiliser la vue de pédestal et déplacer les leviers avec la souris. La position des leviers de poussée peut être vérifiée en regardant l'annonceur de poussée sur le PFD, sur l'E/WD, ou en regardant le pédestal. La commande manuelle de poussée reste possible, en utilisant une manette de gaz ou les touches de FS. S'assurer que les leviers de poussée sont laissés sur « IDLE », ou « CL » mais l'auto poussée est désengagée. [12]

-L'état de l'A/THR :

Initialement, avec les leviers de poussée sur IDLE (0), A/THR est OFF pendant le décollage, quand les leviers sont placés sur TO-GA ou FLX, A/THR s'arme. Les moteurs fournissent la puissance de décollage calculée. A l'altitude de réduction de la poussée, les leviers sont déplacés sur le secteur CL. La zone entre IDLE et CL est une zone active A/THR. Ce qui veut dire que si A/THR est armé, il passe automatiquement à l'état actif. A/THR commande alors la poussée automatiquement en fonction des besoins. Cependant, les leviers de poussée restent en position CL pour toute la durée du vol. Remettre les leviers sur IDLE (0) désactive le système A/THR. Quand A/THR est armé ou actif, le voyant du bouton A/THR sur le FCU est allumé. Appuyer sur ce bouton permet de désarmer ou désactiver le système A/THR. Appuyer sur ce bouton alors que A/THR est sur OFF active le système si les leviers de poussée sont sur la position CL ou l'arme si les leviers sont en avant de cette position.

-Les modes d'auto manette :

➤ **TOGA :**

L'auto manette donne la poussée maxi pour le décollage. Ce mode est actif quand les leviers de poussée sont en position TO-GA et A/THR sur ON.

➤ **FLX :**

Poussée limitée, utilisée en cas de décollages à puissance réduite. La base de la poussée réduite est calculée par rapport à une température entrée à la page PERF TAKE OFF du MCDU. La poussée réduite est égale à la poussée utilisable à la température donnée. Ce mode est actif quand les leviers de poussée sont mis en position FLX/MCT.

➤ **CLB :**

Poussée équivalente à la poussée de montée en fonction des conditions ambiantes courantes. Ce mode n'est possible qu'avec A/THR actif, et est automatiquement utilisé durant les montées avec la vitesse air contrôlée.

➤ **IDLE :**

L'auto manette commande la poussée sur IDLE. Ce mode n'est possible qu'avec A/THR actif, et est automatiquement utilisé durant les descentes.

➤ **SPEED :**

L'auto manette commande la poussée de façon à maintenir une vitesse air cible. Ce mode n'est possible qu'avec A/THR actif, et est automatiquement utilisé durant les vols en palier, vol avec VS ou FPA sélectionnés, ou quand l'avion doit suivre un plan vertical spécifié.

➤ **MACH :**

Ce mode est identique au mode SPEED mais est utilisé quand la cible est un nombre de Mach. Le mode SPEED transitionne automatiquement vers le mode MACH à une altitude prédéfinie et inversement.

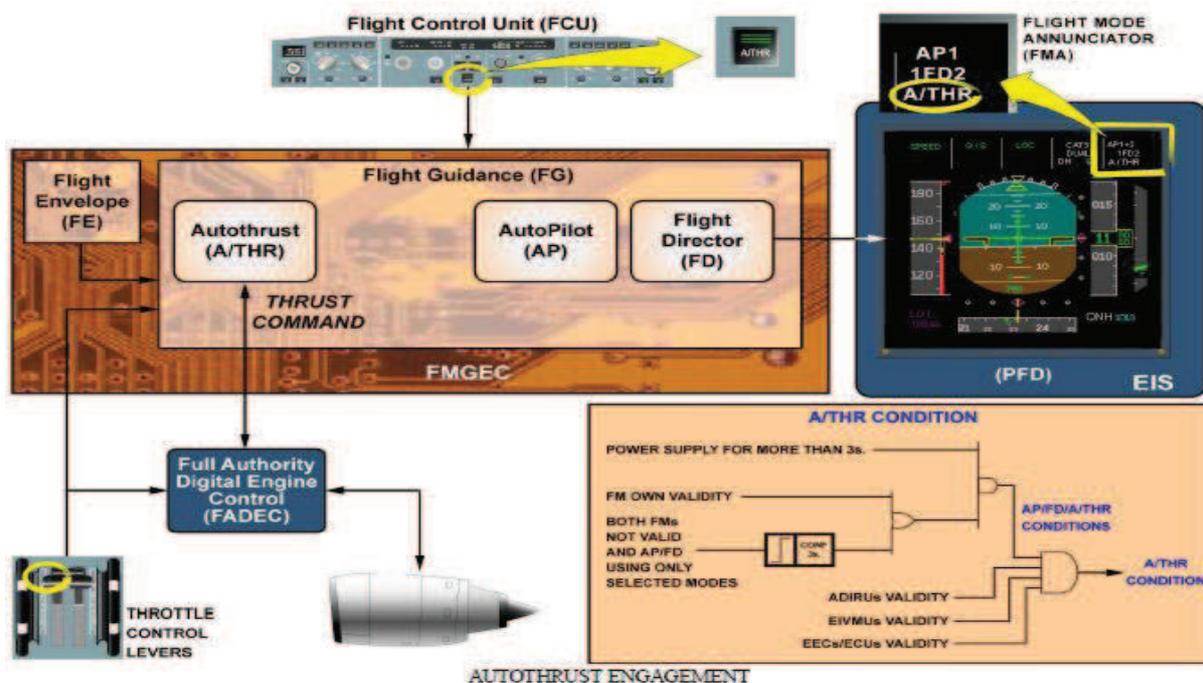


Figure III.22 : L’auto poussée « A/THR »

III-5-5-3-L'enveloppe de vol « FE » :

L'enveloppe de vol « FE=Flight Envelope » est une partie de l'FMGEC, exécute les fonctions suivantes :

- L'acquisition et le suivi des paramètres utilisés par les parties FE et FG
- Le calcul de l'enveloppe de vitesse
- Le calcul de poids secours et de CG « Centre de Gravité »
- Détection du vent de cisaillement

Les informations de FE sont principalement affichées sur les écrans EFIS PFDs

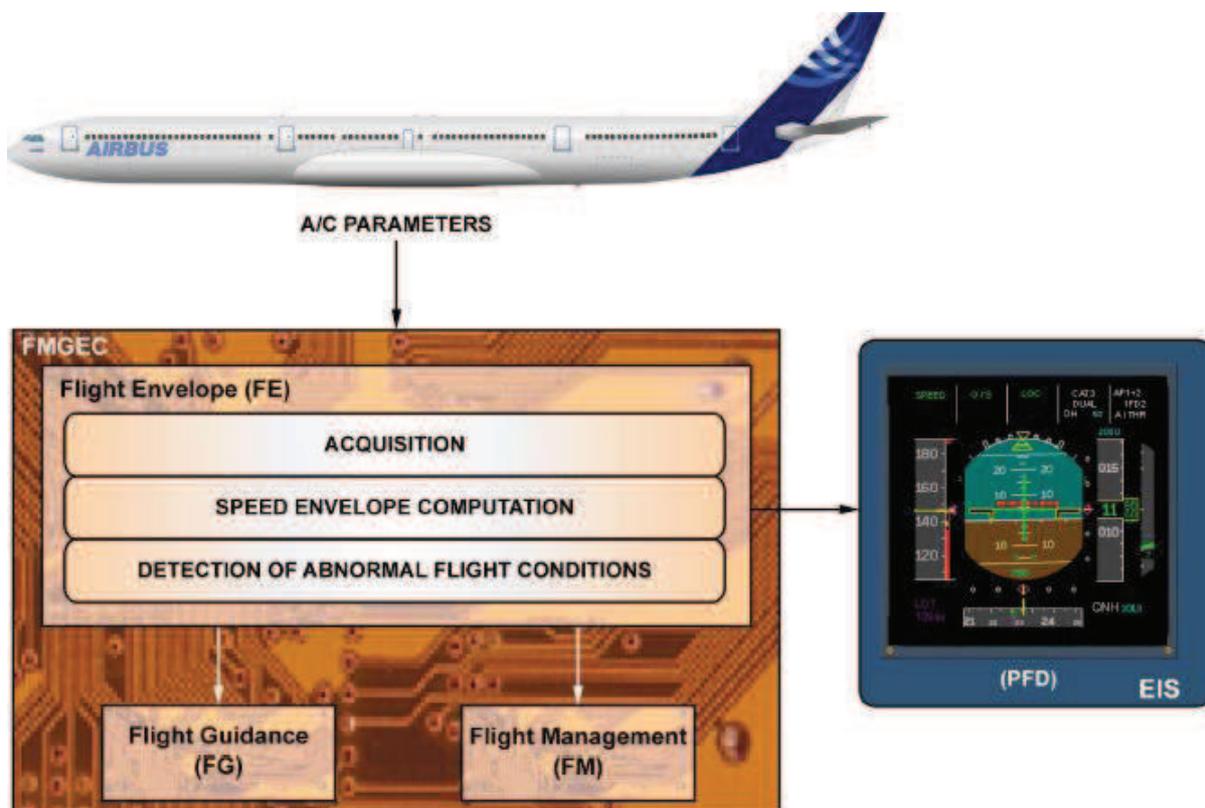


Figure III.23 : L'enveloppe de vol « FE »

a-Acquisition et suivi :

La fonction de l'enveloppe de vol « FE » permet l'acquisition et le suivi des différents paramètres de l'avion utilisé par les fonctions FE, FG et FM, sauf ceux spécifique à la FM. Dialogue entre les trois parties fonctionnelles s'effectue via deux mémoires communes, l'une entre FE et FG, et une autre entre le FG et le FM

b-Calcul de l'enveloppe de vitesse :

La fonction de FE est de calculer l'enveloppe de vitesse composée des vitesses caractéristiques, celles-ci étant les vitesses de manœuvre et les limites de vitesse. Ces vitesses sont utilisées soit par l'équipage ou par l'automatisation de guidage de vol pour voler en toute sécurité dans l'enveloppe de vitesse.

Notez que la plupart de ces vitesses sont obtenues à partir de VS (vitesse de décrochage) délivré par les FCPCs (Flight Control Primary Computers). Les vitesses sont affichées sur l'échelle de vitesse sur les écrans EFIS PFDs

c-Calcul de poids secours et de CG :

Le poids brut de l'avion et du CG sont calculées en parallèle par « FCMCs=Fuel control and Monitoring Computers » et la fonction de FE lui-même. La fonction de FE assure la sélection de ces données, qui sont ensuite utilisées par FE, FG, FM et les commandes de vol. Si au moins un FCMC est valide, la fonction de FE utilise le poids brut avion et le CG de la FCMC. Si les deux FCMCs sont perdus, la fonction de FE sélectionne ses propres calculs

d-Détection du vent de cisaillement :

La fonction FE détecte la présence de plusieurs conditions de vol anormales, elle calcule un signal pour fournir un avertissement du vent de cisaillement visuel sur les écrans PFDs et un avertissement audio à travers les haut-parleurs. Notez qu'il n'a aucune autorité sur la poussée automatique et n'est active que si les becs et les volets sont sortis.

III-5-5-4-FIDS :

Le système d'isolation et détection des pannes est installé dans le FMGEC1. Le système réalise les fonctions suivantes:

- la détection et la mémorisation de toutes les défaillances internes et externes
- Initiation des essais

Le FIDS sert du système BITE (Maintenance Concentration de données). Il est relié au BITE des différents ordinateurs AFS (FM, FG, FE, FCU, MCDU) et liée à la CMS « Central Maintenance System ». Affichage et interrogation de la fonction FIDS sont effectués en sélectionnant la touche appropriée sur la page MCDU

III-6-L'interface « FCU » :

Le FCU est situé au centre de la partie supérieure du tableau de bord principal, il est utilisé pour sélectionner les paramètres de vol ou de modifier ceux qui sont sélectionnés dans le MCDU. Mode de guidage différent peut être sélectionné pour modifier les différents objectifs (vitesse, cap, la route, l'altitude, l'angle de la trajectoire de vol, la vitesse verticale). Le pilote automatique est commandé à partir de l'unité de contrôle de vol « FCU ». Le FCU a quatre (4) sélecteurs :

- Sélecteur de la vitesse vertical (SPD/MACH)
- Sélecteur de l'altitude (ALT)
- Sélecteur de cap (HDG/TRK)
- Sélecteur de la vitesse air (V/S, FPA)

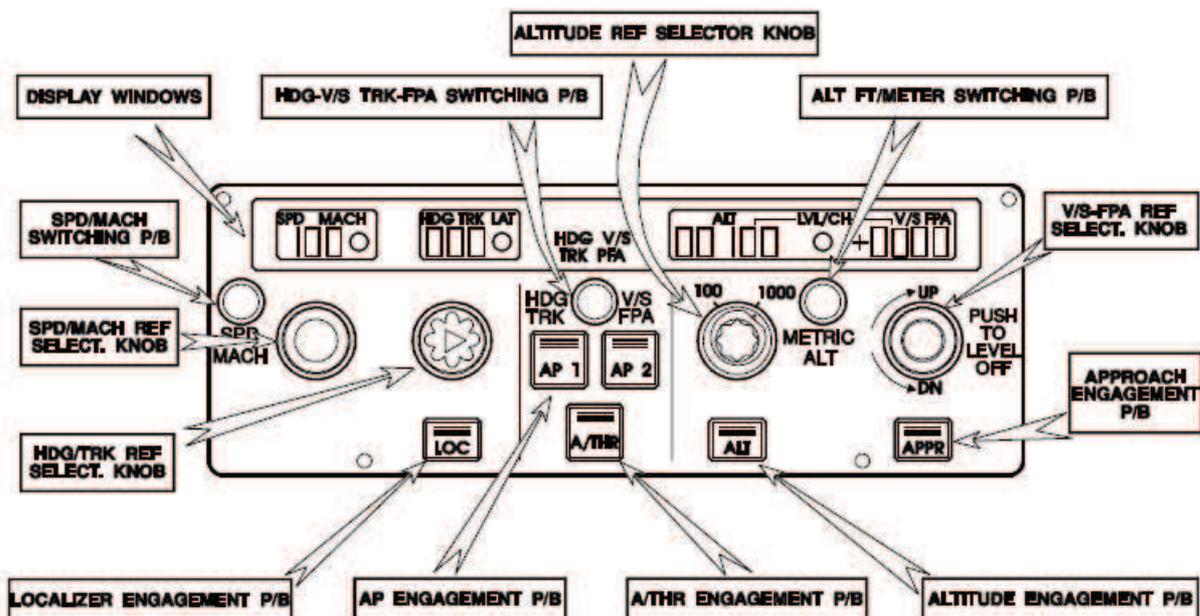


Figure III.24 : Le FCU

a-Le sélecteur de la vitesse « SPD/MACH » :

Gamme d'affichage : entre 100 et 399 Nœuds pour la vitesse, et entre 0.10 et 0.99 pour le nombre de MACH

Le pilote utilise la vitesse imposée pour régler manuellement la vitesse désirée. La vitesse cible est affichée au FCU dans la fenêtre SPD/MACH, et est réglée avec le bouton sélecteur SPD. Indépendamment de la vitesse sélectionnée, l'auto manette n'enfreindra pas les vitesses limites mini ou maxi de l'avion pour la configuration courante. La vitesse imposée est activée en tirant sur le bouton sélecteur SPD. Cette action active la fenêtre SPD/MACH à la vitesse air (ou mach). Le bouton sélecteur peut être tourné pour sélectionner la vitesse cible désirée. Le bouton SPD/MACH bascule l'affichage entre les modes vitesse air et mach. En mode mach, la fenêtre du FCU affiche le nombre de mach. Le mode courant bascule automatiquement du mode vitesse air au mode mach à une altitude prédéterminée et inversement.

b-Sélecteur de l'altitude « ALT » : (Intérieur et extérieur)

Gamme d'affichage : 100 à 49000 pieds

-Le bouton extérieur a deux (2) positions : 100 et 1000

-Le bouton intérieur fixe l'altitude dans les fenêtres de l'FCU par tranches de 100 ou 1000 pieds en fonction de la position du bouton extérieur

Le pilote utilise ce bouton-poussoir pour commander un niveau d'arrêt immédiat

-Si l'avion est déjà à l'altitude spécifiée, le pilote automatique engage un verrouillage de l'altitude

-Si l'avion n'est pas à l'altitude spécifiée, l'appareil va monter ou descendre vers cette altitude avec un taux de montée ou de descente indiquée par le sélecteur de vitesse verticale

c-Sélecteur de cap « HDG/TRK » :

Gamme d'affichage : entre 0° et 359°

Une rotation de la molette correspond à 30° (1° par clic)

- Si on était auparavant en mode ALT au pilote automatique, alors on n'a pas à enclencher de nouveau le PA

-Si on désengage le PA, alors le mode HDG sera aussi désengagé

-Si on désengage HDG, le PA reste actif car il peut y avoir d'autres fonctions du PA qui sont engagées

-Bouton-poussoir LOC :

Le mode LOC est utilisé durant les approches pour suivre le signal émis par le localiser. Il est armé en pressant le bouton LOC. L'appui sur le bouton APPR arme simultanément les modes LOC et G/S pour une approche ILS. Le mode LOC ne peut être armé que si une fréquence ILS est réglée. Il ne peut pas être utilisé pour suivre une radiale VOR. Les modes armés apparaissent en bleu en dessous des modes actifs sur le FMA. Pour désarmer le mode LOC, appuyer sur le bouton LOC allumé.

Le mode LOC armé devient actif à la réception du signal du localiser.

d-Sélecteur de la vitesse vertical « V/S, FPA) :

Gamme (V/S) : -6000 à +6000 pieds/minute

2 clics= 100 pieds/minute

Si le pilote tourne le bouton lentement, chaque clic équivaut à 100 pieds/minute

Le mode V/S contrôle la vitesse verticale sélectionnée dans la fenêtre V/S.

L'automanette maintient la vitesse cible en utilisant les modes SPEED ou MACH.

La fenêtre V/S est en pointillés sauf si les modes V/S ou FPA mode sont engagés.

Le mode V/S peut être engagé de deux manières. Tirer le bouton sélecteur V/S engage le mode V/S et ouvre la fenêtre correspondant à la vitesse verticale courante. Pousser ce bouton engage le mode V/S et ouvre la fenêtre avec une vitesse verticale zéro. Il en résultera un vol en pallier.

La vitesse verticale peut être changée en tournant le bouton sélecteur.

Gamme (FPA) : -9.9° à +9.9°

1 clic= 0.1°

Le mode FPA mode (Flight Path Angle) est utilisé à la place du mode V/S si TRK-FPA est sélectionnée avec le bouton sélecteur HDG-VS / TRK-FPA. Son fonctionnement est identique, sauf qu'il maintient l'angle de vol sélectionné, affiché en degrés dans la fenêtre V/S.

-Bouton-poussoir AP1 et AP2 :

Le pilote utilise ces boutons-poussoirs pour engager ou désengager le pilote automatique. Les boutons s'allument en vert lorsque le pilote automatique est s'engager

-Utilisation de couleurs

Différentes couleurs sont utilisées pour simplifier la lecture de l’affichage. Ces couleurs sont :

- **Blanc** pour l’affichage des titres, labels de champs de données, prompts de sélection de page et messages. Les données concernant les points de cheminement et de destination sont également en blanc.
- **Bleu** indique les données pouvant être modifiées par le pilote. Le plan de vol alternatif est aussi affiché en bleu.
- **Orange** indique les champs d'entrée obligatoires, et les prompts qui requièrent la confirmation du pilote.
- **Vert** est utilisé pour afficher les données ne pouvant pas être modifiées par le pilote. Les points de cheminement du plan de vol sauf le point de cheminement actif “TO” sont aussi affichés en vert.
- **Jaune** est utilisé pour afficher un plan de vol temporaire.

-Le Clavier :

Le clavier contient des touches alphanumériques pour l’entrée des données et des touches spéciales. Les touches de sélection de page dans la partie supérieure appellent les pages correspondantes du MCDU. La touche efface les entrées au scratchpad, un caractère à la fois. Si le scratchpad est vide, l’appui sur CLR affichera CLR dans le scratchpad; Ceci est utilisé pour effacer ou restaurer les données par défaut des champs pouvant être effacés. La touche OVFY est utilisée pour marquer un point de cheminement dans un plan de vol comme point à survoler. Le slash (‘/’) est utilisé pour séparer des parties d’entrées pour les champs permettant deux entrées (par exemple, vitesse et altitude pour une contrainte associée à un point de cheminement). Pour faciliter les entrées au MCDU il est possible d’utiliser le clavier du PC. La méthode d’entrée est définie dans l’utilitaire de configuration du tableau de bord (Panel Configuration Utility).

***Principes généraux :**

-Plans de vol :

Les plans de vol représentent la route entre les aéroports d’origine et de destination, et consistent en une succession de points de cheminement. Un plan de vol peut être entré manuellement à la page F-PLN. Les plans de vol peuvent être sauvegardés tel un fichier et chargés ultérieurement. Entrer un nom d’itinéraire à la page INIT permet de charger automatiquement un plan de vol, si un tel fichier existe. Un plan de vol latéral peut inclure les éléments qui suivent:

- Piste de décollage

- Départ standard aux instruments (SID)
- Points de cheminement de route et couloirs aériens
- Route terminale d'arrivée standard (STAR)
- Approche et piste d'atterrissage
- Plan de vol alternatif

Un aéroport de déroutement et un plan de vol alternatif peuvent être spécifiés. Si un déroutement est souhaité, la destination alternative peut être activée en n'importe quel point, et le plan de vol alternatif inséré à l'intérieur du plan de vol actif au départ d'un point de cheminement choisi

-Plan de vol vertical :

Le plan de vol vertical est créé automatiquement par le FMS base sur les niveaux de vol de croisière, données de performances entrées, et toutes les contraintes de vitesse et d'altitude associées aux points de cheminement. Le plan de vol vertical est calculé pour fournir le meilleur profil d'altitude et de vitesse pour le vol. Quand un plan de vol vertical est calculé, le FMS est capable de prévoir l'altitude, la vitesse, le temps de vol, le carburant pour chaque point de cheminement et pour la destination. Chaque point de cheminement peut contenir une contrainte de vitesse et d'altitude. De telles contraintes requièrent que le point de cheminement soit passé à, au dessus de, en dessous d'une altitude spécifique, et d'une vitesse donnée. Les limitations de vitesse donnent la vitesse limite maximale en dessous d'une altitude spécifique. Des vitesses limites peuvent exister pour les aéroports d'origine et de destination.

Le mode vertical calculé donne la montée optimale, si possible, de façon à voler au niveau de croisière le plus longtemps possible, et le plan de descente cible utilisant le moins de poussée. Après que le plan de vol vertical ait été calculé, le FMS insère automatiquement des faux points de cheminement dans le plan de vol représentant les points auxquels la vitesse devra changer. Les faux points de cheminement peuvent changer ou disparaître si le plan de vol est recalculé, suite à un changement de mode de guidage ou de performances. [12]

III-8-Le FADEC :

FADEC également appelée unité de contrôle du moteur (ECU pour les moteurs GE) ou Electronic Engine Controller (EEC pour PW et moteurs RR) est un système de commande numérique entièrement redondante qui assure la gestion complète du moteur. Données d'aéronefs utilisés pour la gestion du moteur est transmise à la FADEC par l'unité d'interface moteur (EIU).

Chaque moteur est équipé d'un FADEC en charge les fonctions suivantes:

- Le contrôle du générateur de gaz
- Protection de la limite du moteur
- Moteur de démarrage automatique

- Manuel de démarrage du moteur
- Gestion de l'alimentation
- Les données du moteur pour le poste de pilotage
- Des paramètres de condition de moteur
- Le contrôle de l'inverseur et la rétroaction
- Calcul utilisée de carburant
- Commande de recirculation de carburant (moteurs RR)
- FADEC refroidissement (moteurs RR)



Le pilote automatique commande la poussée manuellement en agissant sur les manettes des gaz. La position des manettes des gaz est traduite en signaux électrique transmis aux FADEC/EEC. Le FADEC/EEC est un calculateur situé dans la nacelle moteur dont le but est d'assurer un pilotage global du moteur. Pour des raisons de fiabilités il comporte généralement deux (2) canaux redondants :

- Il définit un N_1 maximal en fonction des conditions du jour (température, pression,...) correspondant à la butée avant manettes, il assure aussi une protection des limitations du moteur
- Il traduit la position manette en une cible de N_1 à atteindre : Gestion de la poussée
- Il est capable de réaliser une mise en route totalement automatique et d'effectuer les actions correctives si nécessaire (coupure de l'alimentation carburant et de l'allumage ...)
- Il calcule des poussées limites pour l'auto manette ou l'auto poussée pour chaque phase de vol en collaboration avec le FMS [14]

III-8-1-L'architecture du FADEC :

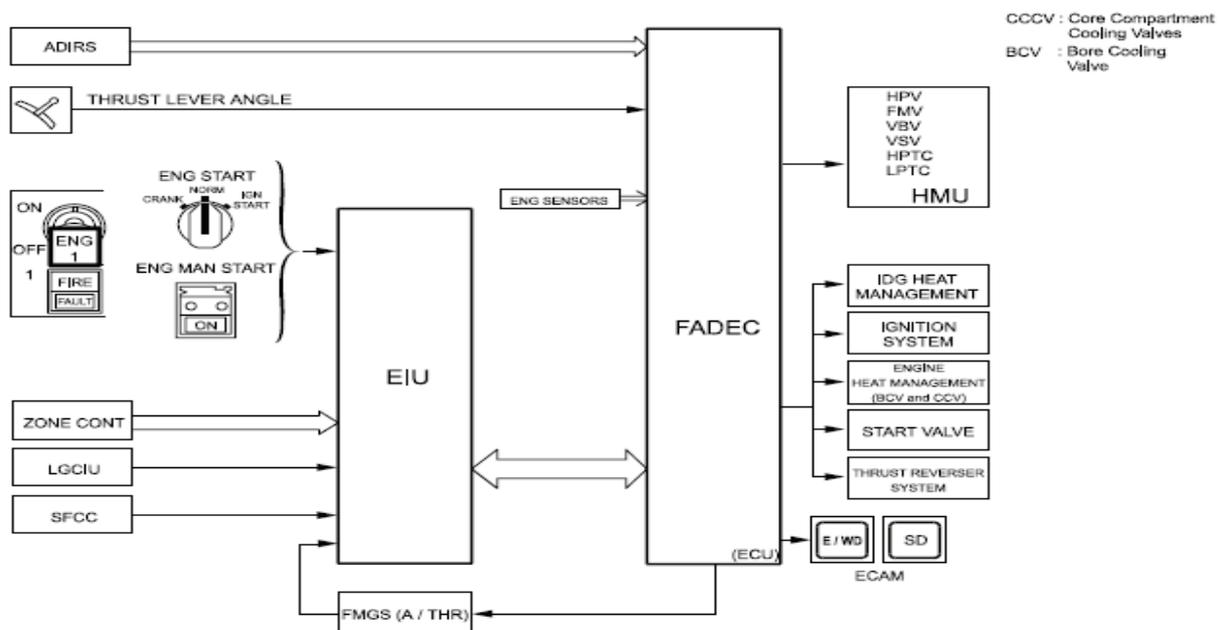


Figure III.25 : Architecture du FADEC

III-9-Afficheurs des paramètres de vol « PFD » :

Le PFD est un écran d'affichage, il fournit des informations sur :

- Commandes d'attitude et de guidage
- Vitesse air
- Altitude barométrique et radio et vitesse verticale
- cap et route
- Annonces du mode de vol
- Déviations verticales et latérales

Le PFD est divisé en plusieurs sections:

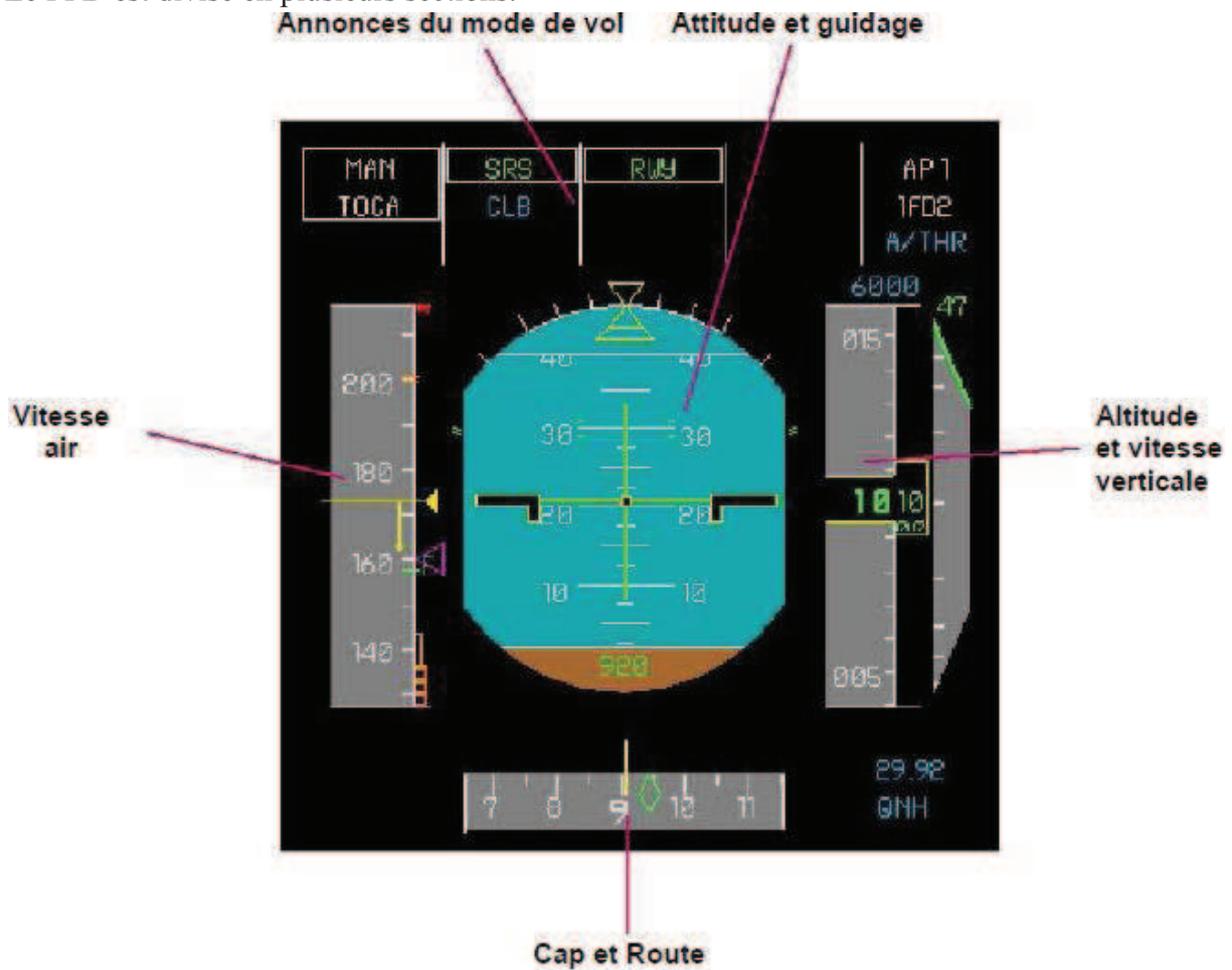


Figure III.26 : Le PFD

III-9-1-Annonces du mode de vol « FMA » :

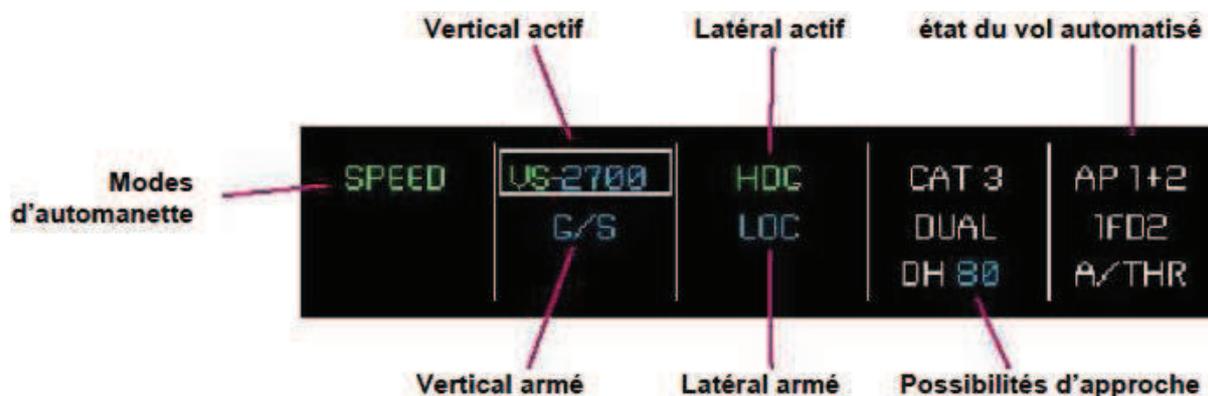


Figure III.27 : Le FMA

L'annonceur de mode de vol « FMA=Flight Mode Annunciator » donne des indications sur l'état actuel des opérations du FMS. Le FMA est divisé en 5 colonnes qui indiquent:

- Modes de poussée
- Modes d'attitude actifs et armés
- Modes de virage actifs et armés
- Possibilités d'approche
- L'état du pilote automatique, du directeur de vol et de l'auto poussée

Les modes verticaux et latéraux actifs sont normalement affichés en **vert**, les modes armés sont affichés en **bleu**. Quand un mode est remplacé par un autre, son indication est entourée d'un cadre blanc pendant plusieurs secondes. Quand les modes d'atterrissage automatique LAND, FLARE ou ROLLOUT sont actifs, le nom du mode est écrit entre les colonnes des modes verticaux et latéraux.

Les possibilités d'approche sont affichées seulement quand les modes LOC et G/S sont armés ou actifs. Cette colonne affiche aussi la hauteur de décision (DH) ou l'altitude minimum de descente (MDA), si elle a été entrée au MCDU.

La colonne d'état de vol automatisé inclut une information sur les pilotes automatiques actifs, directeurs de vol actifs, et état de l'auto manette. A/THR est affiché en **bleu** quand l'auto manette est armée, en blanc quand elle est active, effacée si l'auto manette est sur OFF.

III-9-2-Attitude et guidage :

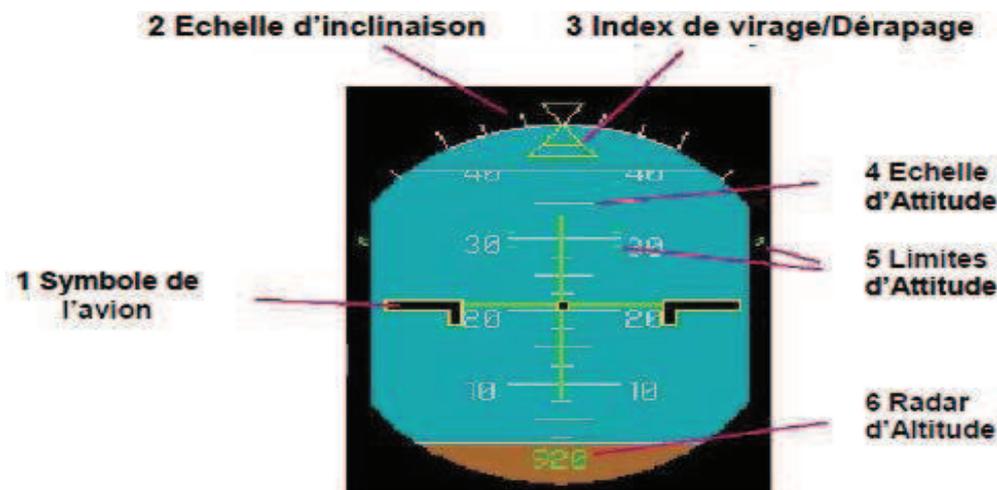


Figure III.28 : Affichage d'attitude et guidage

1- Symbole de l'avion :

Le symbole fixe de l'avion indique la position de l'avion par rapport à l'horizon.

2- Echelle d'inclinaison :

L'échelle est graduée à 0, 10, 20, 30 et 45 degrés.

3- Index de virage / dérapage :

La partie supérieure de l'index indique le taux de virage courant. La partie inférieure se déplace au-dessous et le taux de dérapage latéral

4- Echelle d'attitude :

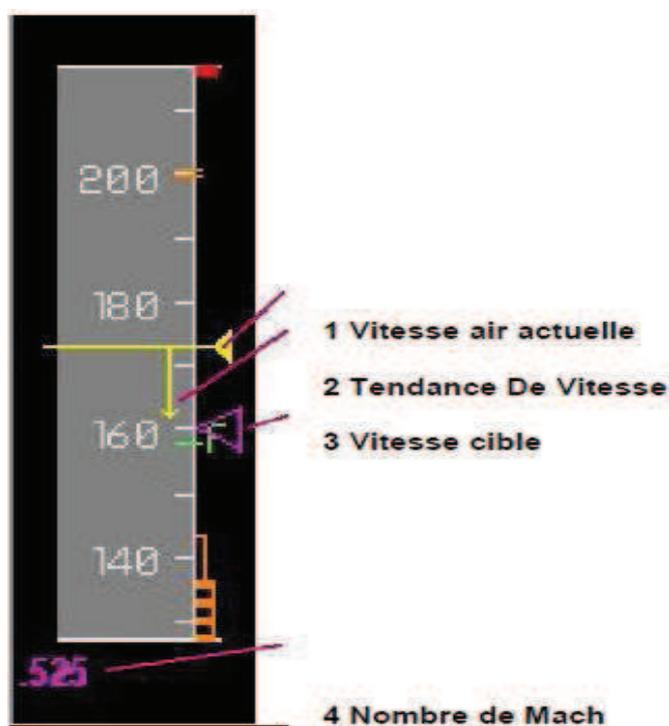
Graduée tous les 2.5 degrés, indique l'attitude courante de l'avion.

5 Limites d'attitude :

Les symboles « = » verts sont affichés à $\pm 67^\circ$ sur l'échelle d'inclinaison, à 15° au piqué et à 30° à cabrer sur l'échelle d'attitude. Ils représentent les limites d'attitude et de virage.

6 -Radar d'Altitude

Le radar d'altitude s'affiche en dessous de 2500 pieds AGL. Aux basses altitudes, la ligne blanche qui sépare l'échelle d'attitude et la partie inférieure, se relève tandis que l'avion s'approche du sol, couvrant ainsi l'échelle d'attitude, pour enfin rencontrer la ligne d'horizon à l'atterrissage. L'affichage du radar d'altitude vire au jaune en dessous de DH (altitude de décision), si celle-ci a été réglée.

III-9-3-Vitesse air :**Figure III.29 : Affichage vitesse air****1- Vitesse air actuelle :**

Indiqué par une ligne jaune en référence à la bande de vitesse se déplaçant derrière la ligne. Si la vitesse air est en dessous de 30 nœuds, l'échelle est fixe à 30 nœuds.

2 -Tendance de vitesse :

Une flèche s'étendant de la ligne réelle de vitesse air indique l'accélération de l'avion et montre la vitesse ce qui sera atteinte en 10 secondes si l'accélération courante demeure constante.

3- Vitesse cible :

Donne la vitesse cible active du FMS. Si la cible est extérieure à l'échelle affichée, le triangle est remplacé par un afficheur numérique au-dessus ou au-dessous de l'échelle. Le triangle ou les afficheurs sont magenta si la vitesse cible est contrôlée automatiquement et calculée par le FMS selon le plan de vol ou l'étape active de vol, et sont cyan si la vitesse cible est choisie manuellement sur le FCU.

4 -Nombre de Mach :

Apparaît si le nombre de mach courant est plus élevé que 0,5.

III-9-4-Altitude et vitesse verticale :

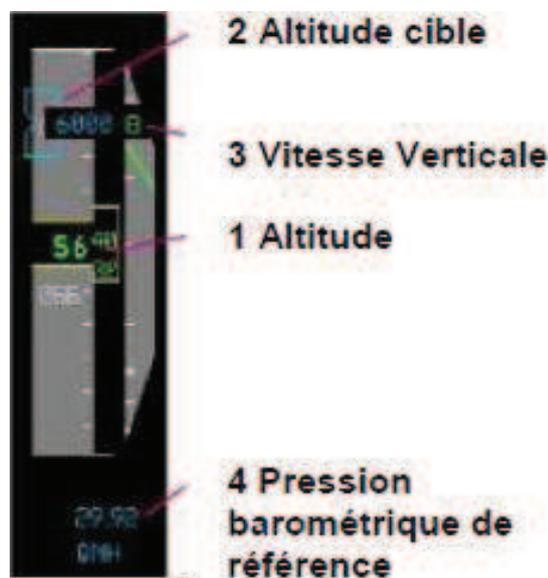


Figure III.30 : Affichage d'altitude et vitesse verticale

1 -Altitude :

Montre l'altitude barométrique courante de l'avion. Si l'altitude est négative, le drapeau blanc "NEG" apparaît près de la fenêtre de l'afficheur. La fenêtre clignote jaune quand l'avion approche de l'altitude cible, et ambre quand il s'éloigne de la cible. L'afficheur vire ambre si l'avion descend au-dessous de MDA (si définie).

2- Altitude cible :

Indique l'altitude choisie sur le FCU. Si la cible est en dehors de la plage visible, elle est affichée sous la forme numérique au-dessus ou au-dessous de la plage de vitesse. En mode de guidage vertical contrôlé (CLB or DES) si le plan de vol contient une contrainte d'altitude ce qui est plus restrictive que celle choisie sur le FCU, l'altitude cible est alors affichée en magenta.

3- Vitesse Verticale :

La plage VS est marquée à 500, 1000, 1500 et 2000 fpm. L'afficheur Digital apparaît et se déplace ainsi que l'aiguille à plus de ± 200 fpm. L'afficheur vire l'ambre pour des taux de montée ou de descente excessifs.

4- Pression Barométrique de référence :

STD ou QNH, calages altimétriques dans les unités choisies, comme sélectionné sur le panneau de commande EFIS. Si la référence est STD et l'avion est au-dessous de l'altitude de transition, ou si la référence est QNH et l'avion est au-dessus du niveau de transition, la pression barométrique sera indiquée par une boîte jaune clignotante.

III-9-5-Cap et route :

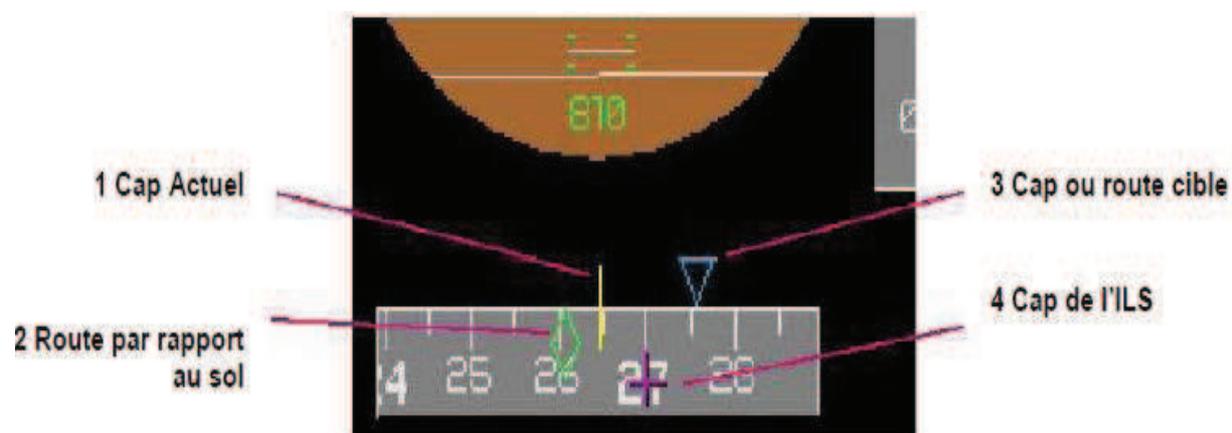


Figure III.31 : Affichage de cap et route

1- Cap actuel :

Affiche le cap courant de l'avion sur l'échelle mobile des caps. Les symboles figurant sur l'échelle sont répétés sur la ligne d'horizon de l'indicateur d'attitude.

2 -Route par rapport au sol :

Le diamant vert indique la route courante par rapport au sol, qui peut être différente du cap de l'avion en cas de vent latéral.

3- Cap ou route cible :

Le triangle bleu indique le cap ou la route choisie dans la fenêtre de cap du FCU. Si l'indicateur est en dehors de la plage visible, il est remplacé par un afficheur numérique situé à côté de l'échelle de cap la plus proche du cap cible. Si l'avion est en mode latéral contrôlé (NAV) suivant un plan de vol, l'indicateur de cap cible est effacé.

4-cap de l'ILS

La croix magenta sur l'échelle de caps indique le cap de l'ILS de la piste choisie, ou le cap manuellement entré à la page RAD NAV du MCDU. Si l'indicateur est à l'extérieur de la plage visible, il est remplacé par un afficheur numérique situé à côté de l'échelle de cap la plus proche du cap de l'ILS

IV. ETUDE THEORIQUE DU PILOTE AUTOMATIQUE "MAINTIEN DE VITESSE ET D'ALTITUDE"

IV-1-Introduction :

Le pilote automatique longitudinal peut être conçu pour contrôler et / ou de maintenir un ou plusieurs des paramètres suivants :

- Le maintien d'attitude de tangage
- Le maintien d'altitude
- Le maintien de vitesse / nombre de MACH
- Le maintien de G/S

Dans notre étude on s'intéresse aux : « Maintien d'Altitude et de Vitesse »

IV-2-Etude du système de maintien d'altitude :

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 [15]

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 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.

IV-2-2-Diagramme fonctionnel du système de maintien d'altitude :

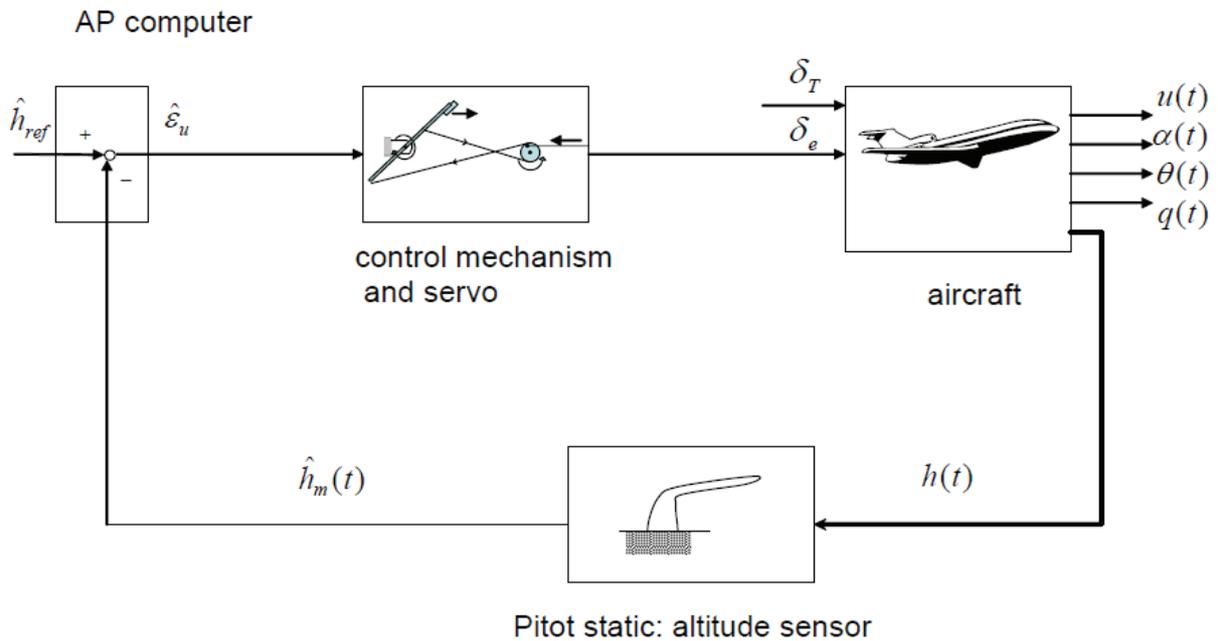


Figure IV.32 : Diagramme fonctionnel du système de maintien d'altitude

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 [5], [17]

-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 $\epsilon = E - S$ (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.

ETUDE THEORIQUE DU PILOTE AUTOMATIQUE
« MAINTIEN DE VITESSE ET D'ALTITUDE »

-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. [16]

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

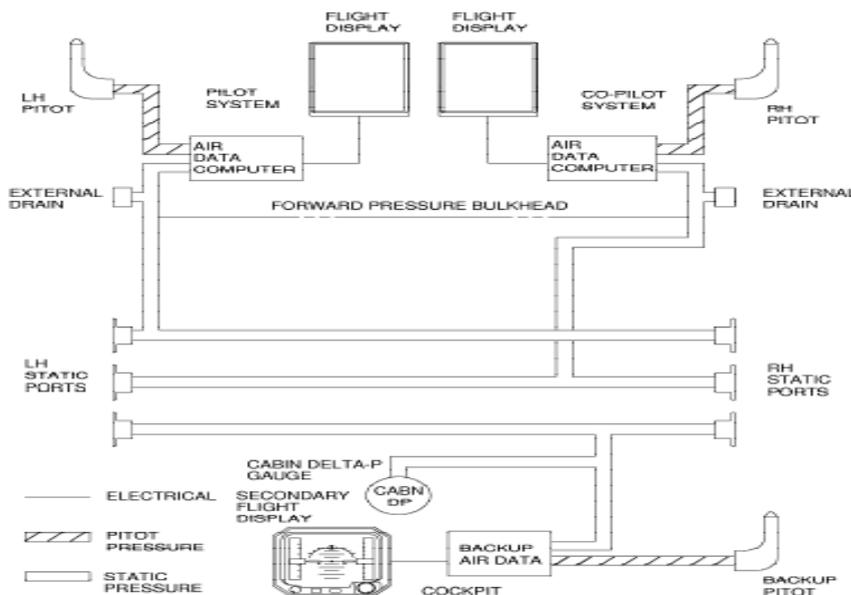


Figure IV.33 : Le schéma du système de Pitot-statique

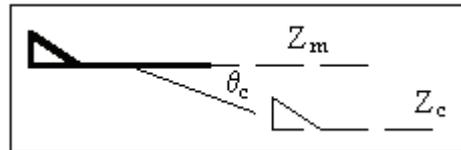
ETUDE THEORIQUE DU PILOTE AUTOMATIQUE
« MAINTIEN DE VITESSE ET D'ALTITUDE »

IV-2-3-La loi de pilotage :

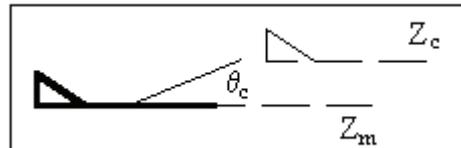
L'avion étant équipé d'une tenue d'assiette, le pilote automatique doit pour réaliser la fonction tenue d'altitude élaborer une assiette consigne (qui imposera le braquage de la gouverne de profondeur) et amener l'altitude réelle de l'avion (altitude mesurée) à la valeur de l'altitude consigne imposée par le pilote.

Si un écart existe entre l'altitude consigne Z_c et l'altitude mesurée Z_m le pilote automatique doit imposer une assiette consigne tendant à annuler cet écart.

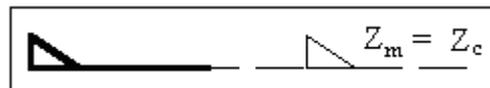
- Si $Z_m > Z_c$, il faut imposer à l'avion une assiette inférieure pour descendre, donc puisqu'il s'agit sur le modèle de variations autour des valeurs d'équilibre, il faut prendre une assiette consigne $\Theta_c < 0$



- De même, si $Z_m < Z_c$, il faut imposer une assiette consigne $\Theta_c > 0$



- Enfin si $Z_m = Z_c$, il faut imposer une assiette consigne $\Theta_c = 0$



Dans le raisonnement qui précède, il faut bien noter que ce sont les variations des paramètres qui sont concernées et non les paramètres eux-mêmes. Il est en effet important de ne pas oublier que l'assiette "réelle" de l'avion ne renseigne pas directement sur le fait que l'avion monte ou descend (en très courte finale, juste avant le toucher des roues, un avion a une assiette positive puisqu'il a "le nez haut" et il est en descente)

De la même façon que pour la tenue d'assiette, on choisit une loi de pilotage proportionnelle à l'écart de la forme : $\Theta_c = K_z (Z_c - Z_m)$

Le gain K_z permet d'assurer s'il y a lieu la stabilité du système et de régler les performances du mode. Pour répondre au critère de signe liant Θ_c , Z_m et Z_c il faut prendre : $K_z > 0$

ETUDE THEORIQUE DU PILOTE AUTOMATIQUE
 « MAINTIEN DE VITESSE ET D'ALTITUDE »

IV-2-4-Le système du contrôle de l'altitude :

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

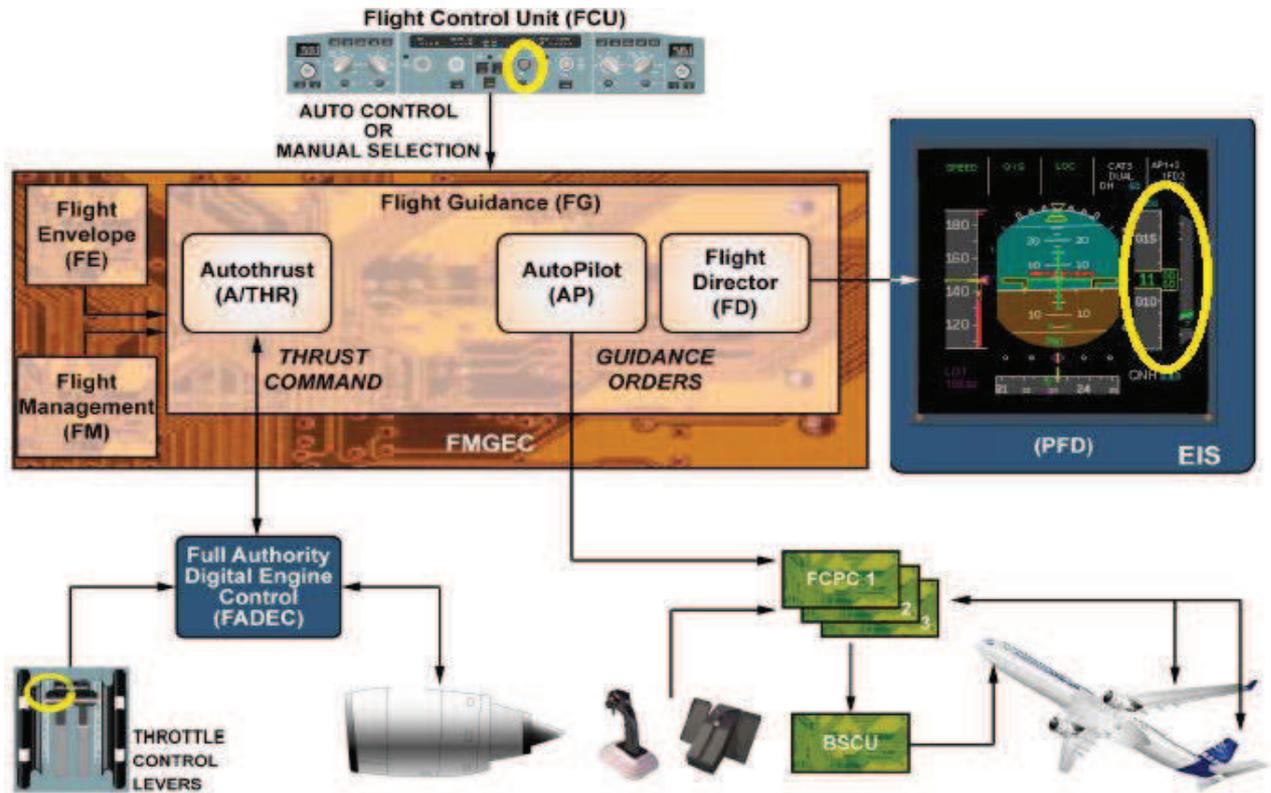


Figure IV.34 : Système de contrôle d'ALT

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. [18]

IV-3-2-Diagramme fonctionnel du système du maintien de vitesse :

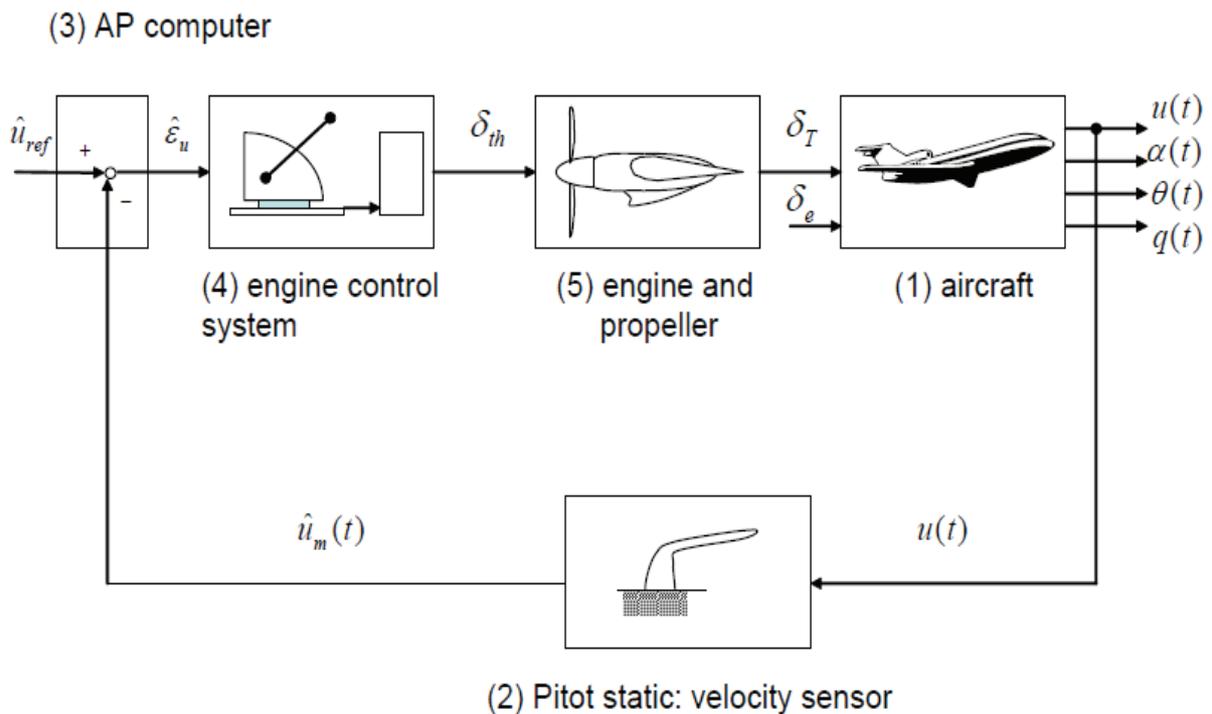


Figure IV.35 : Diagramme fonctionnel du système de maintien de vitesse

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, δ_{th}

ETUDE THEORIQUE DU PILOTE AUTOMATIQUE
 « MAINTIEN DE VITESSE ET D'ALTITUDE »

appliquée au moteur d'avion (5). Le moteur d'avion à son tour modifie l'orientation de l'avion par δ_T . L'avion (1) réagit à l'entrée δ_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 [5], [17]

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 »

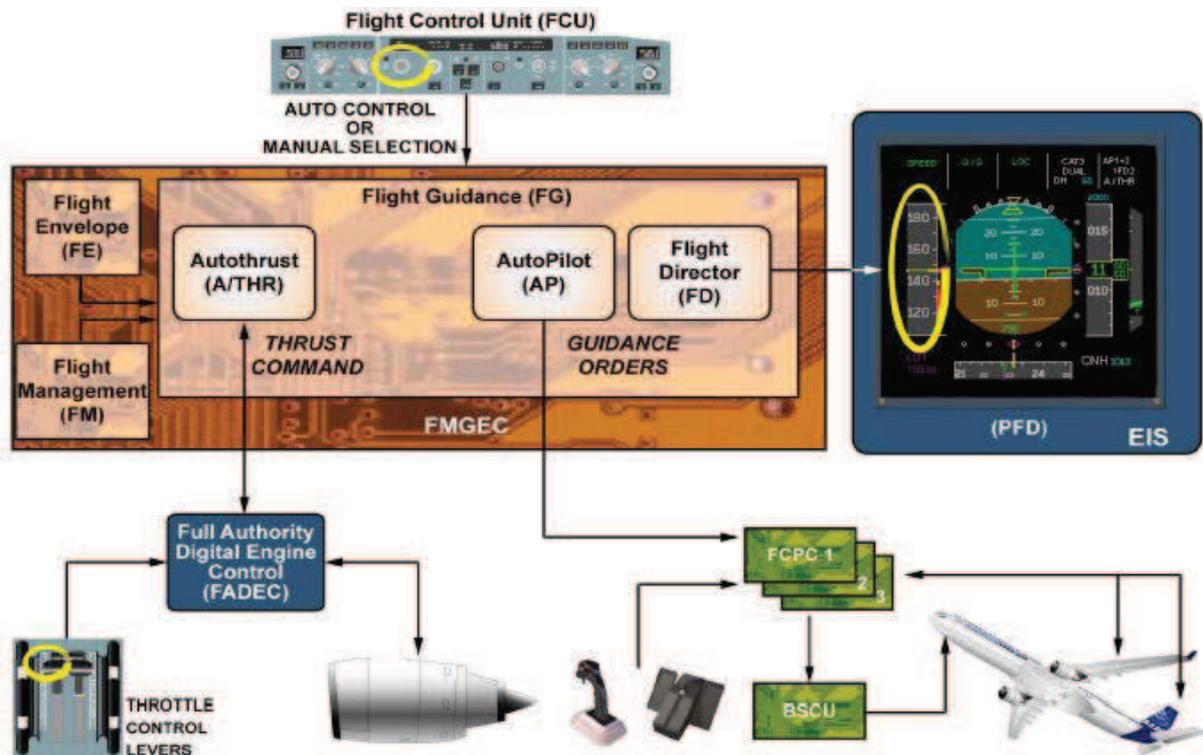


Figure IV.36 : Le système du contrôle de vitesse


V. RESULTATS ET INTERPRETATION
V-1-Introduction :

Dans ce chapitre, on va étudier la stabilité de la Vitesse et l'Altitude d'un avion de type Airbus A330 en croisière, et pour cela on va présenter nos résultats numériques et graphiques qui ont été effectués par l'utilisation de MATLAB/SIMULINK

On commençant par la simulation en boucle ouverte « BO » des deux (2) paramètres à contrôler qui sont « Altitude et Vitesse » en lui appliquant deux (2) signaux d'entrées différents « Echelon et Impulsion » et ceci pour voir la stabilité et illustrer nos calculs des poles et les zéros

Pour terminer, on simule nos deux (2) systèmes précédents en boucle fermée « BF » en lui appliquant un signal d'entrée de type « Echelon », en utilisant la commande PID « Proportionnelle, Intégrale, Dérivée » après avoir calculer les différents gains « Kp, KI, Kd » dans le but d'avoir la stabilité des systèmes étudiés [19]

V-2-Système de maintien d'Altitude :**V-2-1-Simulation en boucle ouverte :**

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

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

Les poles en boucle ouverte du système:

$$P_1 = 0$$

$$P_{2,3} = -1.3226 \pm 2.9057i \rightarrow \text{Mode « short period »}$$

$$P_{4,5} = -0.0049 \pm 0.0404i \rightarrow \text{Mode « phygoide »}$$

Les zéros en boucle ouverte du système:

$$Z_1 = -17.5114$$

$$Z_2 = -0.1593$$

$$Z_3 = 0.1018$$

CHAPITRE V

RESULTATS ET INTERPRETATION

Eigenvalue	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

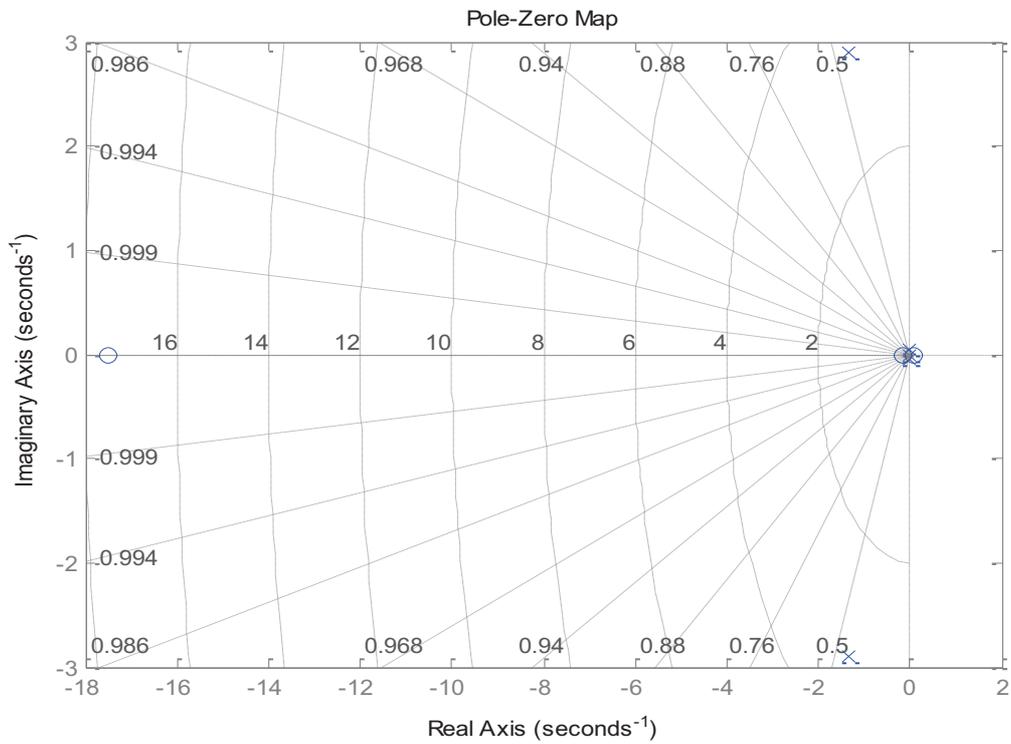


Figure V-37: Carte Pole-Zéros en boucle ouverte

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

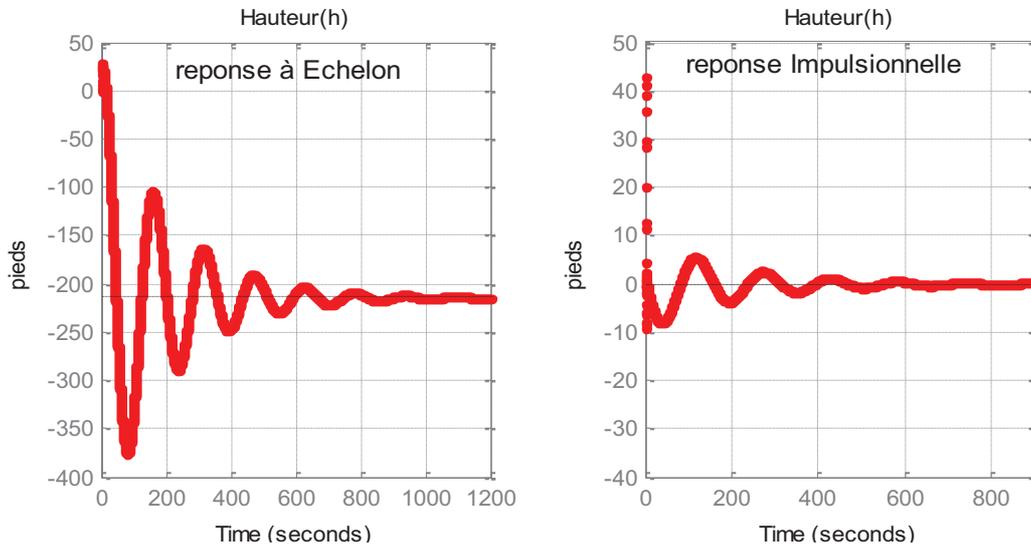


Figure V-38 : Réponse du système en boucle ouverte aux signaux « Echelon et Impulsion »

V-2-1-1-Interprétation :

D'après les résultats obtenues 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 poles 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 »

V-2-2-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 :

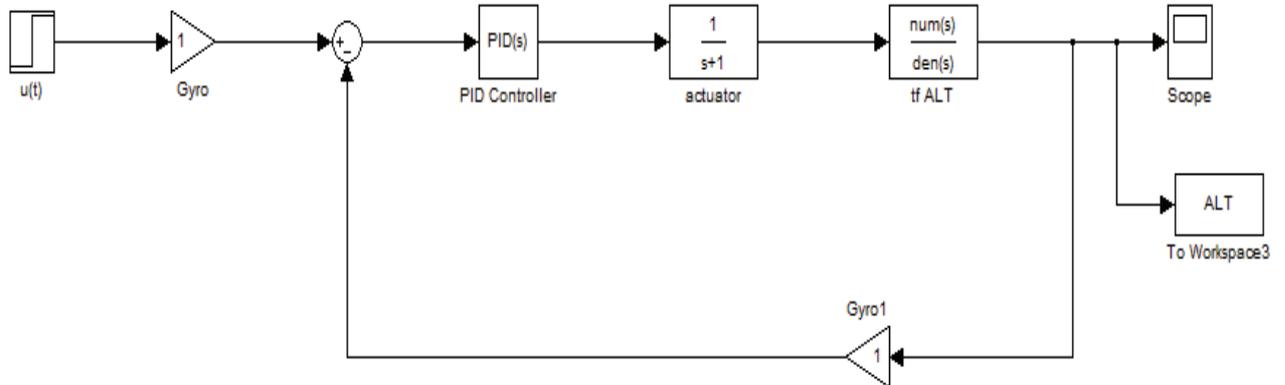


Figure V.39 : Boucle fermée de système de maintien d’Altitude

La fonction de transfert correspondante à la boucle précédente :

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

-Calculs des gains:

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

Notre temps de réponse est de 4s

Ceci implique que le Pole dominant = 1

Donc l’équation caractéristique du système est : $(S+1)^6$

Après identification, on trouve :

$K_d = 0.1672$
 $K_p = 0.4437$

CHAPITRE V

RESULTATS ET INTERPRETATION

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

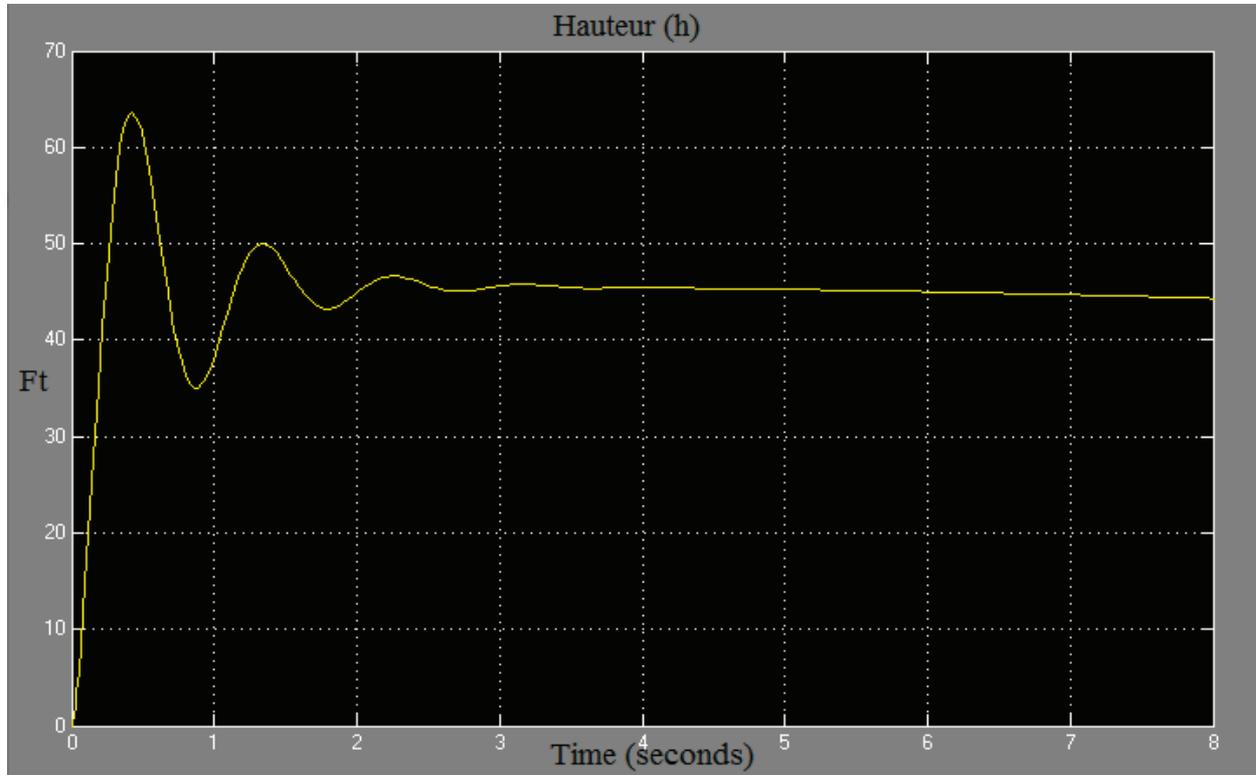


Figure V.40 : Réponse du système en boucle fermée à un signal Echelon

V-2-2-1-Interprétation :

D'après les résultats obtenus 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

V-3-Système de maintien de Vitesse :

V-3-1-Simulation en boucle ouverte :

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

$$G_2(S) = \frac{u(s)}{\delta e(s)} = \frac{0.8476s^3 + 164.4s^2 - 99.29s - 0.2045}{s^4 + 2.655s^3 + 10.22s^2 + 0.1052s + 0.01685}$$

Les poles en boucle ouverte du système:

$$P_{1,2} = -1.3226 \pm 2.9057i \rightarrow \text{Mode « short period »}$$

$$P_{3,4} = -0.0049 \pm 0.0404i \rightarrow \text{Mode « phygoide »}$$

Les zéros en boucle ouverte du système:

$$Z_1 = -194.5615$$

$$Z_2 = 0.6041$$

$$Z_3 = -0.0021$$

Eigenvalue	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

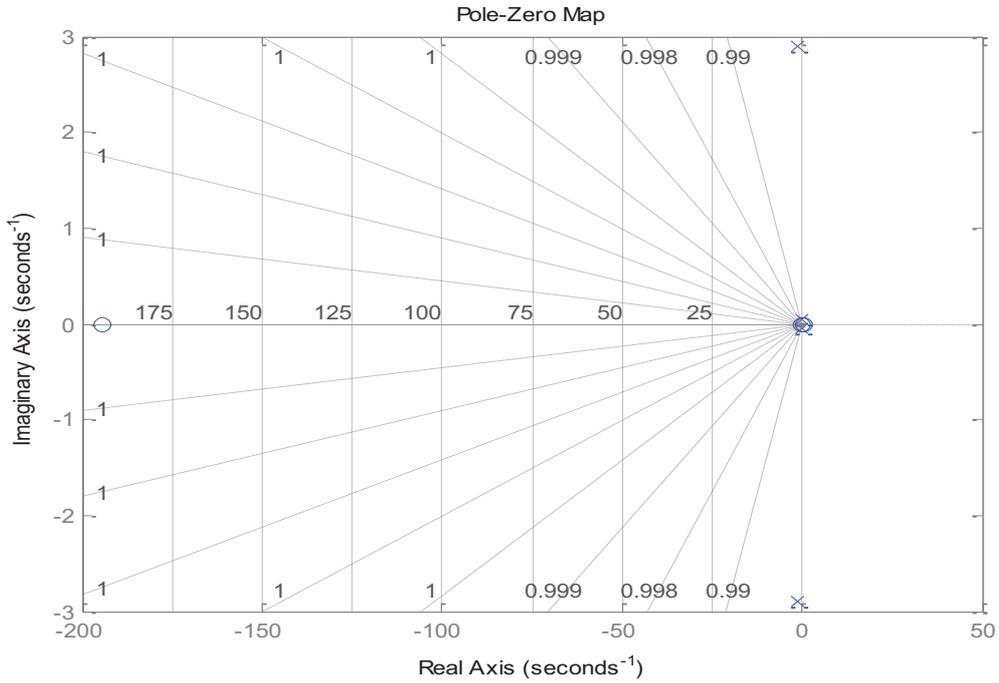
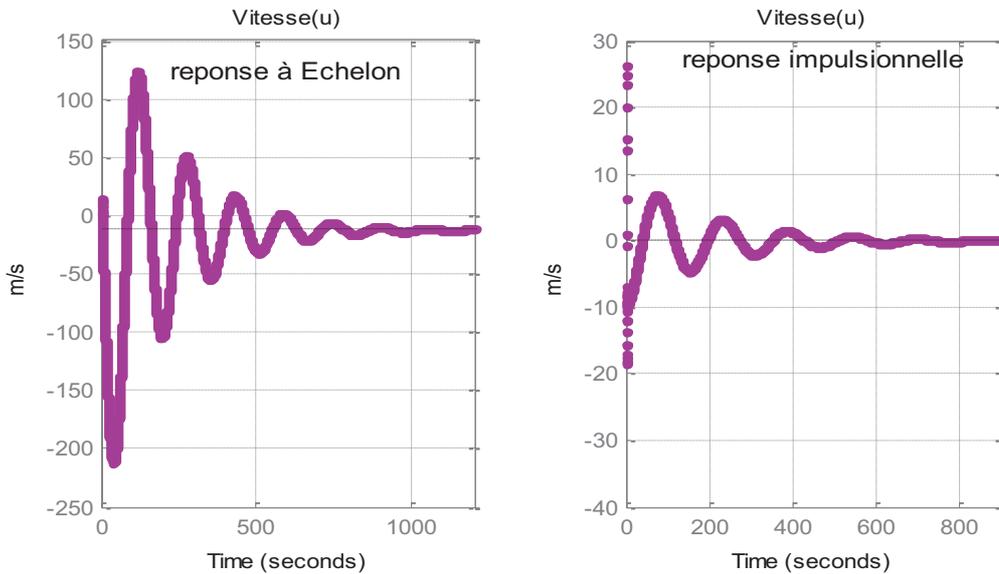


Figure V.41: Carte Pole-Zéros en boucle ouverte

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



V.42 : Réponse du système en boucle ouverte aux signaux

« Echelon et Impulsion »

V-3-1-1-Interprétation :

D'après les résultats obtenues 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 a fin de stabiliser notre système en boucle fermée « BF »

V-3-2-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 :

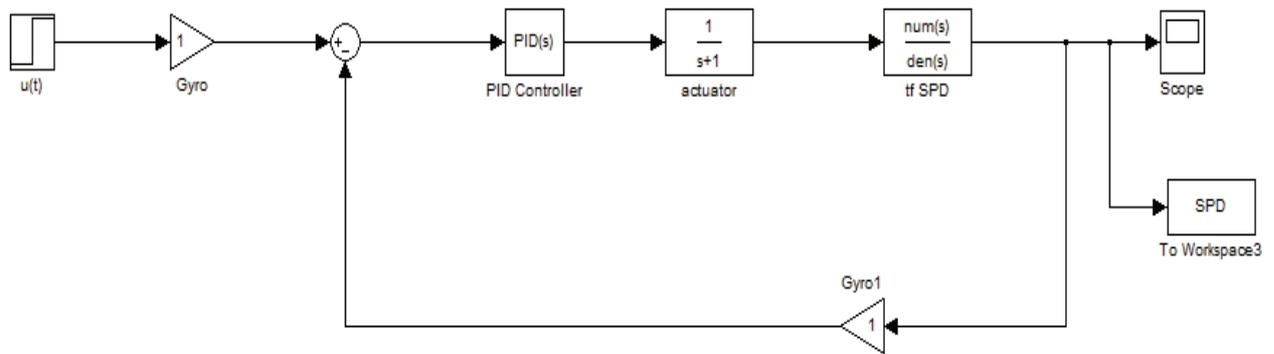


Figure V.43 : Boucle fermée de système de maintien de vitesse

La fonction de transfert correspondante à la boucle précédente :

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

-Calculs des gains:

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

Notre temps de réponse est de 4s

Ceci implique que le Pole dominant = 1

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

Après identification, on trouve :

$K_d = 1.3587$

$K_p = 0.6942$

$K_I = 8.6812$

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

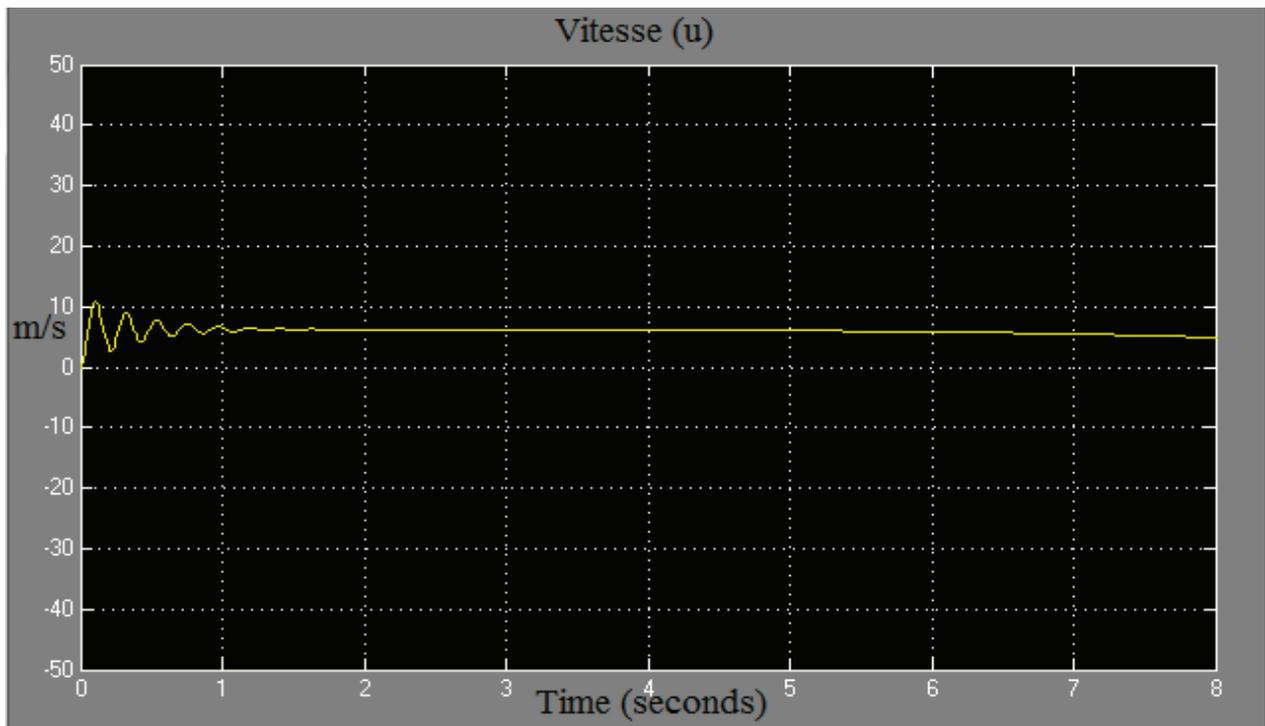


Figure V.44 : Réponse du système en boucle fermée à un signal de type Echelon

V-2-2-1-Interprétation :

D'après les résultats obtenus 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

V-4-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 1^{er} 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.

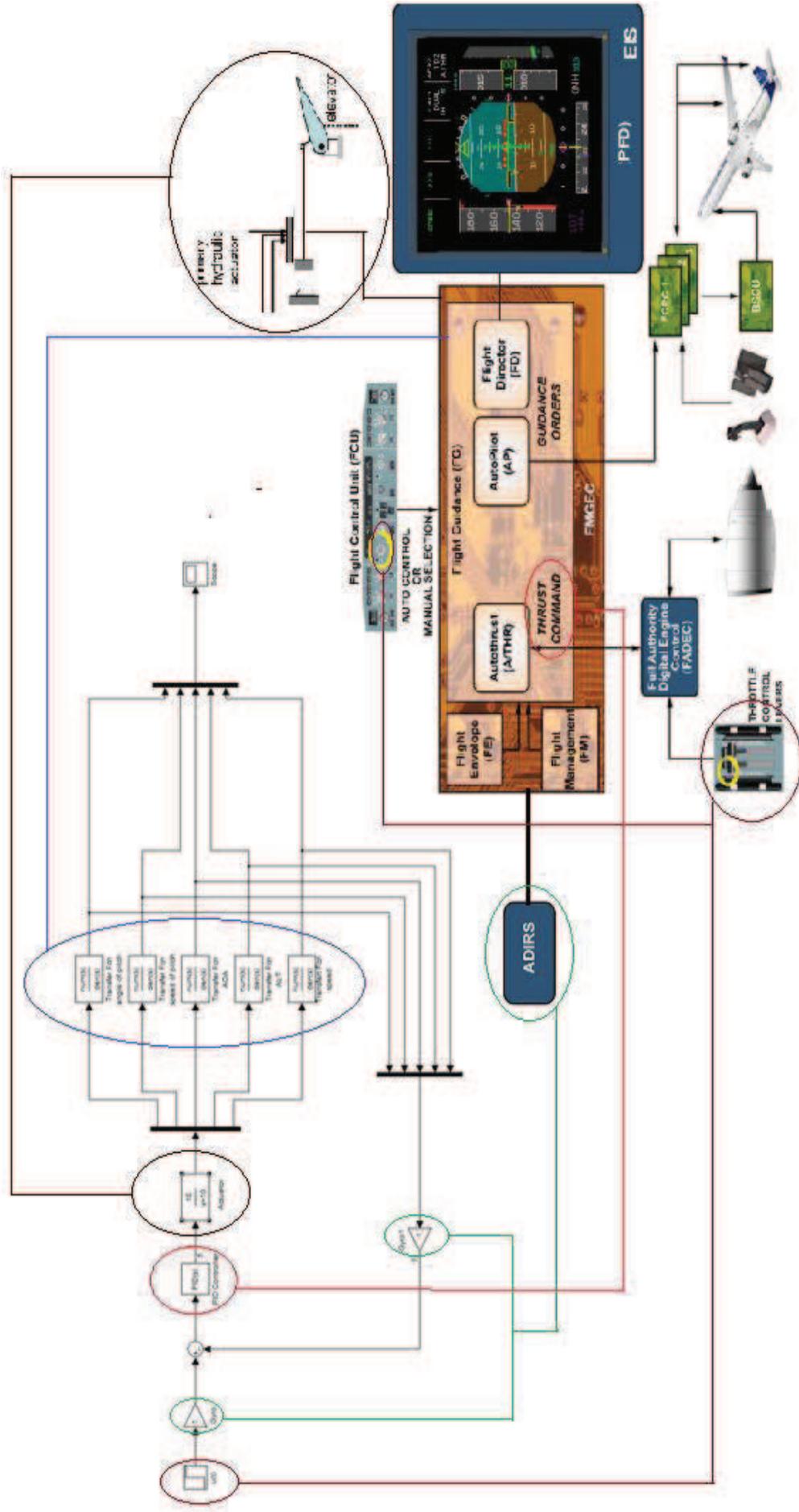


Schéma d'identification de la boucle d'asservissement du système avec le schéma du contrôle

CONCLUSION GENERALE

L'Etude que nous avons effectuée constitue une base pour bien comprendre le fonctionnement de pilote automatique d'un avion de type Airbus A330, qui se décompose de divers calculateurs, ordinateurs et équipements qui sont sensés à réduire la charge du travail de pilote durant un vol long courrier, et guider automatiquement l'aéronef et lui permettre de maintenir sa trajectoire

Notre travail été organisé comme suit :

- La modélisation et la description de l'aéronef : consiste à développer les équations cinématique et dynamique de l'aéronef à l'aide de principe de la mécanique de vol

- Les commandes de vols : permet de familiariser avec les différents types de commandes de vols

- Rôle, fonctionnement et modes de pilote automatique, ainsi les différents calculateurs et afficheurs

- Etude de maintien des deux (2) paramètres de vol « Altitude et Vitesse »

- Et pour finir la validation des résultats obtenus

Notre manuel peut servir de documentation pour les étudiants qui vont vers le domaine avionique. Nous espérons que notre projet fera l'objet d'un support pédagogique pour les futures promotions.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [1] Pierre Sparaco, Airbus, la véritable histoire, Editions PRIVAT, 1995
- [2] Jean Claude WANNER, Dynamique du vol et pilotage des avions, SUPAERO, Toulouse, 1998
- [3] FRANCIS PÉLOQUIN, Thèse Ingénieur, Optimisation d'un système de contrôle d'aéronef utilisant la commande classique, école de technologie supérieur, MONTREAL, Mars 2001
- [4] MANEL SGHAIRI HAOUATI, Architectures innovantes de systèmes de commandes de vol, thèse Doctorat, université de TOULOUSE, Mai 2010
- [5] Said D. Jenie and Agus Budiyo, Automatic Flight Control System, January 2006
- [6] Flight Crew Operating Manual/A330, Flight Control System, Centre de Maintenance Air Algerie
- [7] From Airbus A320/330/340 to Future Military Transport Aircraft: A Family of Fault-Tolerant Systems, Electrical Flight Controls, 2001
- [8] William Scheck, Article from Aviation History Magazine Department of Aeronautics and Astronautics, ITB, Jl. Ganesha 10, Bandung 40132, Autopilot History Indonesia
- [9] Olivier MOENS, Pilote automatique, VATFRANCE 2011
- [10] Jean MERMOZ, Connaissance Aéronef JAR-FCL Instrumentation CPL-IR-ATPL, Tome 2, version 2, Edition 2000
- [11] A330-200 technical training manual mechanics / electrics & avionics course 22 Auto flight GE metric, Centre de Maintenance Air Algerie, June 1999
- [12] Phoenix Simulation Software, Manuel des systèmes, AIRBUS A330/A340
- [13] A330 Flight deck and systems briefing for pilots, Centre de Maintenance Air Algerie, MARCH 1999
- [14] A330-200/300 technical training manual line mechanics course - m35 (lvl 2&3) (GE CF6) Auto flight, Centre de Maintenance Air Algerie
- [15] Laurent BOVET, Application aux avions de transports civils, Optimisation conceptuelle de la croisière, ARMEE DE L'AIR 2005
- [16] Cessna Citation Sovereign Instrumentation and Avionics, Section III, Model 680
- [17] Jan ROSKAM, Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls, (Part I.II)
- [18] IVAOTM, Division France, REGULATION EN CROISIERE, Novembre 2011

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

[19] Dr.BENCHOUBANE, cours d'Automatique, L3 et Master 1 Avionique, Université de BLIDA, 2011.2012

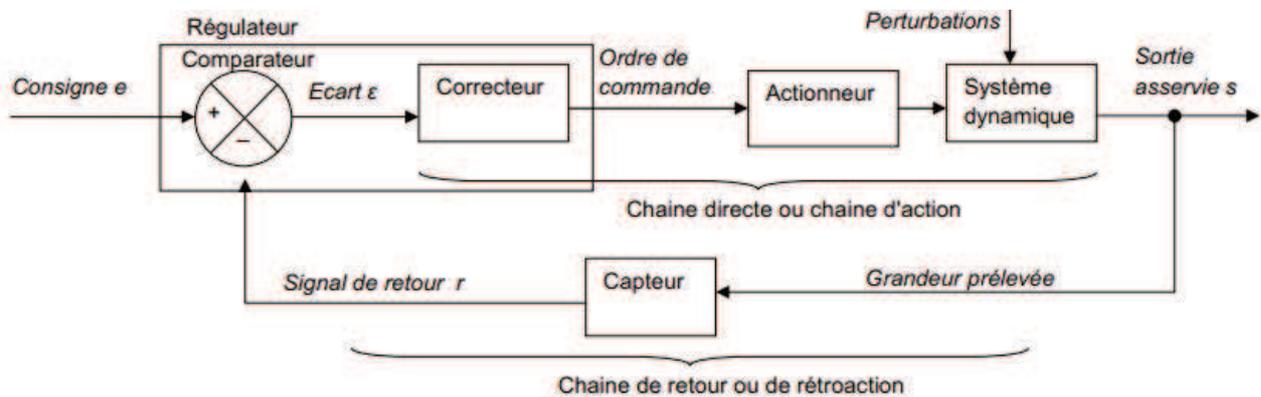
Les sites INTERNET utiles :

- <http://www.smartcockpit.com/plane/AIRBUS/A330>
- <http://www.britannica.com/EBchecked/topic/44881/automatic-pilot>
- <http://www.airbus.com/>
- <http://www.toulouseweb-aero.com/>

a-Les boucles d'asservissements :

L'asservissement est un système bouclé dans lequel la grandeur de retour est comparée à la grandeur d'entrée par élaboration d'un signal appelé « écart ». Ce signal est adapté et amplifié afin de commander la partie opérative

a-1-Schéma fonctionnel d'un système asservi :



Le système asservi est constitué des éléments suivants :

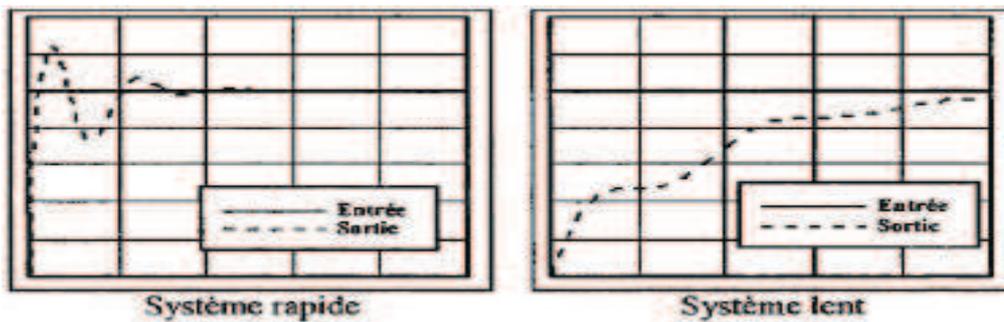
- **Le comparateur** : Élabore l'écart (appelé aussi erreur ϵ)
- **Le correcteur** : Adapte le signal pour rendre le système plus performant
- **L'actionneur** : (par l'intermédiaire du pré actionneur) transforme le signal commandé en énergie
- **Le système dynamique** : adapte l'énergie de l'actionneur afin d'apporter la valeur ajoutée à la matière d'œuvre
- **La consigne e**: Est généralement la grandeur en entrée de système. La consigne peut être imposée par l'utilisateur ou par un autre système
- **La grandeur de sortie S** : Qui ne doit dépendre que de la consigne e
- **Les perturbations** : Sont des phénomènes susceptibles de modifier la sortie sans modification de l'entrée. Leur existence est à l'origine de la nécessité de mettre en place un asservissement afin d'obtenir une sortie ne dépendant que de l'entrée
- **La grandeur prélevée** : Est la grandeur mesurée par le capteur (sur la sortie voire n'importe où dans la chaîne directe pourvu qu'elle prenne en compte la perturbation)
- **La grandeur de retour r** : Qui doit être rendue comparable à celle de la consigne
- **L'écart ϵ** : appelée aussi erreur $\epsilon = r - e$
- **Le signal de commande** : Pilote le fonctionnement de l'actionneur par l'intermédiaire de son pré actionneur

a-2-Propriétés du système asservi :

Hormis le système de commande, on s'intéresse plus particulièrement à la rapidité, précision et la stabilité de ses systèmes

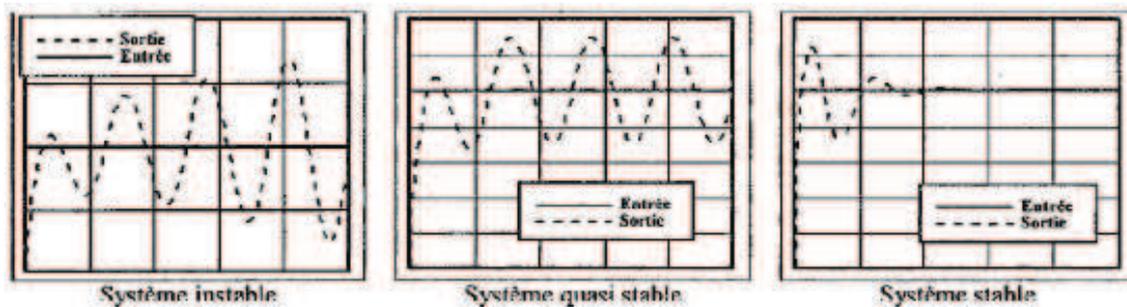
➤ **La rapidité :**

La rapidité est caractérisée par le temps de réponse : Temps que met le système à réagir à une variation de l'entrée. En pratique, on mesure le temps de réponse que met la sortie pour atteindre sa valeur finale (valeur du régime permanent lorsque $t \rightarrow \infty$) après une sollicitation en échelon



➤ **La stabilité :**

Le système est stable si à une entrée bornée correspond une sortie bornée



➤ **La précision :**

Elle peut être évaluée en deux (2) manières :

- **Erreur statique ϵ_s :** ou l'erreur de position, écart permanent (pour $t \rightarrow \infty$) entre la sortie et l'entrée en réponse à un échelon (appelé aussi à tort erreur dans les sujets malgré le risque de confondre avec l'erreur ϵ définie elle à chaque instant)
- **Erreur de traînage ϵ_t :** ou erreur de suivi, on relève l'écart permanent (pour $t \rightarrow \infty$) entre la sortie et l'entrée en réponse à une rampe

L'asservissement de la Gouverne peut être soit un asservissement en vitesse soit en position :

➤ L'asservissement en position :

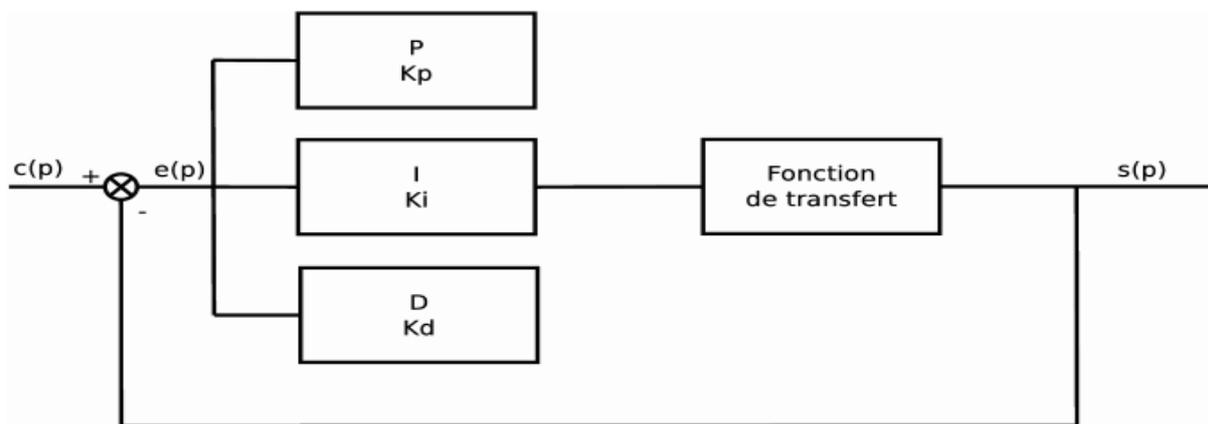
Dans ce cas pour une commande donnée, l'asservissement assure une position de l'arbre de sortie. Le système est instable, d'où la nécessité d'un amortissement

➤ L'asservissement en vitesse :

Il consiste à assurer une vitesse constante à la sortie de l'arbre de servomoteur pour une commande E donnée. Le système est stable

b-Le régulateur PID « Proportionnel, Intégral, Dérivé » :

C'est un système d'auto régulation (boucle fermée), qui cherche à réduire l'erreur entre la consigne et la mesure.



b-1-Proportionnel « P » :

Dans le cas d'un contrôle proportionnel, l'erreur est virtuellement amplifiée d'un certain gain constant. Plus la valeur K_p est grande, plus la réponse l'est aussi

b-2-Intégral « I » :

Au contrôle proportionnel, nous avons ajouté l'Intégration de l'erreur. Dans ce cas nous obtenons une régulation PI

b-3-Dérivé « D » :

Pour obtenir un contrôle en PID, il nous faut encore rajouter un terme, celui-ci consiste à dériver l'erreur entre la consigne et la mesure par rapport au temps et à le multiplier lui aussi par une constante

c-Conclusion :

L'asservissement par PID est aujourd'hui l'un des asservissements les plus utilisés et ce pour plusieurs raisons. 1^{er} il est très simple à mettre en place et s'avère efficace pour la plupart des systèmes réels. De plus, le calcul des coefficients laisse le choix entre plusieurs méthodes de difficulté croissante. D'une part, une méthode expérimentale et très facile à mettre en place permet d'obtenir rapidement des coefficients corrects pour des systèmes ne nécessitant pas de très grandes techniques pour obtenir les coefficients idéaux pour un système en particulier. Ainsi, la mise en place d'un asservissement PID peut-être à la fois rapide et efficace et permettre une optimisation des coefficients pour les systèmes les plus avancés. Cependant, il est important de noter que ce type d'asservissement est limité par un certain nombre de contraintes. Tout d'abord, il peut s'avérer inefficace pour certains systèmes qui contiennent du bruit ou qui ne sont pas linéaire. Enfin, il est possible d'optimiser la réponse d'un système en multipliant les asservissements. C'est pour toutes ces raisons que ce modèle d'asservissement reste aujourd'hui le plus utilisé dans l'industrie.