

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique
Université Mouloud MAMMERRI, Tizi-Ouzou



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

MEMOIRE DE FIN D'ETUDES

En vue de l'obtention du diplôme

D'INGENIEUR D'ETAT EN AUTOMATIQUE

Thème

Etude du pilotage automatique
du Boeing 737 NG

Proposé par : BESSAID Djamel

Présenté par :
BENDIF Mohamed
BASSAID Rabah

Dirigé par : BENSIDHOUM Tahar

Soutenu le : / /2009

Composition du jury :

Président : ALKAMA Sadia

Examinateur : BOUDJEMA Fadhila

Examinateur : SALHI Boualem

Promotion 2009

Ce travail a été préparé à : Air Algérie –Alger

Notations

Notations :

Symbole	Description
L	Portance (lift).
T	Force de propulsion (poussée : thrust).
W	Poids (weight).
D	Traînée (drag).
ρ	Densité de l'air.
C	Moyenne des cordes.
b	Envergure des ailes.
Q	Pression aérodynamique.
S	Surface des ailes.
V	Vitesse relative à l'air.
C_L	Coefficient aérodynamique de portance.
\bar{A}	Rapport caractéristique de l'aile.
C_D	Coefficient aérodynamique de traînée.
e	Facteur d'efficacité d'Oswald.
ω	Vitesse de rotation.
γ	Pente aérodynamique.
α	Angle d'incidence.
β	Angle de dérapage.
α_0	Angle d'incidence à portance nulle.
C_m	Coefficient aérodynamique de tangage.
ψ	Angle d'azimut.

Notations

φ	Angle de gîte.
θ	Assiette longitudinale.
ROT	Matrice rotation du repère fixe - repère avion.
p	Vitesse de roulis.
q	Vitesse de tangage.
r	Vitesse de lacet.
H	Moment cinétique / centre de gravité.
v_c	Vitesse du centre de gravité de l'avion.
m	Masse moyenne de l'avion.
I^B	Matrice d'inertie dans le repère avion.
\vec{F}_g^B	Force de gravité dans le repère avion.
U_0	Vitesse d'avancement au point d'équilibre.
L	Moment de roulis.
M	Moment de tangage.
N	Moment de lacet.
δ_e	Braquage des élévateurs.
δ_t	Variation de la commande des gaz.
δ_a	Braquage des ailerons.
δ_r	Braquage de la gouverne de direction.
l_f	Distance dérive centre aérodynamique.

Sommaire

Sommaire

Introduction générale :

Introduction.....	(1)
Organisation du projet.....	(4)

Chapitre I : Généralités sur les DFCS (digital flight control system) :

I) 1 Le système de commande de vol numérique (DFCS) et ces fonctions	(5)
I) 1.1 Architecture du système de commande.....	(6)
I) 1.1 .1 Autopilote	(6)
I) 1.1.2 Directeur de vol	(7)
I) 1.1.3 Alerte D'Altitude	(7)
I) 1.1 .4 Équilibre De Vitesse	(7)
I) 1.1 .5 Équilibre De Mach	(8)
I) 1.1 .6 Auto manette	(8)
I) 2 Les principaux composants électroniques de base des DFCS et leurs fonctions	(10)
I) 2.1 Panneau de Commande de Mode (MCP) (mode control panel	(10)
I) 2.2 FCC A et B	(10)
I) 2.3 Système de gestion de vol (FMS - Flight Management System)	(11)
I) 3 Les commandes des systèmes du DFCS	(12)
I) 3.1 Les Commandes du Directeur De Vol	(12)
I) 3.2 L'alerte D'Altitude	(12)
I) 3.3 Équilibre De Vitesse	(12)
I) 3.4 Équilibre De Mach	(12)
I) 4 Instrumentation des avions	(12)
I) 4.1 Instrument de bord	(12)
I) 4.2 Les différents types d'instruments	(13)
I) 4.2.1 Compas magnétique	(13)
I) 4.2.2 Instruments aérodynamiques (ou anémo barométriques).....	(13)
I) 4.2.2.1 Altimètre.....	(13)
I) 4.2.2.2 Anémomètre (badin).....	(14)

Sommaire

I) 4.2.2.3 Variomètre.....	(15)
I) 4.2.3 Instruments gyroscopiques.....	(16)
I) 4.2.3.1 Gyro compas / gyro directionnel.....	(16)
I) 4.2.3.2 Horizon artificiel.....	(16)
I) 4.2.3.3 Indicateur de virage et de dérapage (bille-aiguille)	(16)
I) 4.2.3.4 Centrale à inertie	(16)
I) 4.2.3.5 Gyrolaser.....	(17)
I) 4.3 Instruments électromagnétiques.....	(17)
I) 4.3.1 Radioaltimètre (ou sonde altimétrique)	(17)
I) 4.3.2 Instruments de radionavigation	(17)
I) 4.3.2.1 Radiocompas (ADF - Automatic Direction Finder).....	(17)
I) 4.3.2.2 VOR (VHF Omnidirectional Range)	(17)
I) 4.3.2.3 DME (Distance Measuring Equipment).....	(18)
I) 4.3.2.4 ILS (Instrument Landing System)	(18)
I) 4.3.2.5 RMI (Radio Magnetic Indicator)	(18)
I) 4.4 GPS (Global Positioning System)	(18)
I) 4.5 Instruments de surveillance des paramètres moteurs et autres systèmes	(18)
I) 4.5.1 Manomètres.....	(18)
I) 4.5.2 Tachymètre.....	(18)
I) 4.6 Systèmes d'alarmes.....	(18)
I) 4.6.1 Avertisseur de décrochage.....	(18)
I) 4.6.2 Avertisseur de proximité du sol.....	(18)
I) 4.6.3 Dispositif d'évitement de collisions.....	(19)

Chapitre II : Schéma synoptique du pilote automatique.

II) 1 la commande du pilote automatique	(20)
II) 2 Schéma synoptique et fonctionnement général.....	(21)
II) 3 les fonctions du pilote automatique (A/P) de l'ordinateur de control de vol (FCC) ...	(22)
II) 3.1 Commande de roulement d'A/P.....	(22)
II) 3.2 Commande de lancement d'A/P	(23)

Sommaire

II) 3.3 Auto land.....	(23)
II) 3.4 Engager Les Couplages	(23)
II) 3.5 Avertissement et annonces	(24)
II) 3.6 Avertissement et annonces.....	(24)

Chapitre III : Le pilote automatique et les commande de vol.

III) 1 le pilote automatique.....	(25)
III) 1.1 Historique.....	(25)
III) 1.2 Définition du pilote automatique.....	(25)
III) 2 Commandes de vol	(27)
III) 2.1 Introduction.....	(27)
III) 2.2 Problèmes liés à la conduite de vol.....	(30)
III) 2.3 Rôle du système de commandes automatiques de vol.....	(30)
III) 2.4 Les circuits de commandes de vol	(31)
III) 2.4.1 Introduction.....	(31)
III) 2.4.2 Circuit de commande de vol primaire.....	(31)
III) 2.4.3 Circuit de commande de vol secondaire	(31)
III) 2.5 Description des commandes de vol.....	(33)
III) 2.6 Le système de commande de vol automatique	(38)
III) 2.6.1 Système amortisseur de lacet	(38)
III) 2.6.2 Compensateur de mach.....	(38)
III) 2.6.3 Pilote automatique	(38)
III) 3 Conclusion	(39)

Chapitre IV : Simulation d'une action du pilote automatique (sur pc).

IV) 1. introduction aux bases de l'aérodynamique	(40)
IV) 1.1 introduction	(40)
IV) 1.2 principe de vol	(40)
IV) 1.3 ailes d'un avion	(41)
IV) 1.4 avion en vol	(42)
a) maintien, montée et descente	(42)

Sommaire

b) virage stable	(42)
IV) 1.5 centre aérodynamique	(43)
IV) 1.6 stabilité de l'avion	(44)
IV) 2. fondamentaux de la mécanique de vol	(44)
IV) 2.1 les trièdres de référence	(44)
a) trièdre terrestre	(44)
b) trièdre avion	(44)
c) trièdre aérodynamique	(44)
IV) 2.2 les angles d'Euler	(45)
IV) 2.3 le modèle non linéaire de l'avion	(47)
IV) 2.4 le modèle linéaire de l'avion	(49)
IV) 2.4.1 introduction	(49)
IV) 2.4.2 linéarisation	(50)
IV) 2.4.3 force de gravité dans le repère avion	(50)
IV) 2.4.4 autres variables importantes	(52)
IV) 2.4.5 analyse et conclusions	(52)
IV) 2.4.6 bilan des hypothèses	(53)
IV) 2.5 dynamiques longitudinales	(54)
IV) 2.5.1 calcul des dérivées de stabilité et coefficients aérodynamiques	(54)
IV) 2.5.2 effet des commandes longitudinales	(56)
IV) 2.5.3 représentation d'état	(57)
IV) 2.6 dynamiques latérales	(58)
IV) 2.6.1 calcul des dérivées de stabilité	(58)
IV) 3 Etude du modèle d'un B737	(60)
IV) 3.1 dynamique longitudinale	(60)
IV) 3.2 dynamiques latérales	(62)
IV) 4 simulations	(65)
IV) 4.1 système de maintien d'attitude de lancement en condition de vol d'approche	(65)
IV) 4.2 système de maintien de vitesse anémométrique à l'aide de l'auto manette	(68)
<u>IV) Conclusion</u>	(70)

Introduction

Générale

Introduction:

Depuis le premier vol de l'avion biplan des frères Wright en décembre 1903, le domaine de l'aéronautique n'a cessé de progresser sur tous les fronts. Des aéronefs de plus en plus sophistiqués et bourrés de nouvelles technologies, scionnent le ciel et relèvent des défis restés du domaine de l'impossible il y a quelques années. Après avoir brisé le mur du son voilà que des essais outre atlantique de la NASA ont permis d'atteindre la vitesse vertigineuse de mach8, de concevoir le prototype h1026 a décollage vertical, micro drone a ailes battantes ou même des avions espions sans pilote. Dans le domaine de l'aviation civile commerciale, c'est la venue du géant européen A380 qui vient bouleverser le domaine du transport. Un avion qui peut voyager entre l'Europe et l'Australie sans escale avec plus de 500 passagers sur deux étages à bord.

Si les premiers essais de vols humains n'étaient que des tentatives basées sur des connaissances rudimentaires pour réaliser ce fameux rêve de voler un jour comme un oiseau, le progrès lui, et les inventions dans le domaine de l'aviation, sont le résultat d'études très poussées et une meilleure compréhension des phénomènes de l'aérodynamique à la fois sur le plan théorique et pratique. En effet les modèles deviennent plus précis en intégrant les résultats empiriques obtenus grâce à une électronique embarquée très avancée. En 1911 déjà, Bryan a réussi à construire un modèle linéaire qui, après des tests expérimentaux, a montré son efficacité pour l'analyse des dynamiques d'un avion. Plus tard des travaux viennent combler certaines lacunes en prenant en considération certaines variables cachées et phénomènes non stationnaires. Les chercheurs s'intéressent en effet, par exemple au passage d'un avion dans une turbulence que la majorité des modèles ne prennent pas en considération, le retard dû au transfert du flux de l'aile a l'empennage et la flèche des ailes. Des travaux récents ont montré tout l'intérêt de les prendre en compte pour prévenir certains comportements indésirables de l'aéronef dans certaines conditions bien déterminées. Une meilleure compréhension d'un phénomène aérodynamique c'est implicitement mieux maîtriser l'avion. Actuellement grâce à des simulateurs de vols reproduisant fidèlement les conditions de vol, les pilotes s'entraînent à bien contrôler leur appareil et éviter des accidents. Toutefois ce domaine reste à risques même pour les pilotes les plus chevronnés et le grand nombre de catastrophes aériennes l'atteste clairement.

C'est pourquoi actuellement les avions sont plus que jamais bourrés d'électronique et de systèmes automatiques pour mener des vols plus sûrs. L'intelligence artificielle y trouve pleinement son application avec des systèmes experts et d'aide à la décision pouvant substituer au pilote pour certains avions ou remplacer le copilote durant toute la phase de vol même pour des avions civils. Ceci sous entend des commandes très performantes, robustes et tolérantes aux défauts, capables de procurer une bonne stabilité à l'avion et un pilotage relativement sûr. Ce sera l'objet de ce projet avec l'étude des fonctions des DFCS et des autopilotes et bien entendu l'étude aérodynamique de l'avion qui nous conduira à établir un model précis de ce dernier suivra une simulation de deux actions sous MATLAB.

Historique du B 737 :

Le **Boeing 737** est un avion de ligne construit par la société Boeing depuis 1965. Le Boeing 737 est un avion court à moyen-courrier. Il s'agit d'un biréacteur (deux moteurs, un sous chaque aile). Il effectua son premier vol le 9 avril 1967.

C'est, en 2009, l'avion de ligne le plus vendu au monde, avec un total de plus de 1 200 Boeing 737 de troisième génération vendus dans le monde entier, et plus de 6 000 construits au total à ce jour.

Caractéristique de la série B737 NG :

	737-600	737-700	737-700ER	737-800	737-900ER
Capacité (passagers)	110-132	120-149	110-130	162-189	180-215
Cargo (volume)	20,4 m ³	27,3 m ³	23,3 m ³	44 m ³	51,7 m ³
Longueur	31,2 m	33,6 m	33,6 m	39,5 m	42,1 m
Envergure	34,3 m ou 35,8 m				
Hauteur	12,6 m	12,5 m			
Diamètre extérieur	3,53 m				
Poids maximum au décollage	66 000 kg	70 080 kg	74 850 kg	79 010 kg	85 350 kg
Vitesse de croisière	Mach 0,785				
Vitesse maximum	Mach 0,82				

Altitude maximum	12 500 m				
Rayon maximal en charge	5 648 km	6 230 km	10 200 km	5 665 km	6 230 km
Capacité du réservoir max.	26 020	26 020	40 530	26 020	29 660
Moteurs	<u>CFMI CFM56-7</u>				



Un B 737 NG de la compagnie delta Airlines

Organisation du projet :

--A fin de nous familiarisé avec le domaine de l'aéronautique et le thème de notre thèse, nous avons procédés dans le premier chapitre a une introduction générale qui nous fait remonter dans le temps et nous donne un aperçus de l'histoire de l'aéronautique.

--Le premier chapitre est consacré au DFCS (DIGITAL FLIGH CONTROL SYSTEMS) et ses différentes composantes : système autopilote, directeur de vol, l'alerte d'altitude, le speed trim, mach trim, autothrottle.

Nous reviendrons sur des généralités sur les DFCS et des descriptions plus au moins détailler sur ses composantes et leurs fonctions.

--Dans le deuxième chapitre nous donnerons le schéma synoptique du PILOTE AUTOMATIQUE et ses interprétations.

--C'est à partir du troisième chapitre que nous allons entamer les commandes de vol de l'avion, qui se compose des commandes principales et des commandes secondaires et nous allons par la suite étaler leurs fonctions.

Cette partie nous permettra d'entamer le quatrième chapitre qui est le chapitre le plus important et le plus intéressant pour tout automaticien.

--Le quatrième chapitre sur le quel se basera l'essentiel de la thèse est la partie qui touche vraiment a notre domaine d'étude qui est l'automatique, car c'est un chapitre ou on a usé des connaissances acquises durant notre cursus, en partant de la modélisation du mouvement de l'avion a la linéarisation du model, et l'étude de la stabilité de quelque systèmes contrôlés par le pilote automatique.

--on terminera par une conclusion générale.

Chapitre -I-

Généralités sur les DFCS et les divers instruments de bords

I) 1 Le système de commande de vol numérique (DFCS) et ces fonctions :

I) 1.1 Architecture du système de commande :

Le système DFCS se compose d'une multitude d'autres systèmes qui sont:

- Pilote automatique (autopilot).
- Directeur de vol (Flight director).
- Alerte d'altitude (Altitude alert).
- Équilibre de vitesse (Speed trim).
- Équilibre de mach. (Mach trim.).
- Auto manette (Autothrottle).

Le DFCS est composé d'un panneau de commande de mode (MCP) (mode control panel), deux ordinateurs de contrôle de vol (FCC) (flight control computers), et des entrées d'actionneurs ou déclencheurs reliées au circuit ou au système de commande de vol. Chaque FCC peut faire tout des cinq fonctions.

- **Remarque** : Chaque FCC peut faire tout des cinq premières fonctions, mais seulement la (FCC A) a la fonction d'auto manette.

I) 1.1.1 Autopilote :

Le pilote automatique ou autopilote est l'organe central du DFCS, c'est un système composé de plusieurs sous systèmes qui agissent ensemble pour le bon fonctionnement autonome de l'avion, Il permet, grâce à un ensemble de servocommandes, d'asservir l'avion dans une configuration de vol ou sur une trajectoire donnée .Ces deux systèmes partagent le ou les mêmes calculateurs. Ils fonctionnent selon trois phases : armé (le calculateur acquiert les données), capture (le calculateur indique les corrections à effectuer) et maintien (le calculateur tient les paramètres). Et voici une brève explication de son fonctionnement :

Les FCC reçoivent des entrées de plusieurs systèmes tels que les données aériennes ou spatiales du Système à inertie de référence (ADIRS) (air data inertial reference system) et de l'ordinateur de gestion de vol (FMC) (flight management computer) et envoie des commandes à l'aileron et aux actionneurs de l'élévateur.

Ces actionneurs commandent le mouvement des ailerons et des élévateurs, qui commandent le chemin de vol de l'avion. Il y a deux pilotes automatiques, le pilote automatique A de la FCC A et le pilote automatique B de la FCC B. quand on engage un pilote automatique depuis le MCP (mode control panel), ce dernier (le pilote automatique) commande l'attitude de l'avion par ces phases de vol suivante :

- * Élever (climb).
- * Croisière (cruise).
- * Descente (descent).

Il fournit au pilote une aide en lui indiquant le sens et l'amplitude des manœuvres à effectuer pour amener l'avion dans une configuration de vol ou sur une trajectoire sélectionnée. Il se présente sous la forme de moustaches sur l'horizon artificiel, qu'il s'agit de faire correspondre avec la maquette de l'avion qui y figure, ou sur la forme d'une croix sur laquelle est aligner le repère central représentant l'avion.



Figure I.2 : Directeur de vol

I) 1.1. 3 Alerte D'Altitude :

Lorsque l'avion devient proche ou vole loin de l'altitude choisi par le MCP, une alerte se produit. Cette alerte avertit les pilotes qu'ils se rapprochent de l'altitude désirée ou il s'éloigne de l'altitude choisit par le MCP. Cet avertissement se produit avec ou sans pilotes automatiques engagés ou le directeur de vol en état allumés.

I) 1.1.4 Équilibre De Vitesse :

Quand la poussée de moteur est haute et la vitesse anémométrique est basse, la fonction d'équilibre de vitesse maintient la vitesse réglée par les pilotes avec les commandes du stabilisateur horizontal. Cette fonction principalement se produit pendant le décollage et fonctionne seulement quand les pilotes automatiques ne sont pas engagés. Les directeurs de vol peuvent être allumés ou éteints.

I) 1.1.5 Équilibre De Mach :

À mesure que la vitesse de l'avion augmente, le nez a tendance et commence à se courber. Ceci s'appelle le repli de mach. Quand la vitesse anémométrique de l'avion est supérieure à mach 0.615, la fonction d'équilibre de mach donne à l'élève un signal haut pour garder le nez de l'avion à ce niveau. Cette fonction fonctionne avec ou sans pilote automatique engagé ou le directeur de vol allumé.

- **Remarque :** Le **nombre de Mach** est un nombre sans dimension, noté Ma , qui exprime le rapport de la vitesse locale d'un fluide sur la vitesse du son dans ce même fluide. Par extension, lorsqu'un objet solide est en mouvement par rapport à un fluide, on peut associer à cet objet un nombre de Mach en considérant la vitesse relative de l'écoulement autour de l'objet. On dit ainsi d'un avion qu'il vole à Mach 1 si sa vitesse est égale à celle du son, à Mach 2 si sa vitesse correspond à deux fois la vitesse du son, et ainsi de suite. Il est nommé en l'honneur du physicien et philosophe autrichien **Ernst Mach**.

I) 1.1.6 Auto manette :

La fonction de l'auto manette (A/T) (autothrottle) dans l'ordinateur de control de vol A (FCCA) emploie des données des sondes de l'avion pour calculer la poussée des moteurs. Le système A/T commande la poussée des moteurs en réponse au mode demandé de l'équipage de vol depuis le MCP du DFCS et la plateforme des commutateurs de vol, et du FMC. Le système d'A/T fonctionne du décollage à l'atterrissage.

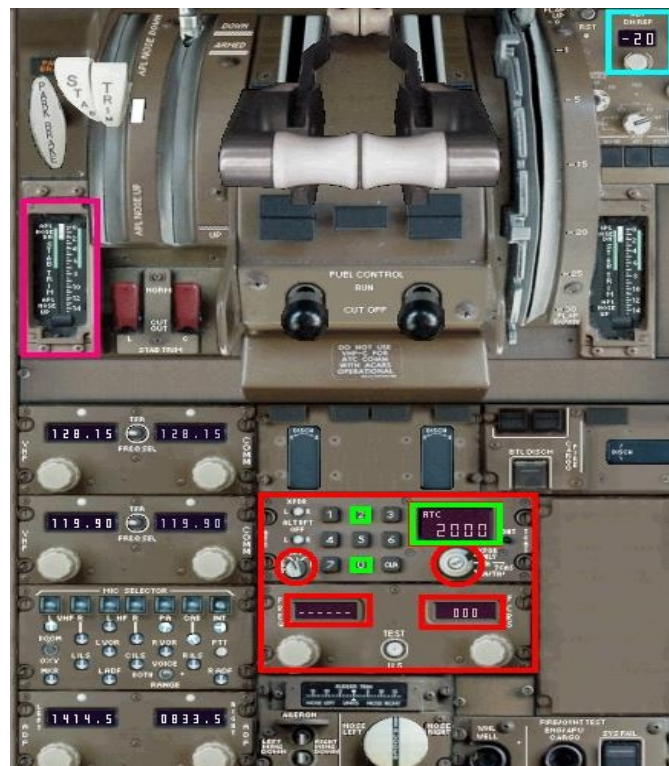


Figure I.3 : Auto manette (Autothrottle)

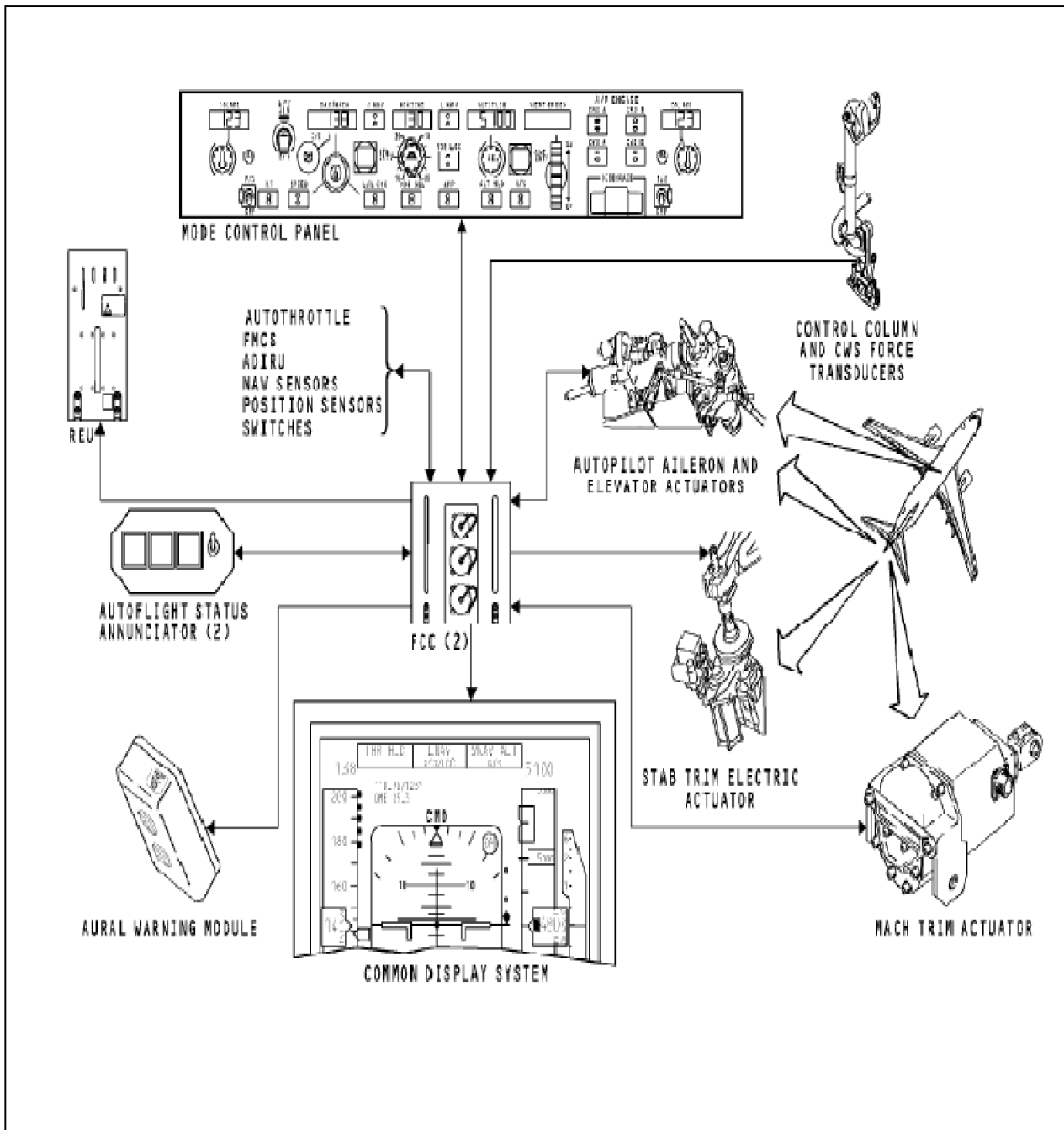


Figure I.4 : description générale du DFCS.

I) 2 Les principaux composants électroniques de base des DFCS et leurs fonctions:

I) 2.1 Panneau de Commande de Mode (MCP) (mode control panel) :

Le panneau de commande de mode (MCP) est la première interface entre l'équipage de vol et les ordinateurs de commande de vol (FCC).

L'équipage emploie le MCP pour faire ces fonctions suivantes :

- * Engager les pilotes automatiques.
- * Exciter et allumer les directeurs de vol.
- * Choisir le mode de fonctionnement.
- * Choisir le cours et le titre
- * Choisir les vitesses et l'altitude cible.

D'autres commandes de l'équipage sur FCC sont données partir de ces composants :

- * Les switches de désengagement du pilote automatique (A/P).
- * Commutateurs ou switches de Takeoff/Go-around (TO/GA) (mise en arrêt du mode "tour")
- * Capteurs de force de la direction de roue de commande (CWS)
- * Annonciateurs de statut d'Auto flight (ASA) (autoflight status annunciators).

I) 2.2 FCC A et B :

Les FCC (A et B) utilisent les données reçues du MCP, des capteurs et sondes, et d'autres systèmes pour calculer les commandes du pilote automatique et du directeur de vol, ces systèmes sont :

- * Systèmes de navigation radio.
- * Système à inertie de référence de données aériennes (ADIRS) (air data inertial reference system).
- * Système informatique de gestion de vol (FMCS) (flight management computer system).
- * Système de l'auto manette (A/T).
- * Sondes ou capteurs de position des différentes surfaces mobile de l'avion tel que la gouverne, spoilers...
- * Sondes de position des actionneurs (différent vérins) que commande le pilote automatique.

Les FCC emploient également les données pour calculer ces commandes et donner ces alertes :

- * Commandes d'équilibre de vitesse.
- * Commandes d'équilibre de mach.
- * Alertes d'altitude.
- * Avertissements de désengagement du pilote automatique.

I) 2.3 Système de gestion de vol (FMS - Flight Management System) :

Il permet grâce notamment à une centrale inertielle couplée à un ordinateur d'assister le pilote pendant le vol. Il lui fournit des renseignements sur le pilotage, la navigation, les estimées, la consommation, etc.

Le pilote dispose d'une interface lui permettant avant le départ d'entrer son plan de vol. Il s'agit d'une sorte de "contrat" passé au préalable avec les autorités du contrôle aérien qui décrit la façon dont le vol va se dérouler. Par exemple, départ de Toulouse Blagnac, piste 14L, départ standard LACOU5A, puis passage par Agen, Limoges, et enfin atterrissage à Orly, approche ILS piste 26 après l'arrivée standard AGOP1S. Le plan de vol est constitué d'une suite de points dont la structure est définie par des normes précises telles que l'ARINC 424. A partir de ce plan de vol, le FMS calcule la trajectoire qui sera affichée sur les écrans de visualisation et une estimation de l'ensemble des données susceptibles d'être utile au pilote pendant le vol: heures de passage aux différents points du plan de vol, estimation de la quantité de fuel à bord, etc. Le FMS est en général couplé au pilote automatique pour l'assister dans le guidage de l'avion.



Figure I.5 : Cockpit de B737 NG

I) 3 Les commandes des systèmes du DFCS :

I) 3.1 Les Commandes du Directeur De Vol:

Les FCC obtiennent des entrées de plusieurs systèmes et renvoient le directeur de commandes de vol au système de visualisation commun (CDS) (Common display system) pour fournir les conseils à suivre pour les pilotes. Quand les commutateurs du directeur de vol du MCP sont allumés, les détails d'affichage du directeur de vol deviennent visibles sur le système de visualisation commun (CDS). L'équipage de vol peut employer le directeur de vol pour commander l'attitude de l'avion.

Quand les directeurs de vol sont allumés, la FCC calcule les commandes de guidage qui s'affichent sur le CDS. Il y a non mouvement des gouvernes et aucune alerte si les directeurs de vol sont arrêtés. Quand on fait que le mode de directeur de vol s'affiche sur le MCP, le mode et son statut se montrent également sur l'affichage du CDS.

I) 3.2 L'alerte D'Altitude :

La fonction d'alerte d'altitude emploie l'altitude qui est placée sur le MCP. Les FCC indique à l'équipage de vol quand l'avion se rapproche ou s'écarte de l'altitude désirée. Le pilote automatique ou les directeurs de vol ne doivent pas être en action parallèle pour que cette alerte opère. Il y a une indication auditive de l'unité électronique à distance (REU) (remote electronic unit) et une indication visuelle sur les affichages du CDS.

I) 3.3 Équilibre De Vitesse :

Les FCC envoient des signaux d'équilibre de vitesse au stabilisateur primaire, actionneur électrique pour commander les mouvements de stabilisateur horizontal.

Cette commande augmente la stabilité de l'avion à de basses vitesses d'air.

Pendant que la vitesse de l'avion ralentit, le stabilisateur déplace d'avantage la position basse de nez pour augmenter la vitesse.

I) 3.4 Équilibre De Mach :

Les FCC envoient des signaux à un actionneur d'équilibre de mach pour commander les mouvements de l'élévateur ou la gouverne de profondeur.

I) 4 Instrumentation des avions :

I) 4.1 Instrument de bord :

Les instruments de bord servent à présenter au pilote toutes les informations qui lui sont utiles au maintien en vol de son avion, à sa navigation, à ses communications avec les infrastructures de la gestion du trafic aérien et lui permettent d'interagir avec son avion.

Ils sont regroupés sur le tableau de bord aussi près que possible du pilote. Les quatre instruments de base sont toujours disposés de la même façon (en configuration de T basique) : l'horizon artificiel au centre, l'anémomètre à sa gauche, l'altimètre à sa droite, le gyro-directionnel ou plateau de route en dessous. Cette disposition permet d'optimiser le circuit visuel au cours du vol. La disposition des autres instruments est relativement standard mais varie d'un avion à l'autre. Avec la généralisation des écrans rassemblant toutes les

informations du T de base sur une seule surface de visualisation, les instruments conventionnels ne sont conservés sur les planches de bord équipées d'écrans qu'à titre d'instruments de secours pour pallier une éventuelle défaillance des systèmes électroniques. Ils peuvent être présentés sous forme classique ou leurs informations intégrées dans un écran.

I) 4.2 Les différents types d'instruments :

Les instruments de bord utilisent pour la saisie des informations et leur visualisation différents systèmes : instruments électromécaniques, pneumatiques, électroniques, radioélectriques etc. On pourrait les classer selon leur mode de fonctionnement ou bien leur fonction (informations de vitesse, d'attitude par rapport au milieu environnant, de navigation).

I) 4.2.1 Compas magnétique :

Il utilise le champ magnétique terrestre comme référence. Il est constitué d'une lunette de lecture sur un boîtier étanche rempli d'un liquide dans lequel se déplace librement un équipement mobile formé par une rose des caps et des barreaux aimantés. C'est un instrument peu précis qui donne des indications fausses dès que l'avion n'est pas stable sur une trajectoire rectiligne, horizontale et à vitesse constante. Il est néanmoins utile pour régler ou recalculer le conservateur de cap.

De plus, il est influencé par les champs magnétiques engendrés par les équipements électriques de l'avion. Aussi, il est accompagné d'une courbe de calibration, établie dans des conditions standard de mise sous tension des équipements proches.

Enfin, comme pour tout compas magnétique, il faut tenir compte de la déclinaison du pôle magnétique et des influences locales.

I) 4.2.2 Instruments aérodynamiques (ou anémo barométriques) :

Ils utilisent les propriétés liées à la pression de l'air environnant. Une sonde (appelée tube de Pitot) (problème actuel des avions d'airbus « vol AF 447, dans lequel 228 personnes ont péri. ») disposée sur l'avant du fuselage ou de la voilure permet de capter la pression totale à un endroit où la pression créée par l'écoulement de l'air autour de l'avion (vent relatif) et la pression atmosphérique régnante s'additionnent. Des prises d'air disposées sur le côté du fuselage de l'aéronef permettent de mesurer la pression atmosphérique pure (pression statique) à un endroit où le déplacement de l'air n'a aucun effet. La vitesse de l'avion par rapport au vent peut alors être déduite de la différence entre pression totale et pression statique. Cette différence représente la pression dynamique, proportionnelle à la vitesse de l'avion par rapport à l'air. Le système installé sur les aéronefs est désigné par le terme anémo barométrique.

I) 4.2.2.1 Altimètre :

Un altimètre est un simple baromètre (exactement le même qui sert aux météorologistes pour lire une pression atmosphérique) qui est étalonné pour indiquer directement une information d'altitude exprimée en pieds ou en mètres.

Les scientifiques ont mis au point une échelle, qui met en relation une pression statique directement avec une information d'altimétrie.

On considère en atmosphère standard que 1 hPa (hectopascal) correspond à 27 ft (pieds).

Pour mémoire la référence de l'atmosphère standard (ou atmosphère type OACI) a été réalisée

au niveau de la mer (Marseille) à une température de 15°C, 0% d'humidité et une pression atmosphérique de 1 013,25 hPa.

La pression atmosphérique change constamment ; il faut donc recalibrer l'altimètre pour avoir une information correcte.

Différents calages altimétriques :

QNH : indique une altitude. Le "0" de l'altimètre correspond au niveau de la mer.

QFE : indique une hauteur par rapport à un point de référence (en cours de disparition, remplacé par les radiosondes sur les avions de ligne).

QNE, ou calage au **FL** (pour Flight Level, en français Niveau de Vol). Le "0" de l'altimètre correspond à l'altitude où l'on rencontre la pression atmosphérique standard (1013,25 hPa). On indique ensuite l'altitude par tranches de centaines de pieds. Ex : le FL 100 correspond à une altitude de 10 000 pieds au-dessus de la pression "1013,25 hPa". En raison de la variation constante de la pression atmosphérique, les FL se déplacent continuellement, dans le sens vertical.

Ce calage est très utilisé pour les avions de ligne, ainsi que pour la délimitation de zones aériennes fixes, telles les TMA, CTR, et autres zones d'approches ou d'interdictions de survol.

I) 4.2.2.2 Anémomètre (badin) :



Les premiers instruments de mesure de la vitesse étaient constitués d'un levier vertical articulé autour d'un pivot et supportant une palette rectangulaire orientée perpendiculairement à l'écoulement du vent relatif et une aiguille. Il était maintenu en position zéro par un ressort calibré (principe du peson). La pression du vent faisait déplacer l'aiguille sur un cadran pour indiquer la vitesse air. Conçu en 1910, il était désigné indicateur **Etévé** du nom de son inventeur **Albert Etévé**.

Ce système était appelé antenne à déflexion. En 1965, certains avions en étaient encore équipés.

Aujourd'hui, le dispositif utilisé est un instrument appelé badin en France (en 1911, du nom de son inventeur, **Raoul Badin**) associé au **tube de Pitot**. C'est un manomètre étalonné en fonction de **la loi de Bernoulli** qui détermine la « pression dynamique » qui est égale à la différence entre la pression totale et la pression statique. Cette pression dynamique, est fonction de la vitesse de l'avion par rapport à l'air et permet d'afficher une information de vitesse air sur le badin. Elle est généralement mesurée en nœuds, mais, sur quelques avions français et sur les avions russes, elle est donnée en kilomètres par heure. L'anémomètre donne

la vitesse indiquée (V_i) ou vitesse lue. Cette vitesse correspond à la vitesse propre (V_p) ou vitesse vraie à la pression de 1 013,25 hPa (au niveau de la mer en atmosphère standard) et à la température de 15 °C. Avec la baisse de la densité de l'air, donc en montant, la vitesse propre est supérieure à la vitesse indiquée (une approximation peut être faite en ajoutant 1 % par tranche de 600 pieds au dessus de la surface 1 013 hPa).

Les arcs de couleur indiquent les zones de vitesses maximales :

L'arc **vert** indique les conditions normales de vol de l'avion (braquage des commandes à fond sans risque de détérioration),

L'arc **jaune** les vitesses interdites en air turbulent,

L'arc **blanc** la zone où l'on peut utiliser les équipements augmentant la traînée (volets, trains d'atterrissage, etc.),

Enfin, le trait **rouge** indique la vitesse limite (V_{NE} : never exceed), particulièrement pour la structure de l'appareil.

Pour les avions volant à des vitesses proches de celle du son et au-delà, d'autres lois sont applicables et, donc, d'autres instruments : le machmètre.

I) 4.2.2.3 Variomètre :



Date de création : 1928 en Allemagne.

Dans sa version classique, cet instrument utilise les variations de pression statique pour indiquer des variations d'altitude, c'est-à-dire des vitesses verticales. De l'air à la pression statique extérieure est stocké dans une bouteille appelée capacité qui se met à pression avec un temps connu. La pression dans la capacité est donc en retard par rapport à la pression courante. Au moment de la mesure, l'instrument fait la différence entre la pression extérieure et la pression de la capacité. À noter que le variomètre fonctionne avec un léger temps de retard, dû au temps de remplissage de la capacité.

Il existe une version différente, où l'instrument est appelé à énergie totale (ou variomètre compensé). Il indique la variation de la somme de l'énergie cinétique (due à la vitesse), et de l'énergie potentielle (due à l'altitude). Il est utilisé pour la pratique du vol à voile, où il est intéressant de connaître le gain d'énergie du planeur dû à la vitesse verticale de la masse d'air, et ce même lors d'une ressource. En effet en vol à voile, l'absence de moteur fait que la seule cause possible d'une augmentation de l'énergie est une masse d'air ascendante (les frottements sont négligés). Le variomètre à énergie totale indique donc la variation d'énergie traduite en vitesse verticale. Lors de la prise de vitesse précédant le décollage, il indique une valeur positive bien que la vitesse verticale soit nulle. Il existe enfin des variomètres dits « **netto** »

qui déduisent la vitesse verticale de la masse d'air, en fonction des variations de l'énergie totale et des caractéristiques du planeur.

I) 4.2.3 Instruments gyroscopiques :

Ils utilisent les propriétés des corps en rotation rapide que sont les gyroscopes : fixité de l'axe du rotor dans l'espace absolu, couple gyroscopique, précession. Les gyroscopes classiques sont entraînés par une pompe à vide ou un moteur électrique qui leur confère une vitesse de rotation très élevée (10 000 tr/min dans le premier cas, 20 000 tr/min dans le second).

I) 4.2.3.1 Gyro compas / gyro directionnel:

Il s'agit d'un gyroscope à deux degrés de liberté qui permet de conserver une référence de cap de façon beaucoup plus précise qu'un compas magnétique. Il est asservi à une vanne de flux (en anglais : flux valve) qui permet de le recalibrer automatiquement en fonction du champ magnétique terrestre. Il est aussi appelé plateau de route.

I) 4.2.3.2 Horizon artificiel :

Il s'agit d'un gyroscope à deux degrés de liberté qui permet de visualiser l'attitude de l'avion par rapport à ses axes de roulis et de tangage et plus précisément de leurs angles avec un plan horizontal : assiette et inclinaison.

I) 4.2.3.3 Indicateur de virage et de dérapage (bille-aiguille) :

L'indicateur de virage est un gyroscope à un degré de liberté qui permet de visualiser le taux de virage (et non l'inclinaison) de l'avion.

Il est associé à une bille qui se déplace dans un tube incurvé selon la verticale apparente et qui visualise le dérapage de l'avion. La bille fonctionne simplement par gravité. En effet, quand le dérapage est nul et le vol symétrique, la gravité relative (gravité équivalente créée par le poids et la force centrifuge) est selon l'axe vertical de l'avion. Si la gravité relative forme un angle avec la verticale du planeur, c'est qu'il existe un dérapage. En vol à voile, l'indication donnée par la bille est souvent doublée par un fil de laine collé sur la verrière. Le fil de laine est collé par une de ses extrémités, et la dizaine de centimètres du fil (souvent de couleur rouge) se déplace avec le vent relatif. Le fil indique alors l'angle entre le vent relatif et l'axe du planeur, ce qui est la définition du dérapage ou de la glissade.

I) 4.2.3.4 Centrale à inertie :

La centrale à inertie (en anglais Inertial Navigation System, INS) est composée de deux gyroscopes à trois degrés de liberté et d'un trièdre d'accéléromètres. Après une phase de stabilisation, tous les mouvements de l'avion autour de la position de référence sont connus. Elle remplace donc l'horizon artificiel et le gyro directionnel. Par intégration des signaux des accéléromètres, les vitesses de l'avion selon les trois axes sont calculées dans le référentiel terrestre. La position de l'avion est ainsi calculée toujours dans le référentiel terrestre, faisant ainsi abstraction des mouvements dus aux courants aériens. La dérive de position est de l'ordre du mile marin à l'heure. Ce système est donc insuffisant pour déterminer l'altitude avec une précision suffisante. Pour corriger les défauts, il existe plusieurs méthodes dont le couplage barométrique ou encore le couplage avec un GPS. Les avions de ligne devant

franchir les océans en empruntant les espaces MNPS sont équipés de trois centrales de ce type. On trouve deux types de centrales, celles qui sont équipées de gyroscopes mécaniques ou les plus modernes qui sont équipées de gyrolasers.

I) 4.2.3.5 Gyrolaser :

Un gyrolaser est composé d'un circuit de lumière parcourant un triangle équilatéral. La source de lumière (rayon laser) est appliquée au milieu de la base du triangle, ou elle est séparée en deux faisceaux vers les deux angles inférieurs du triangle où sont placés deux miroirs qui redirigent les deux faisceaux de lumière vers le troisième sommet. La vitesse de propagation de la lumière étant constante, si le triangle est animé d'un mouvement de rotation dans son plan, la distance parcourue dans les deux branches devient différente (**Effet Sagnac**). Grâce aux propriétés du rayonnement laser, on observe alors une interférence au sommet du triangle. Un détecteur photoélectrique peut compter et déterminer le sens de défilement des raies de cette interférence, dont la fréquence est proportionnelle à la vitesse de rotation du triangle sur lui-même. En montant trois dispositifs de ce type selon un trièdre, et en traitant les signaux, il devient possible de déterminer tous les mouvements d'un avion selon ses trois axes comme avec un gyroscope mécanique. En ajoutant les accéléromètres et le traitement de leurs signaux, une centrale à inertie a été reconstituée.

I) 4.3 Instruments électromagnétiques :

I) 4.3.1 Radioaltimètre (ou sonde altimétrique) :

Il utilise un radar **chirp** placé sous le fuselage. Il est utilisé pour les procédures d'approche finale ou dans le cadre de la prévention contre le risque de percuter le relief. Il indique de façon très précise (à 50 cm près) la hauteur de l'avion par rapport au sol.

I) 4.3.2 Instruments de radionavigation :

Ils utilisent des stations au sol ou des satellites pour fournir des indications sur la position de l'avion dans l'espace.

I) 4.3.2.1 Radiocompas (ADF - Automatic Direction Finder) :

Une antenne sur l'avion capte un signal radio (dans la bande de fréquence de 190 kHz à 1750 kHz) émis par un émetteur au sol appelé NDB (Non Directional Beacon). L'information délivrée au pilote est présentée par une aiguille qui indique la direction de cette station.

I) 4.3.2.2 VOR (VHF Omnidirectional Range):

Une antenne sur l'avion reçoit un signal radio (dans la bande de fréquence de 108 à 118 MHz) émis par un émetteur au sol appelé VOR. L'information délivrée au pilote est présentée par une aiguille qui indique le cap à suivre pour se diriger vers (ou s'éloigner de, selon la sélection) cette station.

I) 4.3.2.3 RMI (Radio Magnetic Indicator):

Il combine sur un même instrument les fonctions ADF et VOR et donne le cap à suivre pour se diriger vers (ou s'éloigner de, selon la sélection) ces stations.

I) 4.3.2.4 DME (Distance Measuring Equipment):

Un équipement sur l'avion échange un signal radio (dans la bande de fréquence de 960 à 1 215 MHz) avec une station au sol. L'information délivrée au pilote est la distance oblique à cette station, sa vitesse de rapprochement (ou d'éloignement) ainsi que le temps nécessaire pour la rejoindre.

I) 4.3.2.5 ILS (Instrument Landing System) :

Une antenne sur l'avion reçoit deux signaux radio lors des approches. L'information délivrée au pilote est l'écart de sa trajectoire par rapport à l'axe de la piste et la pente qu'il doit tenir pour aboutir au seuil. L'ILS est utilisé pour les atterrissages tous temps en IFR. L'indication « droite-gauche » est transmise par une émission VHF (de 108,10 à 111,95 MHz), tandis que l'indication « haut-bas » est transmise par une émission UHF (de 334,7 à 330,95 MHz).

I) 4.4 GPS (Global Positioning System):

Appareil disposant d'une antenne qui capte un signal radio UHF émis par une constellation de satellites. L'information délivrée au pilote est sa position sur le globe terrestre (latitude, longitude et, avec une mauvaise précision, altitude), sa route vraie ainsi que sa vitesse par rapport au sol.

I) 4.5 Instruments de surveillance des paramètres moteurs et autres systèmes :

I) 4.5.1 Manomètres:

Ils indiquent les pressions d'huile, de carburant ou d'admission.

I) 4.5.2 Tachymètre:

Il indique la vitesse de rotation du moteur (en tr/min) ou d'un réacteur (en % d'un régime nominal).

I) 4.6 Systèmes d'alarmes:

I) 4.6.1 Avertisseur de décrochage :

Il émet un signal sonore ou une vibration du manche le pilote lorsque l'avion s'approche de l'angle d'incidence maximum avant décrochage. Ce système s'appelle Stall Warning System.

I) 4.6.2 Avertisseur de proximité du sol :

L'avertisseur de proximité du sol (GPWS - Ground Proximity Warning System) permet de prévenir (par un message vocal « terrain » ou « pull up ») le pilote lorsque l'avion s'approche du sol. Une version améliorée possède en plus une cartographie plus ou moins fine du terrain

qui est présentée aux pilotes sur les écrans EFIS en cas d'alarme. Sur A380, le programme présente une vue en coupe latérale du plan de vol.

I) 4.6.3 Dispositif d'évitement de collisions :

Le dispositif d'évitement de collisions (TCAS - Traffic and Collision Avoidance System) permet de prévenir (sur un écran et par un message vocal « trafic ») le pilote lorsque l'avion s'approche d'un autre avion. Il peut également proposer (en se synchronisant avec le TCAS de l'autre appareil : coordination des manœuvres) une manœuvre d'évitement dans le plan vertical (climb: monter, descend: descendre). Le BEA (Bureau d'enquêtes et d'analyses pour la sécurité de l'aviation civile) préconise de suivre les instructions du TCAS en priorité sur les instructions données par le Contrôle aérien (suite à la collision en plein ciel de 2 avions au-dessus du sud de l'Allemagne).

Chapitre -II-

Schéma synoptique du pilote automatique et interprétations

II) 1 la commande du pilote automatique :

Il y a deux commutateurs de désengagement du pilote automatique. L'un d'eux est sur le côté extérieur du levier (ou manche) de commande du capitaine. L'autre est sur le côté extérieur du levier de commande du copilote. Les deux commutateurs peuvent désengager les deux FCC (A et B) (flight control computer) et arrêter les deux (ASA) (autoflight status annunciator). Chaque commutateur est un bouton-poussoir momentané. Chaque commutateur a trois contacts normalement fermés et un contact normalement ouvert.

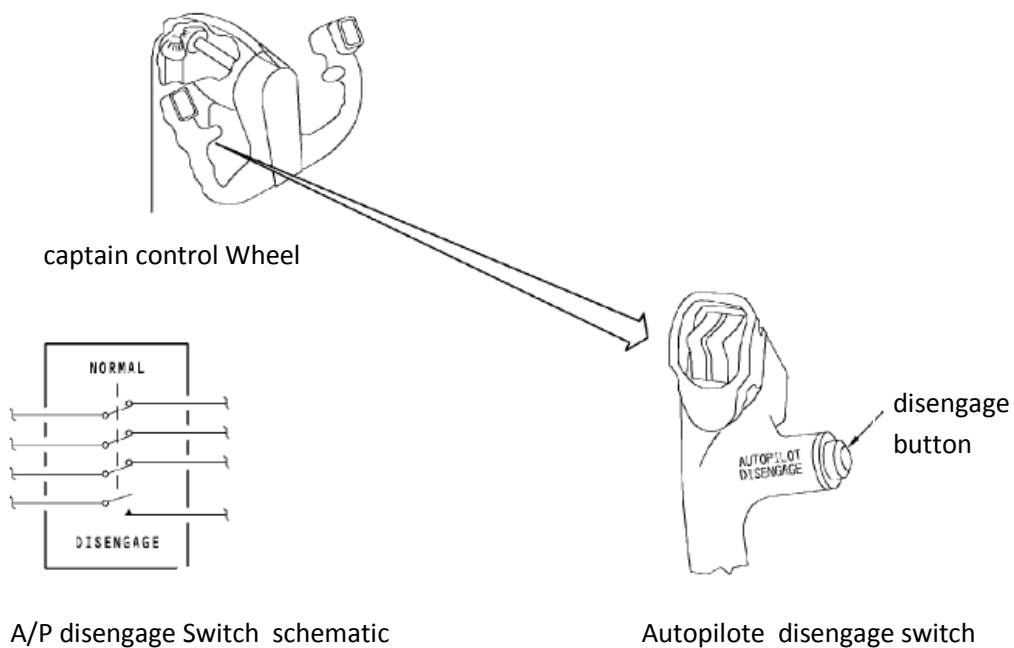


Figure II.1 : bouton de désengagement du pilote automatique.

II) 2 Schéma synoptique et fonctionnement général :

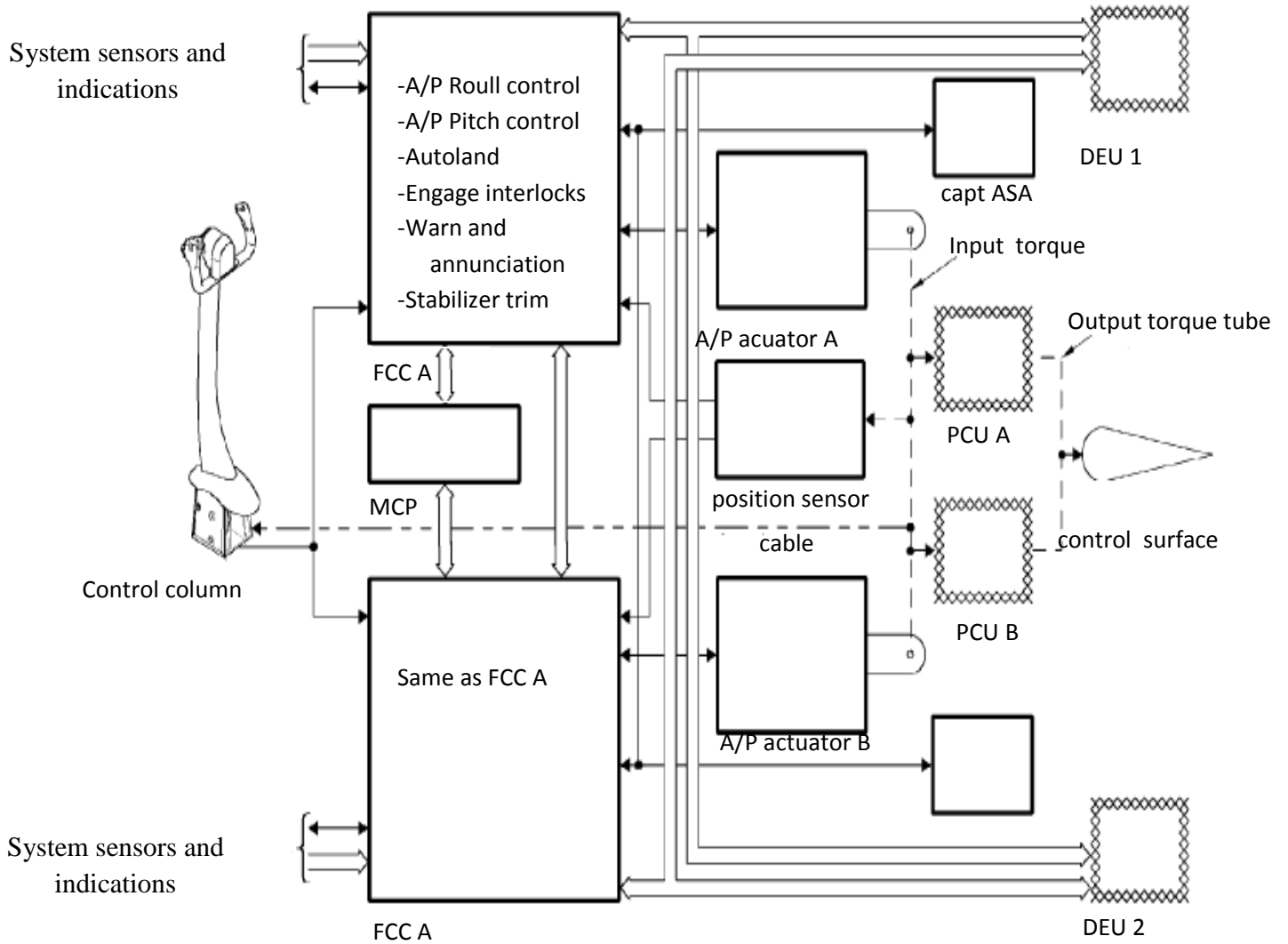


Figure II.2 : schéma synoptique du pilote automatique.

II) 3 les fonctions du pilote automatique (A/P) et de l'ordinateur de control de vol (FCC) sont :

- Commande de roulement de l'A/P.
- Commande de lancement de l'A/P.
- Auto land.
- Engager les couplages.
- Avertissements et annonces.
- Équilibre de stabilisateur.

Le pilote automatique peut commander l'avion de deux manières. Dans le mode de commande (CMD), il commande l'avion automatiquement sans les entrées de données de la colonne de commande des pilotes. Dans le mode commande de direction de roues (CWS) (control wheel steering), il emploie les entrées de la colonne de commande des pilotes.

Les changements entre les modes de l'autopilote n'assurent pas le mouvement non désiré. Les changements entre les modes de l'A/P et le directeur de vol (F/D) (flight director) ne fournissent pas le mouvement non désiré ou les commandes du F/D.

Quand l'équipage engage un A/P, cet A/P est le maître et l'autre A/P est l'esclave. Quand l'équipage engage les deux A/P (mode dual ou conjuguer) le premier A/P engagé est le maître et le second engagé est l'esclave. Le pilote automatique maître commande le mode affichages sur l'annonceur de vol (FMA) (flight mode annunciator) et les données de ce dernier vont à l'A/T et au FMCS.

II) 3.1 Commande de roulement d'A/P :

La fonction de roulement emploie les données des plusieurs capteur et du capteur de force du roulement CWS pour calculer une commande de roulement. La commande de roulement va aux actionneurs des différentes surfaces mobiles pour les déplacer. Les FCC utilisent des signaux de retour de ces capteurs pour calculer les commandes de roulement :

- Capteur de position d'aileron.
- Capteur de position de spoiler.
- Émetteur de position d'aileron.
- Capteurs de position de l'actionneur de l'aileron.

II) 3.2 Commande de lancement d'A/P :

La fonction commande de lancement emploie les données de plusieurs sondes et capteurs et du capteur de force de lancement CWS pour calculer la commande de lancement. La commande de lancement va aux actionneurs de l'élévateur via l'autopilote pour déplacer les surfaces, en passant par la (PCU) (power control units) unité de commande de puissance. Les FCC utilisent les signaux de retour (feedback signals) de ces capteurs pour calculer la commande de lancement :

- Capteur de position de l'élévateur
- capteur neutre de décalage de l'élévateur
- capteurs de position de stabilisateur
- Émetteur de position d'aileron
- capteurs de position de l'actionneur de l'élévateur.

II) 3.3 Auto land :

La fonction d'auto land se compose de ces étapes du parcours de vol :

- Approche
- Fusée
- Tour.

La fonction d'auto land fonctionne seulement si la FCC A et la FCC B sont engagés. Elle contient des commandes de lancement et de roulement.

II) 3.4 Engager Les Couplages :

Le pilote automatique engage des circuits de couplage pour surveiller ces fonctions :

- Puissance.
- Opération.
- Composants.

Dans des conditions normales, les circuits laissent le pilote automatique les engager. Si les conditions ne sont pas normales, le pilote automatique désengage.

II) 3.5 Avertissement et annonces :

La fonction d'avertissement et d'annonce envoie les indications normales et anormales des performances du pilote automatique à ces composants :

- Annonceur de statut du vol automatique pour le commandant de bord (ASA) (autoflight status annunciator).
- Annonceur de statut du vol automatique pour Copilote (ASA).
- Unité électronique d'affichage (DEU) (display electronic unit).
- Panneau de commande de vol.
- Indicateur du MCP.
- Indicateur lumineux d'hors équilibre.

II) 3.6 Équilibre de stabilisateur :

Quand le pilote automatique est engagé, il envoie des commandes d'équilibre au stabilisateur. Le dispositif de compensation du stabilisateur emploie le même actionneur électrique d'équilibre que le dispositif de compensation de vitesse utilise.

Chapitre -III-

Le pilote automatique

et les commandes de vol

III) 1 le pilote automatique :

III) 1.1 Historique :

Un pilote automatique (souvent abrégé **PA** ou **A/P** en anglais) est un système permettant de maintenir un avion sur une trajectoire et avec une vitesse préétablies.

Le premier PA assurant la tenue d'altitude et de cap fut développé en 1914 par Lawrence Sperry. En 1918, Sperry fonda la société (Lawrence Sperry Aircraft Company) qui produisait des composants pour les systèmes de navigation et de pilotage et qui commercialisa son PA vers 1930, des versions spéciales de PA ont été développées par Junkers. Sur le célèbre "Tante Ju" (Junkers Ju 52/1m) - ou sur le Junkers W34fao 397kW - ils avaient pour fonction primordiale d'améliorer la compensation et la régulation de la commande de profondeur. Ce dernier point est particulièrement ardu à l'aide du simple manche en cas de stress et en présence de rafales.

Plus tard, des PA spéciaux furent mis au point pour le vol en piqué comme pour le Junkers Ju 87 B. Ce PA commande l'aérofrein et force l'avion à effectuer une descente avec très forte pente. Arrivé à basse altitude ou après largage des bombes, le PA replaçait l'avion dans sa position initiale.

De nos jours les PA arrivent à contrôler de gros porteurs comme le B747 de Boeing ou l'A380 airbus du décollage jusqu'à l'atterrissage et cela est possible grâce au développement de calculateurs puissants.

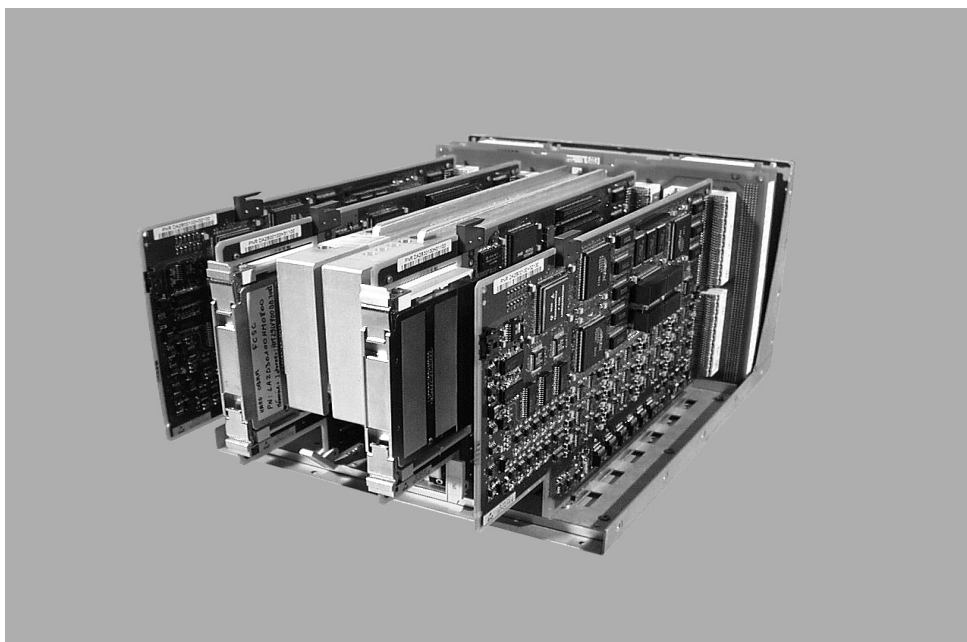


Figure 3.1 : Calculateur du pilote automatique

III) 1.2 Définition du pilote automatique :

Un PA est un dispositif électronique qui transmet des ordres à des sous-systèmes hydrauliques ou électriques sollicitant les gouvernes et le moteur d'un avion en lieu et place du pilote humain en fonction des instructions que celui-ci aura préalablement données. Les impulsions

données par le pilote (humain ou automatique) sont ensuite amplifiées par des servocommandes.

Un PA peut fonctionner selon plusieurs modes selon le but recherché. Les modes de base sont :

- la tenue d'altitude.
- la tenue de vitesse.
- la tenue de cap.

Des modes plus sophistiqués sont par exemple sur les hélicoptères, ex : la tenue de position au-dessus d'un point donné.

Voici un schéma montrant les deux premières fonctions citées auparavant d'un pilote automatique :

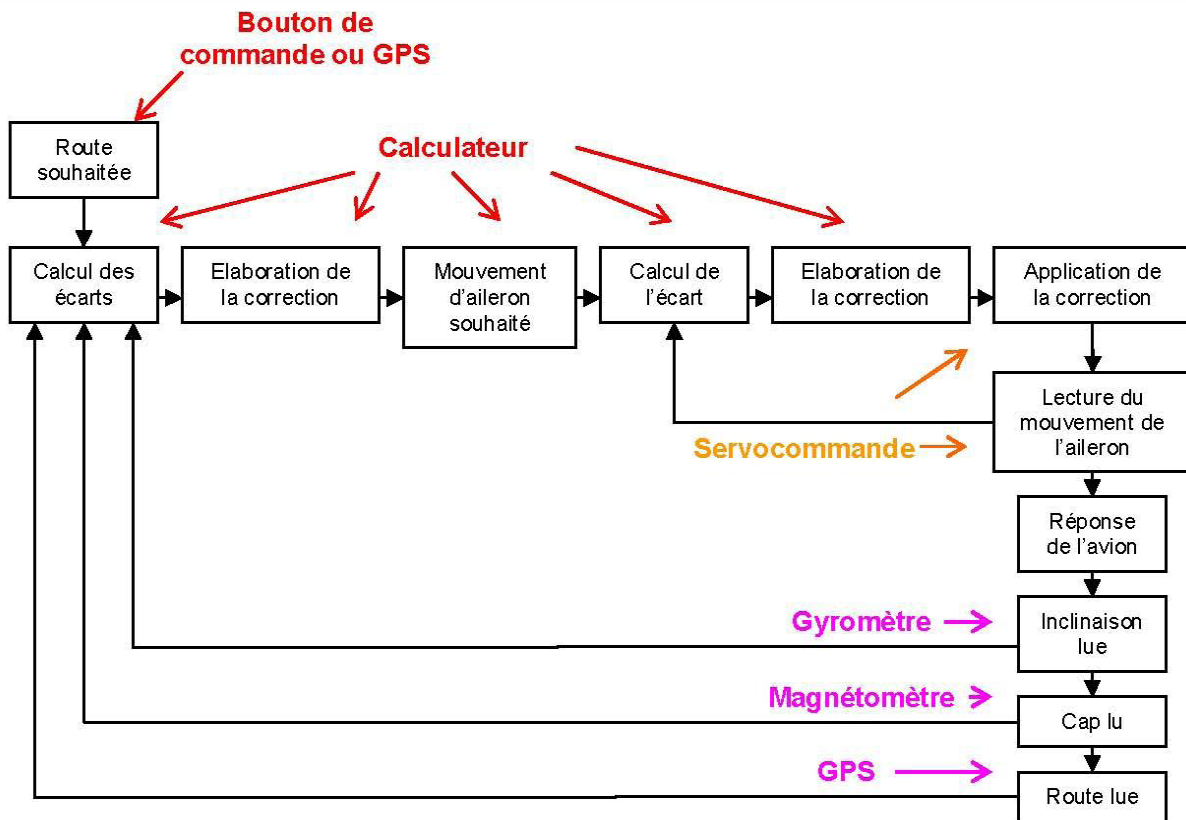


Figure 3.2

Quelques remarques :

1. D'après le schéma ci-dessus, on peut penser que les capteurs utilisés pour connaître les paramètres roulis et tangages sont des capteurs de position de l'avion, en fait ce type de capteur a été abandonné depuis assez longtemps et les capteurs utilisés maintenant sont gyromètres électroniques qui mesurent des accélérations sur les 3 axes de l'avion et ensuite par des algorithmes déduisent les paramètres utiles.

2. Pour la boucle de commande des gouvernes (profondeur ou ailerons), il est nécessaire de connaître la position de la gouverne, ceci est fait en mesurant la position du bras de commande de la servocommande (voilà pourquoi le branchement sur la servocommande possède plusieurs câbles).

3. Il est évident que tous les avions ne répondent pas de la même manière en terme vitesse de roulis ou de tangage, en termes d'anticipation nécessaire pour atteindre un cap ou une altitude donnée. Les lois utilisées par le pilote automatique doivent donc être adaptées à chaque machine, c'est pourquoi les modes d'emploi ont des chapitres assez fournis sur cette opération. Par exemple chez les produits de TruTrak, il y a huit réglages en roulis: activité du servo, couple, taux de transmission, inclinaison, micro-activité, vitesse mini de vol, vitesse maxi de vol, inclinaison sous GPS.

4. Enfin un dernier point, ces pilotes automatiques se synchronisent avec la position actuelle de l'avion pour permettre une mise en œuvre sans à-coups, mais en règle générale ils n'équilibrent pas l'avion. Les modèles de PA les plus évolués proposent un affichage de l'effort sur la servocommande pour alerter le pilote sur la nécessité de trimmer (équilibrer), ou alors proposent carrément un équilibre automatique

III) 2 Commandes de vol :

III) 2.1 Introduction :

Les commandes de vol sont le système qui fait le lien entre le pilote et les gouvernes aérodynamiques qui permettent de modifier la trajectoire de l'avion. Ce système est donc composé d'organes de pilotage (manche par exemple), d'actionneurs (vérins, hydrauliques ou électriques) pour bouger les gouvernes, et d'un système de transmission plus ou moins sophistiqué entre les organes de pilotage et les actionneurs.

Le but primordial d'un aéronef est d'aller, en toute sécurité d'un point à un autre, dans ce cas il est nécessaire de pouvoir bien contrôler, en permanence les évolutions de l'avion dans l'espace c'est-à-dire de pouvoir le "piloter".

Piloter, c'est d'abord contrôler l'attitude de l'avion selon les trois axes : l'axe du lacet (vertical) ; l'axe de roulis (horizontal et dans la direction du fuselage) ; l'axe du tangage (horizontal et perpendiculaire au fuselage). Pour cela, le pilote dispose de trois commandes de vol (figure 3.3.a et 3.3.b) :

Le dispositif permettant de contrôler le lacet s'appelle le gouvernail de direction, il est commandé depuis le cockpit par deux pédales appelées "palonnier" et agissant sur la partie mobile de la "dérive".

La commande de roulis se fait grâce aux ailerons, ces petites surfaces mobiles situées vers les extrémités des ailes. Lorsqu'un aileron est baissé, c'est comme si l'aile augmentait son incidence. Résultat, elle "porte" plus et elle monte. Quand un aileron est baissé l'autre est levé et produit sur son aile l'effet contraire, par conséquent les actions des ailerons s'ajoutent. Les ailerons sont reliés au "manche" de telle sorte qu'en poussant le manche à droite l'avion s'incline à droite, et en poussant le manche à gauche l'avion s'incline à gauche.

La commande du tangage se fait grâce à la gouverne de profondeur, elle est reliée au manche de telle façon qu'en "poussant le manche" l'angle d'incidence du stabilisateur augmente, alors la queue monte et implique la descente du nez. au contraire, en tirant sur le manche on lève le nez de l'avion, alors pour entamer la montée il suffit de tirer sur le manche, mais du même coup on augmente la traînée, on va alors moins vite en même temps qu'on monte et effets implique une conséquence dangereuse pour l'avion qui est le risque de "décrochage". Pour éviter ne cela pas d'autre solution que booster l'avion en fournissant plus de gaz.

Pour entamer la descente, on procède d'une manière contraire : on diminue la poussée.

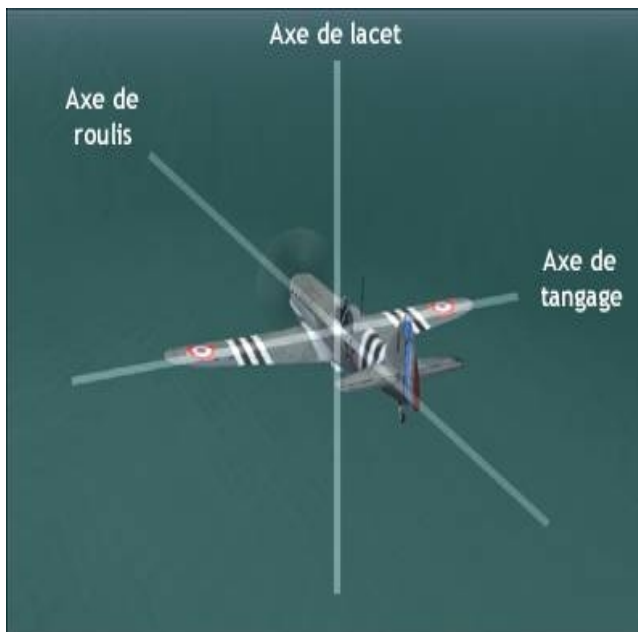


Figure 3.3.a

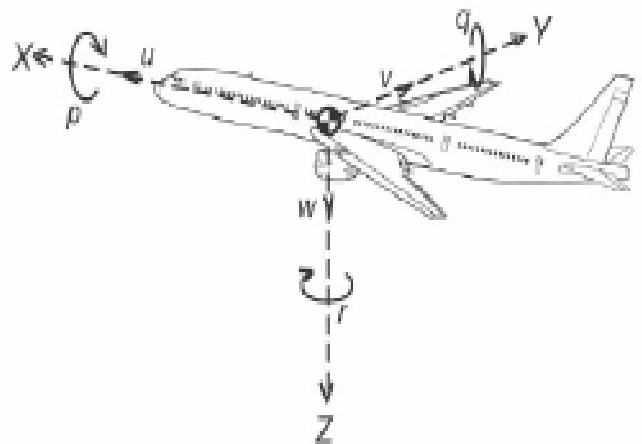


Figure 3.3.b

Jusqu'à un passé récent, les ordres envoyés aux différentes commandes de vol :

- Profondeur (contrôle du tangage).
- Ailerons (contrôle de roulis).
- Direction (contrôle de lacet).

Étaient effectués par des câbles en acier, des poulies, des guignols de renvoi avec ou sans effets multiplicateurs ou diviseurs, des tringleries et des biellettes qui attaquaient des servocommandes hydrauliques permettant le mouvement des dites gouvernes.

Lorsque les avions sont devenus plus lourds les constructeurs ont ajouté des systèmes hydrauliques d'assistance permettant ainsi de démultiplier l'effort du pilote.

On distingue les commandes de vol primaires (profondeur, aileron, direction, aérofrein, vérin de plan horizontal) utilisées pendant tout le vol et les commandes de vols secondaires (becs et volets) utilisées pendant les phases d'atterrissage et de décollage.

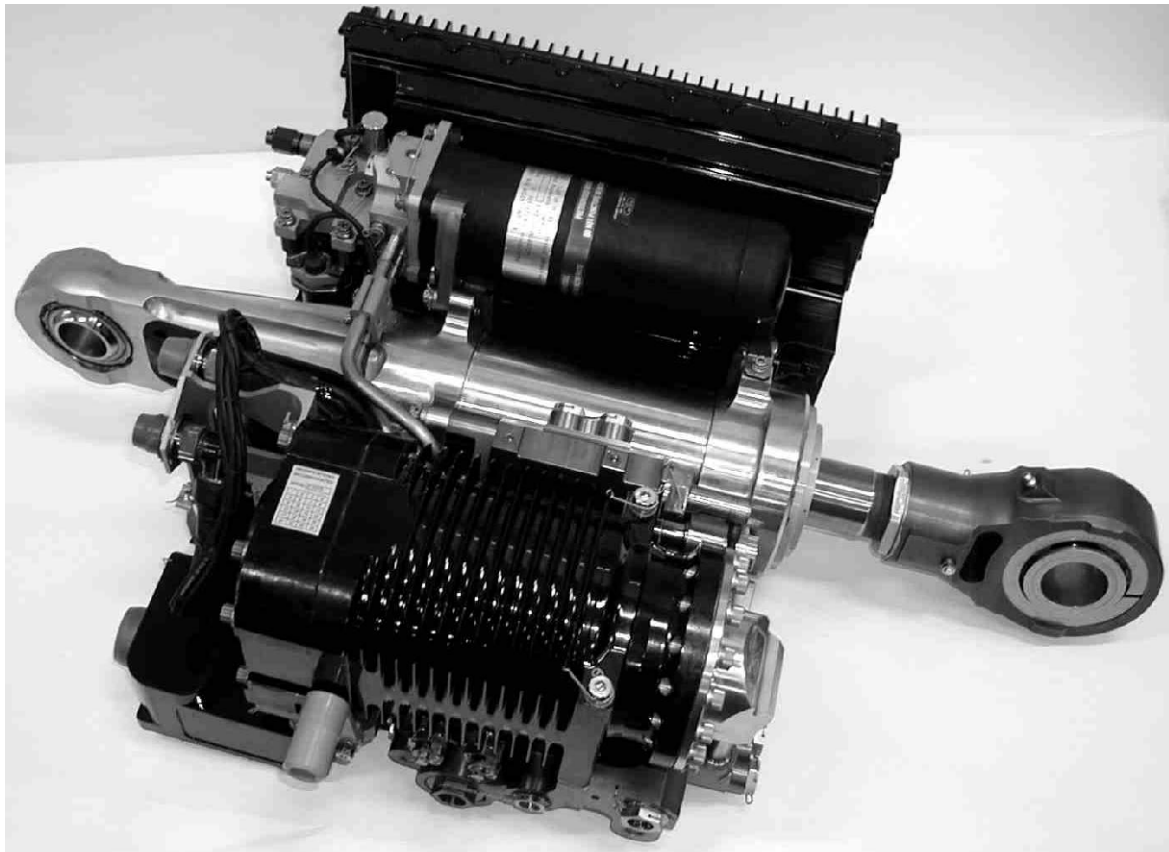


Figure 3.4 : Exemple d'un vérin hydraulique du B737 NG

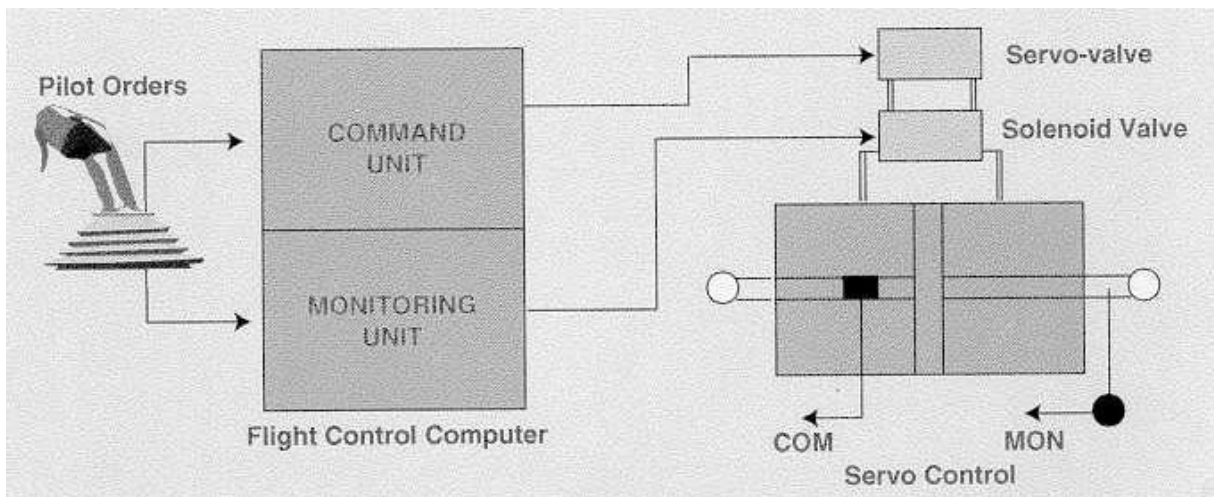


Figure 3.5 : Exemple d'une commande moderne de vérin (Commande électrique).

III) 2.2 Problèmes liés à la conduite de vol :

Suivant la mission que doit remplir l'avion, en plus des contraintes liées à la qualité de vol de l'avion, le pilote va être confronté à deux problèmes :

- problèmes liés aux passagers : les amener à destination en temps voulu et dans des conditions de confort suffisantes ; se sont là des exigences à satisfaire à chaque vol.
- problèmes liés à la charge du travail de l'équipage : la fatigue peut être un élément provenant du fait que le pilotage dure longtemps (avion long-courrier) ou au contraire, du fait qu'il faille piloter peu de temps mais de façon répétée (avion moyen-courrier) ; par temps clair, atterrissage de nuit ou par mauvaises conditions météo... précision et à la limite la sécurité peuvent être affectés.

III) 2.3 Rôle du système de commandes automatiques de vol :

Du fait des différents problèmes évoqués précédemment, actuellement un système généralisé est équipé tous les avions de transport public, appelé dispositif de conduite automatique de vol ce système :

- libère le pilote des tâches routinières ou au contraire, des tâches exigeant de lui une attention très grande.
- améliore la qualité de vol, par conséquent leur sécurité et leur régularité.
- soulage le pilote dans son comportement pendant toute la durée du vol.

Prenons quelque exemple :

A°)- les modes oscillatoires devront être suffisamment amortis dans tout le domaine de vol de l'avion : les dispositifs correspondants à cette fonction s'appellent les **stabilisateurs**.

B°)- si l'avion est amené à évoluer hors du domaine normal, divers phénomènes peuvent apparaître (tels que décrochages partiels,...) et des dispositifs sont à prévoir pour que le pilotage n'en soit pas affecté, c'est là qu'interviennent les dispositifs appelés **correcteurs**.

C°)- l'avion ne doit pas pouvoir s'engager dans un domaine de vol où la sécurité du vol ne serait plus assurée du fait de l'apparition de phénomènes incontrôlables. des dispositifs devront donc fournir une alarme à l'approche du domaine considéré ; ce sont les avertisseurs ou les dispositifs de protection automatique qui agiront sur les commandes dans le sens convenable. Ainsi du point de vue des qualités de vol, nous venons de citer d'une part (A et B ci-dessus) des dispositifs dont le but est de ramener des sensations au niveau des commandes de vol qui soient comparables : qu'il s'agisse d'un avion de tourisme ou d'un gros porteur moderne à l'aérodynamique très complexe et d'autre part des automatismes qui ont des fonctions plus spécifiques d'alarme ou de protection.

D°)- nous avons vu qu'il faut par ailleurs soulager la tâche du pilote, une première étape a été réalisée avec le directeur de vol, la seconde faisant plus particulièrement l'objet de ce chapitre : c'est le pilote automatique qui exécute des ordres, le pilote humain peut alors se

consacrer totalement à la conduite du vol et à la surveillance globale, aidé en cela par les dispositifs d'alarme et de protection vue précédemment.

III) 2.4 Les circuits de commandes de vol :

III) 2.4.1 Introduction :

Les commandes de vol maintiennent l'avion à l'altitude nécessaire pendant le vol. Elle commande et gèrent les surfaces mobiles sur les ailes et empennages. Ce sont les deux types de circuits de commande de vol :

1. Primaire.
2. Secondaire.

III) 2.4.2 Circuit de commande de vol primaire :

Axe de référence	Commande	Gouverne
Tangage	Manche	Profondeur
Roulis	volant	Ailerons et spoilers
Lacet	palonniers	direction

Le circuit de commande de vol primaire déplace l'avion autour de trois axes primaires : **latéral**, **longitudinal**, et **vertical**. Le système de commande de vol primaire se compose :

- * Ailerons.
- * Gouverne de profondeur.
- * Gouvernail de direction.

III) 2.4.3 Circuit de commande de vol secondaire :

Les commandes de vol secondaires améliorent la sustentation et les propriétés de manipulation de l'avion. Le circuit de commande de vol secondaire se compose de :

- * Les spoilers.
- * Le stabilisateur.
- * Les dispositifs hypersustentateurs.

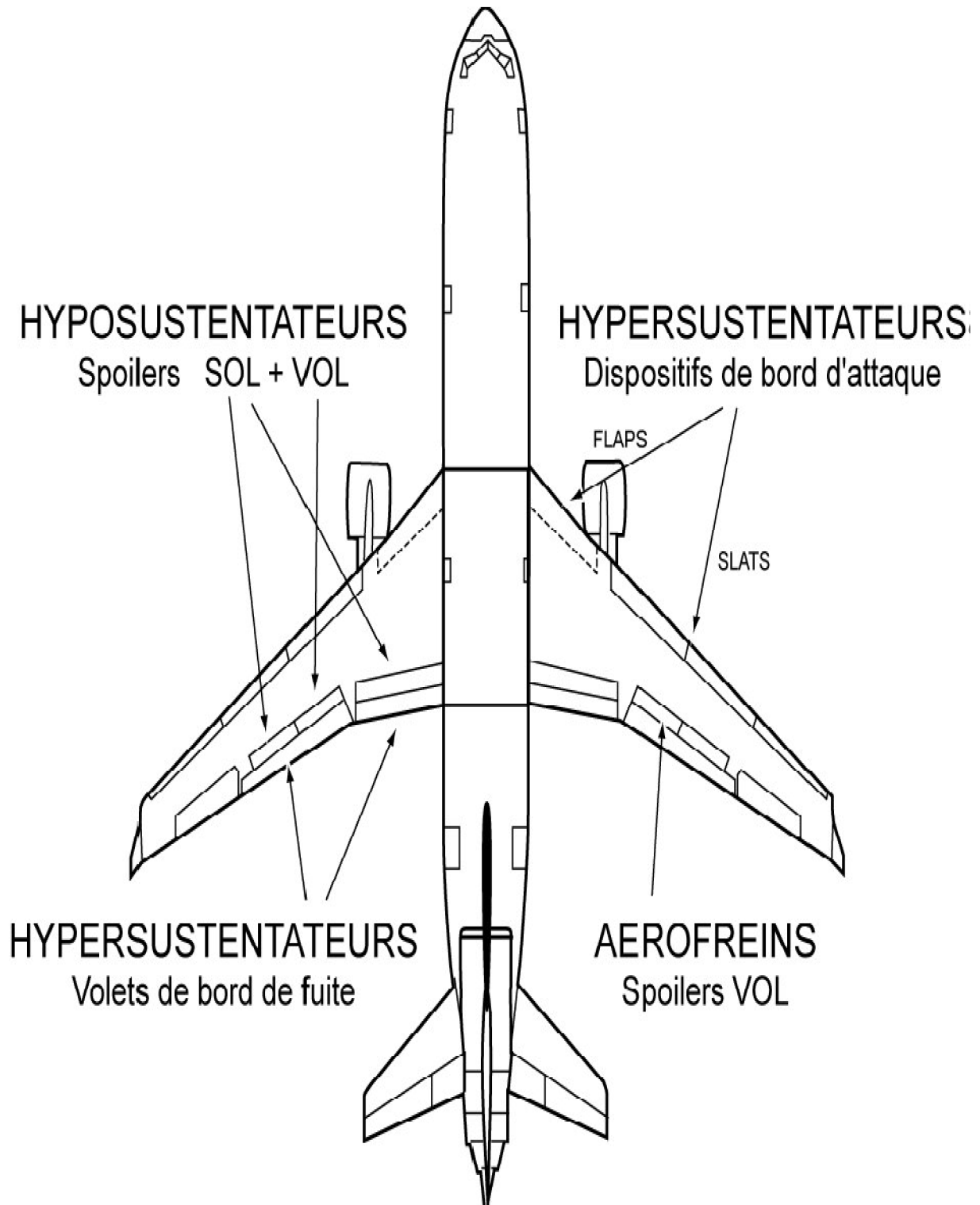


Figure 3.6 : Schéma de commande de vol secondaire

III) 2.5 Description des commandes de vol :

Les pilotes actionnent manuellement les commandes de vol, par contre le pilote automatique les actionne d'une manière automatique et on citera :

Les gouvernes qu'on peut schématiser par l'asservissement donné par la figure suivante :

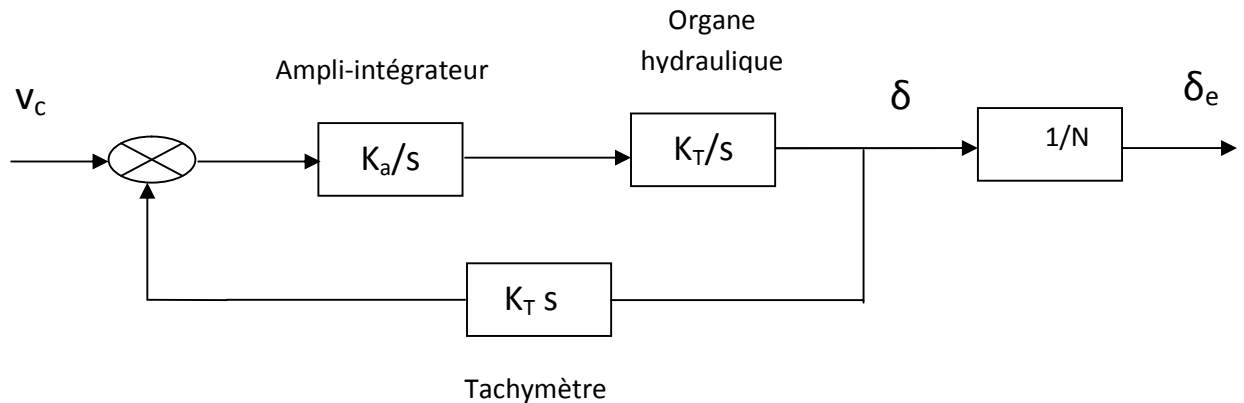


Figure 3.7

Il existe deux types de gouverne :

➤ **a-Gouverne de profondeur :**

Le pilote fait bouger les manches de commande qui à leur tour actionnent les servocommandes qui contrôlent les vérins hydraulique de la gouverne de profondeur. Pour le pilotage automatique Les actionneurs de ce dernier donnent une entrée électrique aux servocommandes, celle-ci déplace la gouverne de profondeur.

➤ **b-Gouverne de direction :**

Les palonniers déplacent les câbles qui donnent une entrée à l'unité de sensation et de centrage du gouvernail de direction. Celle-ci commande la servocommande, qui actionne la gouverne. Le commutateur d'équilibre du gouvernail de direction donne une entrée à l'unité de sensation et de centrage de gouvernail de direction et change la position neutre du gouvernail de direction.

➤ **Ailerons :**

Les commandes de gauchissement déplacent les câbles qui donnent l'entrée à l'unité de sensation et de centrage de l'aileron, celle-ci commande la servocommande pour actionner l'aileron.

Le gauchissement se fait aussi grâce au travail conjugué des spoilers et des ailerons comme l'indique la figure suivante :

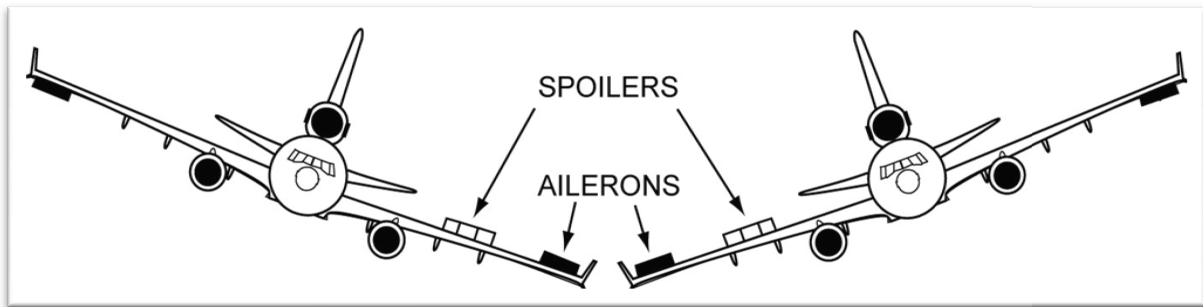
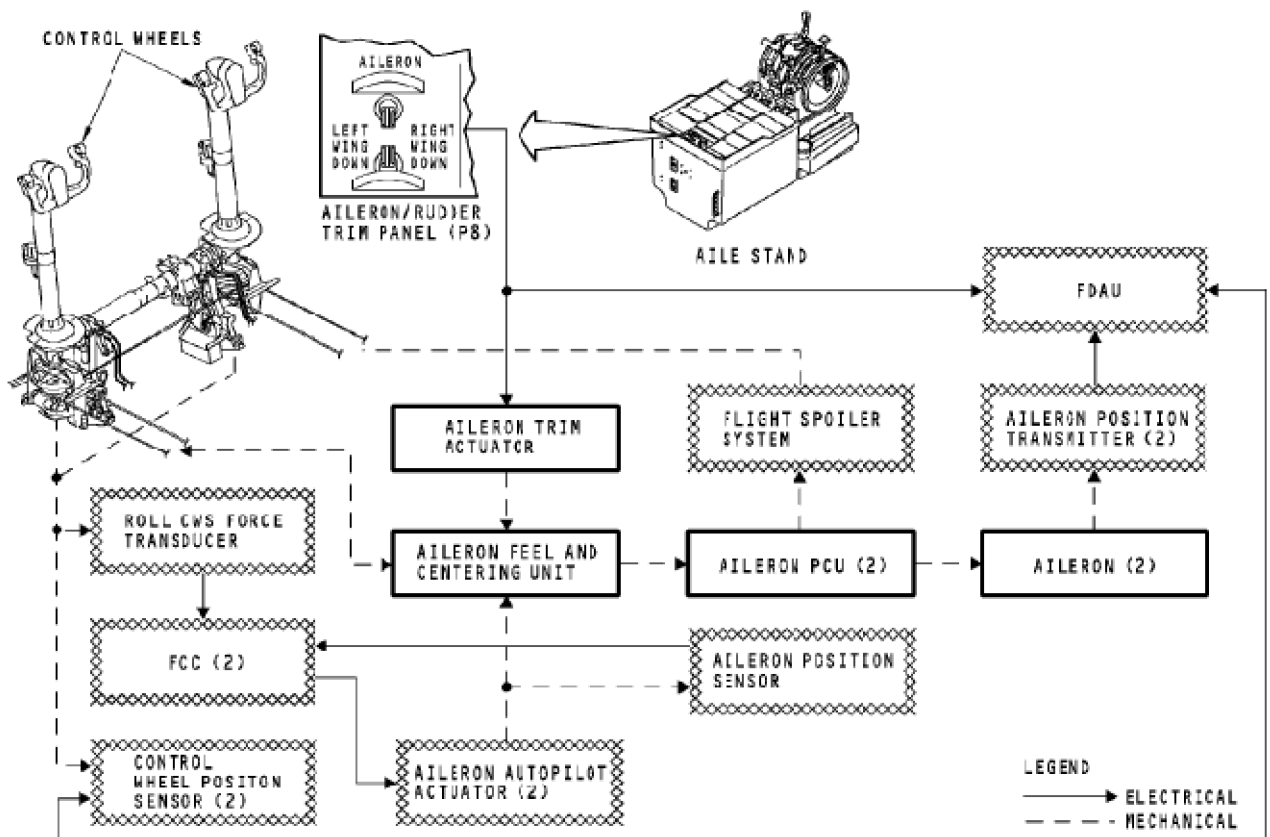


Figure 3. 8 : Fonction de gauchissement

Le schéma de commande de l'aileron est donné par la figure suivante :



AILERON AND AILERON TRIM CONTROL SYSTEM

➤ **Spoilers :**

Les spoilers ont pour effet de réduire la portance des ailes. On distingue deux types de spoiler :

1. les spoilers vol.

2. les spoilers sol.

❖ **1. les spoilers vol :**

Ils sont commandés de deux façons :

- En même temps que les ailerons, donc par le volant de commande des ailerons et par le pilote automatique : dans ce cas, ils fonctionnent d'une manière différentielle c'est à dire qu'ils se déplacent proportionnellement et dans le même sens que l'aileron, et participent donc à la commande latérale de l'avion.
- par le levier des aérofreins : tous les spoilers vol se lèvent lorsque l'on agit sur le levier de commande. Comme ils diminuent simultanément la portance des deux ailes, ils augmentent considérablement la traînée de l'avion.

❖ **2. les spoilers sol :**

Les spoilers sol ne fonctionnent qu'au sol, ils sont commandés par le levier des aérofreins.

Les spoilers :



les spoilers ont un rôle et une fonction d'aérofreins comme le montre la figure suivante :



Figure 3. 9 : La fonction aérofreins

➤ **Stabilisateurs :**

Le stabilisateur est le plan à l'arrière de l'avion qui le stabilise sur l'axe du tangage, et on modifie cet axe soit grâce à des gouvernes, soit en faisant pivoter tout le plan du stabilisateur (principalement sur les planeurs, ce qui s'appelle alors un stabilisateur pendulaire).

Le stabilisateur est mobile. C'est en faisant varier son angle d'attaque que l'on assure le trim longitudinal de l'avion. Il est normalement actionné électriquement, mais la commande électrique est doublée d'une commande manuelle. Le stabilisateur est également commandé par le pilote automatique.

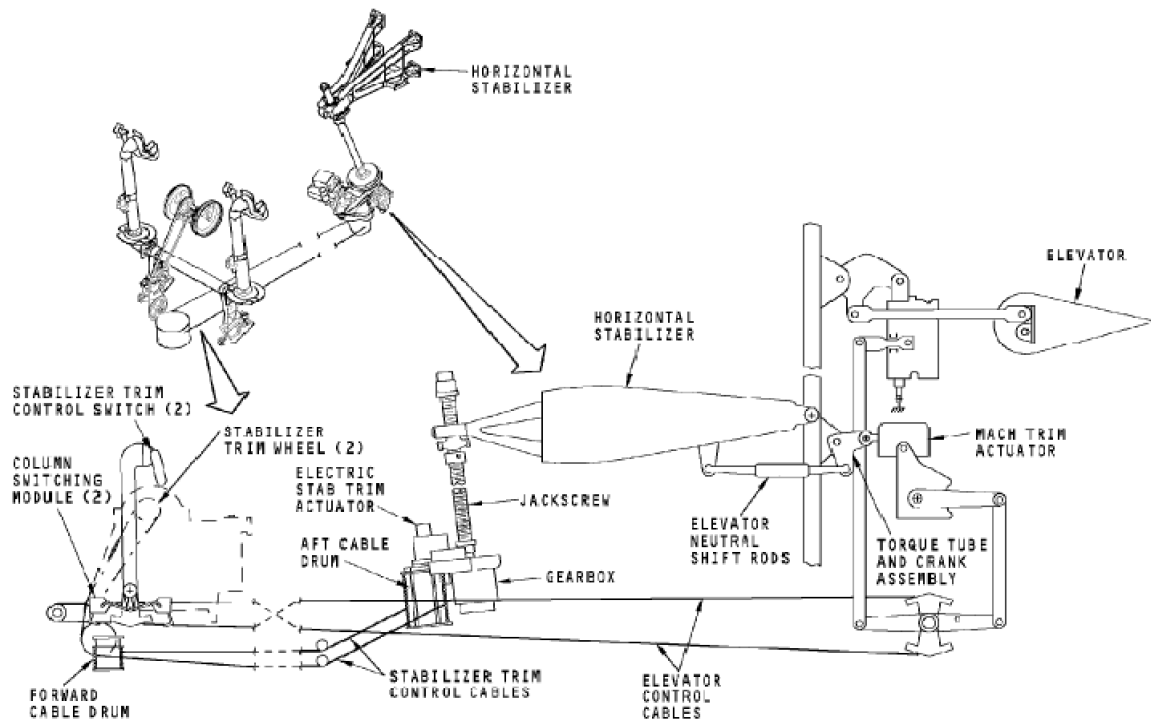


Figure 3.10: HORIZONTAL STABILIZER TRIM CONTROL SYSTEM

➤ **Dispositifs hypersustentateurs :**

Un avion doit pouvoir voler à une grande vitesse en croisière mais aussi à faible vitesse en phase d'atterrissage et de décollage.

Ces deux objectifs sont contradictoires car une aile, qui a un bon rendement pour une vitesse donnée, voit ses performances diminuées pour toute autre vitesse.

La relation :

$$L = C_L \cdot \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot S$$

Montres que la portance diminue avec la vitesse. Si l'on veut diminuer la vitesse en conservant la portance constante en vol horizontal, il faut augmenter l'angle d'attaque pour augmenter C_L . Or on a vu qu'il existe un angle d'attaque critique correspondant à la valeur maximum de C_L qui ne peut être dépassé sans provoquer le décrochage. Il existe donc une vitesse minimale de sustentation, vitesse de **Stall** (décrochage) qui, pour un poids donné G , vaut :

$$v_s = \sqrt{\frac{2G}{C_{L_{\max}} \cdot \rho \cdot S}}$$

Si l'on veut conserver une portance suffisante à des vitesses inférieures à V_s on voit qu'il est nécessaire d'augmenter l'un des autres paramètres :

- soit ρ , la masse volumique de l'air, ce qui est impossible ;
- soit S , la surface alaire (avion à géométrie variable) ;
- soit C_L , le coefficient de portance.

Les dispositifs hypersustentateurs comprennent :

- les volets de bord de fuite (intérieur et extérieur).
- les volets de bord d'attaque.
- les becs de bord d'attaque.

En se déplaçant ces dispositifs augmentent la corde moyenne de l'aile et par conséquent augmentent la portance. Les dispositifs de bord d'attaque (volets et becs) sont plus spécialement destinés à éviter le décollement des filets d'air au-dessus de l'aile lorsque les incidences sont grandes.

Lorsque les volets de bord de fuite sont complètement sortis, ils augmentent aussi fortement la traînée de l'avion, ce qui permet de réduire la distance de roulage à l'atterrissage.

Les volets de bord de fuite sont normalement actionnés par un moteur hydraulique. Ils peuvent être actionnés par un moteur électrique.

Les volets et becs de bord d'attaque sont commandés par le déplacement des volets de bord de fuite. Ils sont actionnés séparément par des vérins hydrauliques.

III) 2.6 Le système de commande de vol automatique :

Le système de commande de vol automatique est composé de :

- d'un système amortisseur de lacet.
- d'un compensateur de mach.
- d'un pilote automatique.

III) 2.6.1 Système amortisseur de lacet :

L'amortisseur de lacet commande la gouverne de direction pour réduire les oscillations autour de l'axe de lacet sans émouvoir le mouvement de l'avion.

III) 2.6.2 Compensateur de mach :

Le dispositif de compensation de mach équilibre automatiquement l'avion autour de l'axe de tangage pendant le vol au mach élevé par le mouvement de la gouverne de profondeur.

III) 2.6.3 Pilote automatique :

Le système de pilotage automatique est constitué de deux calculateurs :

1-Calculateur de roulis.

2-Calculateur de profondeur.

Chaque calculateur contrôle l'avion suivant son axe correspondant.

Parmi les rôles des calculateurs on a :

- asservir les gouvernes.
- calcul des lois de pilotage (consigne).
- gérer l'aspect multi-calculateur.
- surveiller (I/O, auto-surveillances, pannes,.....).
- alléger le travail du pilote (e. g. reconfiguration).

Les commandes de vole et les systèmes qui les actionnent sont résumés dans le schéma suivant :

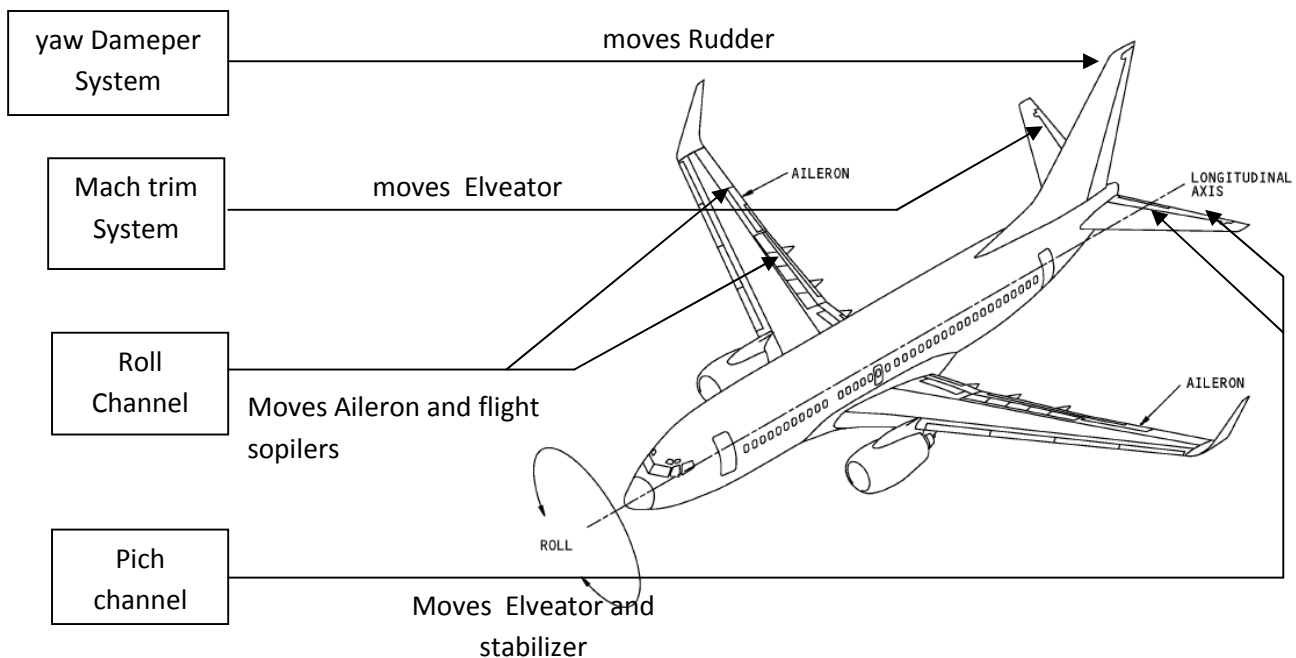


Figure 3.11

III) 3 Conclusion :

Vu l'utilité et la nécessité de faire mouvoir les gros porteurs actuels dans de bonnes conditions de vol, et ceci dans de bonnes ou de mauvaises conditions météo ou dans des milieux a forte turbulence , les commandes de vol étant for complexes sur ce genre d'appareils, l'homme a lui tout seul est incapable de remédier a ces problèmes et palier aux exigences souhaités ;c'est imposé alors l'utilisation des systèmes automatique pour la conduite de tous les types de vol, le noyau central de ces systèmes est le pilote automatique.

Chapitre -IV- modèle de l'avion et simulations

IV) 1 Introduction aux bases de l'aérodynamique

IV) 1.1. Introduction :

Afin de voir plus clair le comportement de l'avion en vol, on va d'abord rappeler quelques principes de base de l'aérodynamique et de la mécanique. Une fois le modèle non linéaire obtenu, on va calculer les coefficients aérodynamiques et les dérivées de stabilité qu'on utilisera pour avoir la représentation d'état d'un modèle linéaire autour du point d'équilibre. Le but étant la synthèse d'une commande, on va présenter les différents modes des dynamiques latérales et longitudinales puis l'effet des commandes sur les variables d'état du modèle en boucle ouverte.

IV) 1.2. Principe de vol :

Lorsqu'un corps est plongé dans un fluide en mouvement (relatif), des lignes de courant se créent sur sa périphérie (Figure IV.1). Si la distribution de ces lignes est asymétrique, il y a alors d'après le théorème de Bernoulli une différence de pression sur les deux coté du corps.

D'où une force orientée de la haute pression vers la basse pression L_r qu'on appelle « portance ». La force de résistance au déplacement D_r qui est toujours présente quant à elle, est désignée par la « traînée ».

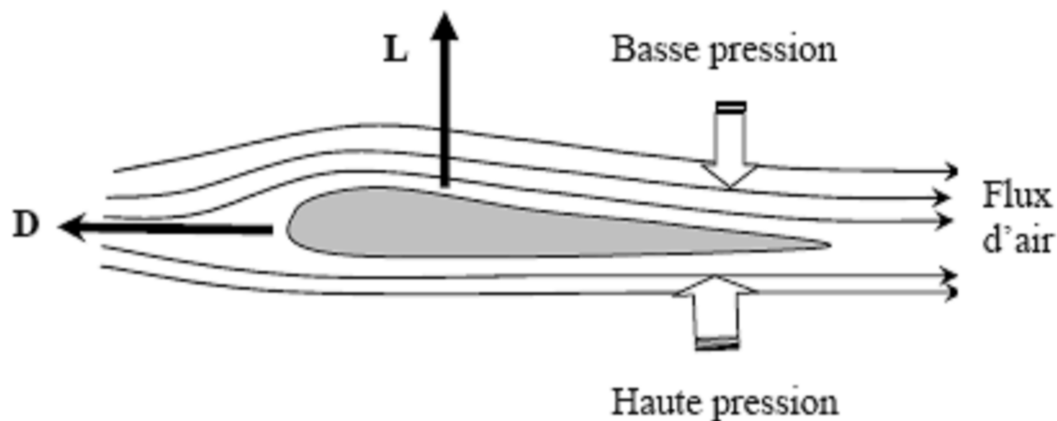


Figure IV.1: Les forces aérodynamiques agissant sur une

La portance étant fonction de la vitesse, une fois qu'un avion dépasse la vitesse minimale de maintien, cette force dépasse son poids et il prend son envol. Toutefois les forces aérodynamiques n'apparaissent qu'après acquisition d'une certaine vitesse relativement à l'air. Celle-ci se crée grâce à une force de propulsion induite par la rotation d'une hélice à l'image d'un hélicoptère ou bien à

la force de réaction résultant de l'expulsion de l'air à grande vitesse par les réacteurs ; c'est le principe de la conservation de la quantité de mouvement.

IV) 1.3. Aile d'un avion :

La forme des ailes d'un avion est conçue de sorte à minimiser la traînée et maximiser la portance. La consommation en carburant est en effet directement liée à la traînée.

Les forces aérodynamiques sont étroitement liées aux caractéristiques de l'aile et aux propriétés physico-chimiques du fluide. La portance a pour expression :

$$L = \rho S C_L \frac{V^2}{2} \quad (1.1)$$

Où' :

- ρ densité de l'air
- $S = .b$: la surface grossière des ailes
- C_L : la moyenne des cordes
- $\frac{V^2}{2}$: pression dynamique
- V : vitesse relative à l'air
- C_L : coefficient aérodynamique de portance
- Λ : rapport caractéristique de l'aile

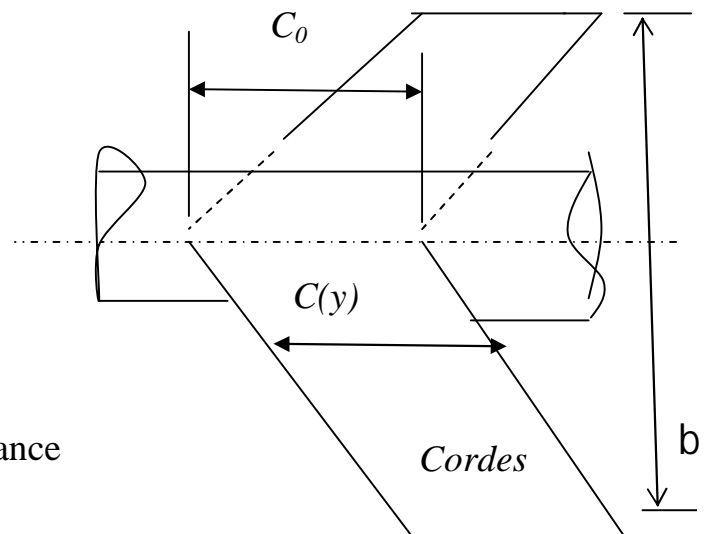


Figure IV.2: aile d'un avion

La traînée est donnée par :

$$= \frac{1}{2} D \quad (1.2)$$

- **D** : coefficient aérodynamique de traînée

IV) 1.4. Avion en vol :

Un avion est soumis aux forces aérodynamiques mais aussi à son poids et à la force de propulsion (poussée). Une fois en vol, il peut effectuer quatre manœuvres principales : maintien d'altitude, descente ou montée et enfin un virage stable (sans perte d'altitude).

a) Maintien d'altitude, montée et descente :

Ces trois manœuvres peuvent être représentées par la Figure IV.3. La pente aérodynamique étant la seule variable qui change : positive à la montée, négative en descente et nulle en maintien d'altitude

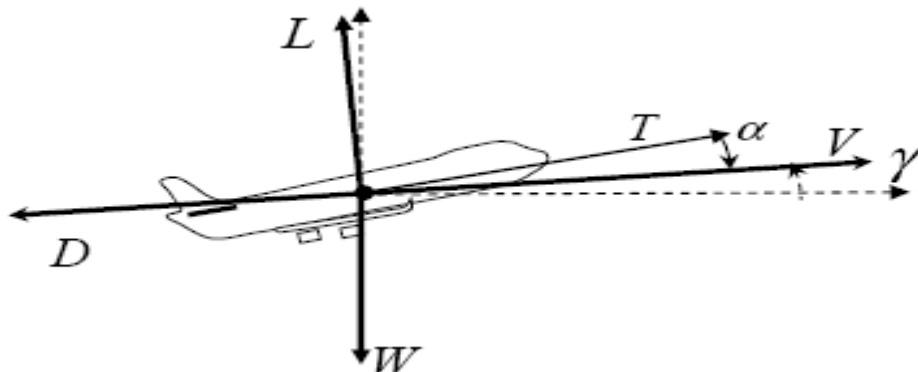


Figure IV.3 : les forces agissant sur l'avion

- **W**=mg : le poids
- **L** : la portance
- **D** : la traînée
- **T** : la force de propulsion.
- γ : pente aérodynamique
- α : angle d'incidence

Remarque :

On désigne aussi par β ce qu'on appelle l'angle de dérapage, l'angle entre la composante horizontale de la vitesse et le plan de symétrie de l'avion.

b) Virage stable :

Afin de suivre une trajectoire latérale, le pilote doit changer de cap en effectuant un virage avec un rayon convenable à la vitesse de déplacement de l'appareil (Figure IV.3) :

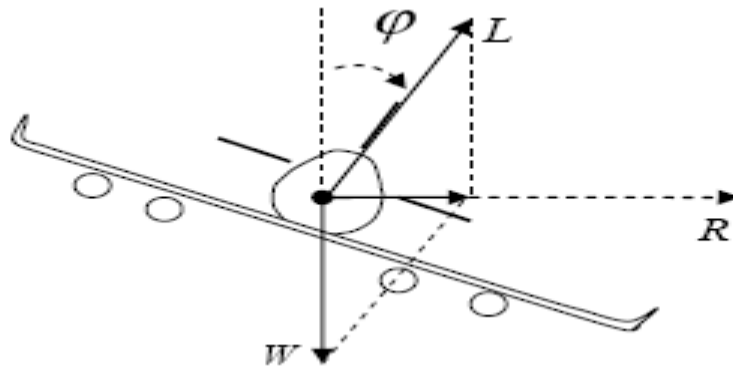


Figure IV.4 : Virage stable d'un avion

Après projection :

$$\sin(\varphi) = \frac{v^2}{R} \quad \text{Force centrifuge} \quad (1.3)$$

$$\cos(\varphi) = \frac{L}{W} \quad (1.4)$$

$$\tan(\varphi) = \frac{v^2}{R} = \frac{L \sin(\varphi)}{L \cos(\varphi)} \quad (\text{Car } v=R\omega) \quad (1.5)$$

φ : est appelé « angle de gîte ».

Remarque :

Cette relation est importante pour le guidage latéral de l'avion.

IV) 1.5. Centre aérodynamique :

C'est le point pour lequel le moment du tangage est constant pour des angles d'incidence variables dans un domaine acceptable. C'est un point très intéressant à situer pour estimer la distance empennage - aile pour une bonne stabilisation de l'avion.

Pour une aile en mouvement subsonique, il est estimé à $\frac{1}{4}$ des cordes

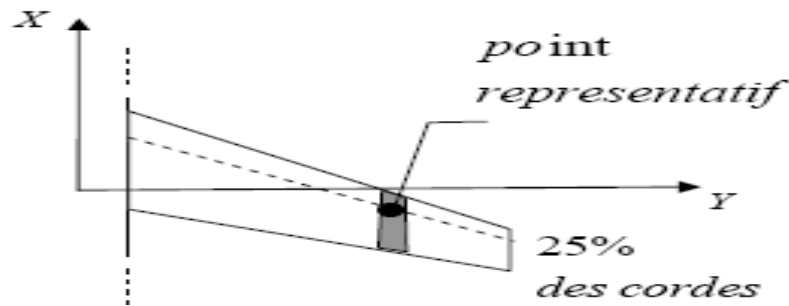


Figure IV.5 : centre aérodynamique de l'aile

IV) 1.6. Stabilité de l'avion :

L'avion a un plan de symétrie, alors comme un système de balance, il est rappelé à l'équilibre en cas de perturbation latérale. Ce n'est pas le cas pour un mouvement longitudinal. Pour stabiliser l'avion, on lui rajoute l'empennage horizontal à une distance bien déterminé du centre aérodynamique de l'avion (stabilisation en boucle ouverte). Bien sur, il ne faut pas oublier les commandes comme l'élévateur, les aérofreins et même la commande des gaz utilisées par le pilote pour commander le mouvement longitudinal de l'avion (stabilisation en boucle fermée).

IV) 2 Fondamentaux de la mécanique de vol

IV) 2.1. Les trièdres de référence :

Pour simplifier l'étude et les équations de la dynamique d'un corps en mouvement, on utilise différents repères suivant les variables qui suscitent l'intérêt du chercheur. En aérodynamique on utilise trois trièdres principaux :

a) Trièdre terrestre ($O X_0 Y_0 Z_0$):

Le mouvement d'un objet est a priori défini par rapport à un repère fixe (lié à la terre).

- l'origine O est fixée par rapport à la terre.
- l'axe ($O Z_0$) est orienté suivant la verticale descendante.
- les axes ($O X_0$) et ($O Y_0$) dans le plan horizontal complètent le trièdre.

B1) Trièdre avion ($O X_B Y_B Z_B$) :

Ce trièdre est rigidement lié à l'appareil. Il se prête pour exprimer les forces de propulsion et les moments (Figure IV.:.).

- l'axe ($O X_B$) est orienté positivement de l'arrière vers le nez de l'avion.
- l'axe ($O Z_B$) dans le plan de symétrie de l'avion, est normal à ($O X_B$).

- l'axe (OY_B) complète le trièdre précédent.

c) Trièdre aérodynamique ($OX_A Y_A Z_A$) :

C'est le repère soufflerie, il est orienté suivant la vitesse du centre de gravité de l'avion par rapport au vent. Il se prête pour exprimer les forces aérodynamiques. Il est rigidement lié à la vitesse et non à l'avion (Figure IV.6.).

- l'axe (OX_A) est porté par la vitesse avec le même sens d'orientation.
- l'axe (OZ_A) dans le plan de symétrie de l'avion, est normal à (OX_A).
- l'axe (OY_A) complète le trièdre précédent.

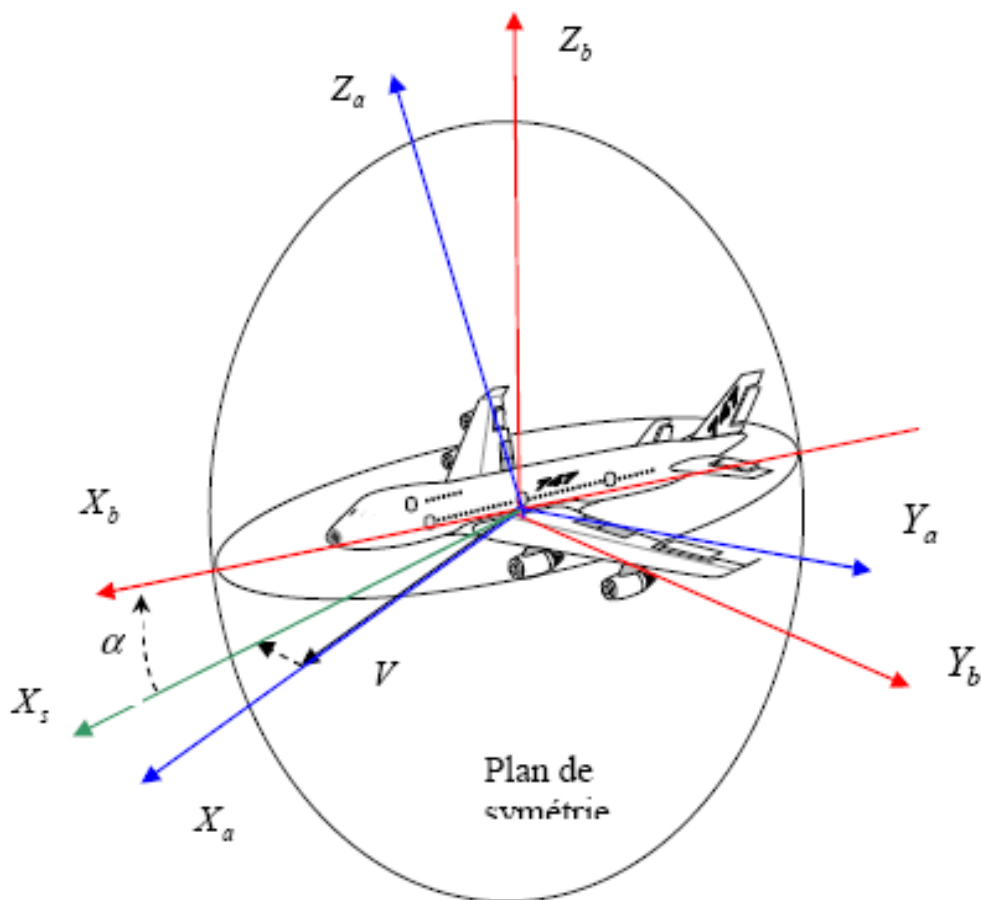


Figure IV.6: les repères
(A) aérodynamique, (b) : repère avion.

Dans le développement des équations mécaniques de l'avion on utilisera le repère avion. On s'intéressera alors uniquement au passage du repère terrestre au repère avion.

IV) 2.2. Les angles d'Euler :

Pour ramener le trièdre terrestre au trièdre avion on effectue trois rotations successives grâce au système des angles d'Euler (Figure IV.7).

- une première rotation de ψ autour de Z pour aller vers le trièdre $(Ox'y'z')$.
- une deuxième rotation de θ autour de y' pour aller vers le trièdre $(Ox''y''z'')$.
- une dernière rotation de ϕ autour de x'' pour aller vers le trièdre $(Oxyz)$.

Les angles ψ, θ et ϕ portent respectivement les noms : azimut, assiette longitudinale et angle de gîte.

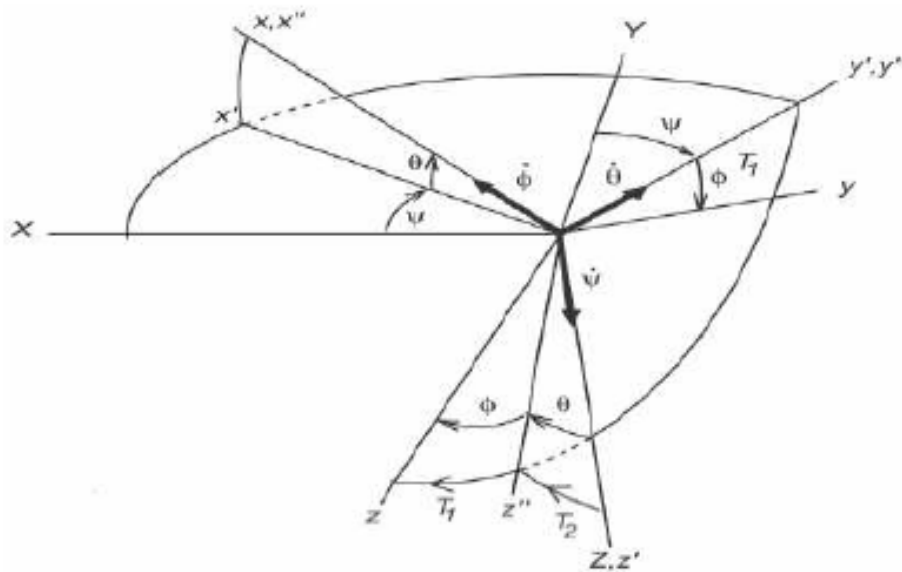


Figure IV.7: changement de repère avec les angles d'Euler

Le passage du trièdre terrestre au trièdre avion se note :

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} \equiv \begin{pmatrix} X_b \\ Y_b \\ Z_b \end{pmatrix} = \text{ROT} \cdot \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} \quad (2.1)$$

Avec :




$$\text{ROT} = \begin{vmatrix} C C & C S & -S \\ -C S & C C & + S S \\ S S & + C S & C C \end{vmatrix}$$

ROT : La matrice rotation du repère terrestre au repère mobile.

La vitesse de rotation du repère avion dans le repère terrestre s'obtient par combinaison des vecteurs \vec{h} , \vec{A} et \vec{i}

Avec :

$$\vec{\omega}^B = \vec{\dot{h}} + \vec{\dot{A}} + \vec{i}\dot{h} \quad (2.2)$$

-  est dirigé suivant (Ox)
-  est dirigé suivant (Oy')
-  est dirigé suivant (OZ)

On aura alors :

$$\begin{cases} \chi = -\sin \\ \omega_Y = \cos + \cos \sin \\ z = -\sin + \cos \cos \end{cases} \quad (2.3)$$

Et inversement :

$$\begin{cases} \dot{\theta} = \gamma \cos - z \sin \\ = (\gamma \sin + \chi \cos) \sec \end{cases} \quad (2.4)$$

Remarque :

La transformation inverse comporte une singularité en $\theta = \pm \pi/2$, mais elle n'est pas discutable dans l'étude de la mécanique d'un avion civil car l'angle en question n'atteint jamais cette valeur (en général inférieur à 45°).

IV) 2.3. Modèle non linéaire de l'avion :

Avant d'entamer les équations, faisons d'abord certaines hypothèses appropriées à notre problème :

Hypothèse 1 : le repère terrestre est immobile (donc galiléen).

Hypothèse 2 : l'avion est un corps rigide avec un plan de symétrie.

Hypothèse 3 : la matrice d'inertie et la masse de l'avion sont constants.

Les lois fondamentales de la dynamique nous donnent alors :

$$\vec{F}_i \quad \vec{F} = m \dot{\vec{v}}_c^0 \quad (2.5)$$

$$\vec{M}_i \quad \vec{T} = \dot{\vec{H}}_c^0 \quad (2.6)$$

- \vec{F}_i et \vec{M}_i sont les forces et moments appliqués au centre de gravité de l'avion.
- $\dot{\vec{v}}_c^0$ et $\dot{\vec{H}}_c^0$ sont les dérivées de la vitesse du centre de gravité et le moment cinétique total exprimés dans le repère terrestre.

Le théorème des dérivées avec changement de repère permet d'écrire les équations précédentes dans le repère mobile comme suit :

$$\frac{1}{m} \vec{F} = \dot{\vec{v}}_c^0 = \dot{\vec{v}}_c^B + \vec{\omega}^B \times \vec{v}_c^B \quad (2.7)$$

$$\vec{T} = \dot{\vec{H}}^0 = \dot{\vec{H}}^B + \vec{\omega}^B \times \vec{H}^B \quad (2.8)$$

Avec $\vec{\omega}^B$ le vecteur rotation du repère avion exprimé dans le repère lui-même.

On utilise alors les expressions des grandeurs dans le nouveau repère (Figure IV.8) :

$$\vec{\omega}^B = P \vec{i}_B + Q \vec{j}_B + R \vec{k}_B \quad (2.9)$$

$$\dot{\vec{v}}_c^B = \dot{u} \vec{i}_B + \dot{v} \vec{j}_B + \dot{w} \vec{k}_B \quad (2.10)$$

$$\vec{T}^B = L \vec{i}_B + M \vec{j}_B + N \vec{k}_B \quad (2.12)$$

$$\vec{F}^B = X \vec{i}_B + Y \vec{j}_B + Z \vec{k}_B \quad (2.13)$$

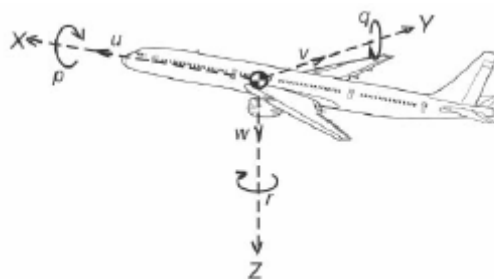


Figure IV.8: grandeurs dans le repère avion❖ **La matrice d'inertie :**

Avec la troisième hypothèse sur la symétrie de l'avion, la matrice d'inertie dans le trièdre avion s'écrit sous la forme :

$$I^B = \begin{vmatrix} I_{xx} & 0 & I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ I_{zx} & 0 & I_{zz} \end{vmatrix} \quad (2.13)$$

Comme :

$$\vec{H}^B = I^B \cdot \vec{\omega}^B \quad (2.14)$$

Les équations (2.7) et (2.8) deviennent :

$$\frac{1}{m} \begin{vmatrix} X \\ Y \\ Z \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} U & 0 & -R & Q & U \\ \dot{V} & R & 0 & -P & \\ W & -Q & P & 0 & W \end{vmatrix} \cdot \begin{vmatrix} U \\ V \\ W \end{vmatrix} \quad (2.15)$$

$$\begin{vmatrix} L \\ M \\ N \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} I_{xx}P + I_{xx}R & 0 & -R & Q & I_{xx} & 0 & I_{xz} & P \\ I_{yy}Q & R & 0 & -P & 0 & I_{yy} & 0 & \\ I_{zz}R + I_{zz}P & -Q & P & 0 & I_{zx} & 0 & I_{zz} & R \end{vmatrix} \cdot \begin{vmatrix} U \\ V \\ W \end{vmatrix} \cdot \begin{vmatrix} Q \\ R \end{vmatrix} \quad (2.16)$$

D'où les équations finales :

$$\frac{1}{m} \begin{vmatrix} X \\ Y \\ Z \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} U & QW & -RV \\ \dot{V} & RU & -PW \\ W & PV & -QU \end{vmatrix} \quad (2.17)$$

$$\begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx} \dot{P} + I_{xz} \dot{R} + QR(I_{zz} - I_{yy}) + PQI_{xz} \\ I_{yy} \dot{Q} + PR(I_{xx} - I_{zz}) + (R^2 - P^2)I_{xz} \\ I_{zz} \dot{R} + I_{xz} \dot{P} + PQ(I_{yy} - I_{xx}) - QRI_{xz} \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

Sans même la précision de l'origine des forces et des moments, le système est fortement non linéaire.

→ La linéarisation du système autour d'un point d'équilibre s'impose !

IV) 2.4. Le modèle linéaire:

IV) 2.4.1. Introduction :

C'est un modèle introduit pour la première fois par Bryan en 1911 et qui s'est révélé satisfaisant après des validations expérimentales. Il se base sur les dérivées de stabilité et les coefficients aérodynamiques de l'avion, obtenus empiriquement. Des travaux de recherche apportent quelques améliorations en introduisant les retards et les phénomènes non stationnaires durant la traversée d'une turbulence. Lors du calcul des coefficients aérodynamiques, de nouveaux termes s'ajouteront au modèle lors de la prise en compte par exemple du retard aile empennage.

IV) 2.4.2. Linéarisation :

Au point d'équilibre les résultantes des forces et moment sont identiquement nulles. Pour un vol symétrique stable, on n'a pas de mouvement latéral ni de pente aérodynamique et la vitesse de déplacement est constante :

$$\vec{F}^B = \vec{F}_{\text{aro}} + \vec{F}_{\text{gravité}} + \vec{F}_{\text{propulsion}} = 0 \quad (2.19)$$

$$\vec{T}^B = 0 \quad (2.20)$$

$$P = Q = R = U = V = W = 0 \quad (2.21)$$

$$\Rightarrow \quad = \quad = \quad = \quad = 0 \quad (2.22)$$

Les vecteurs vitesse et rotation se réduisent à :

$$\vec{v}_c^B = U_0 \vec{i}_B \quad (2.23)$$

$$\vec{\omega}^B = \vec{0} \quad (2.24)$$

Remarque :

Avec les conditions (2.19) et (2.20), une interruption de l'équilibre ne sera causée que par une perturbation des forces et des moments.

IV) 2.4.3. Force de gravité dans le repère mobile:

En utilisant la transformation (2.1) avec les angles d'Euler, l'expression de la force de gravité dans le repère avion s'écrit :

$$\vec{F}_g^B = ROT \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{pmatrix} = mg \begin{pmatrix} -\sin \theta_0 \\ \cos \theta_0 \\ \cos \theta_0 \end{pmatrix} \quad (2.25)$$

À l'équilibre :

$$\vec{F}_g^B = mg \begin{pmatrix} -\sin \theta_0 \\ \cos \theta_0 \\ \cos \theta_0 \end{pmatrix} = mg \begin{pmatrix} -\sin \theta_0 \\ 0 \\ \cos \theta_0 \end{pmatrix} \quad (2.26)$$

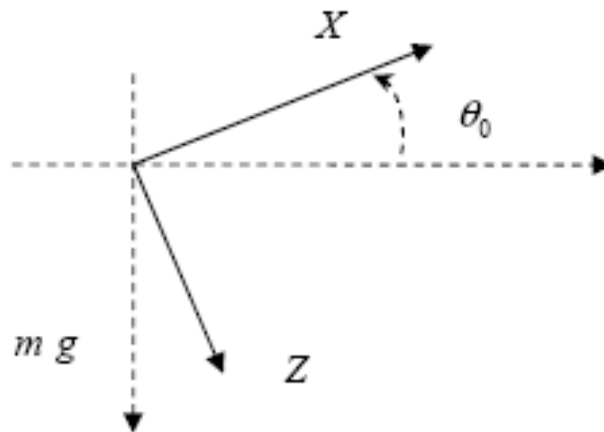


Figure IV.9: Force de gravité à l'équilibre.

Avec les suppositions précédentes, le modèle perturbé se résume par :

$$\begin{matrix} \text{Vitesses} \\ \left\{ \begin{array}{l} U_0 \\ 0 \\ 0 \end{array} \right. \end{matrix} \quad \begin{matrix} \acute{e} \\ U = U_0 + u \\ W = w \\ V = \end{matrix} \quad \begin{matrix} \acute{e} \\ U = u \\ \Rightarrow W = w \\ V = \end{matrix}$$

$$\begin{array}{l}
 \text{Rotation} \\
 \begin{array}{l}
 \dot{\theta} \\
 \dot{\phi} \\
 \dot{\psi}
 \end{array}
 \end{array}
 \begin{array}{l}
 \dot{\theta} \\
 \dot{\phi} \\
 \dot{\psi}
 \end{array}
 \begin{array}{l}
 P = p \\
 Q = q \\
 R = r
 \end{array}
 \Rightarrow
 \begin{array}{l}
 P = p \\
 Q = q \\
 R = r
 \end{array}$$

$$\begin{array}{l}
 \text{Angles} \\
 \begin{array}{l}
 \dot{\alpha} \\
 \dot{\beta} \\
 \dot{\gamma}
 \end{array}
 \end{array}
 \begin{array}{l}
 \dot{\alpha} \\
 \dot{\beta} \\
 \dot{\gamma}
 \end{array}
 \begin{array}{l}
 = 0 + \\
 = \\
 =
 \end{array}
 \Rightarrow
 \begin{array}{l}
 = \\
 = \\
 =
 \end{array}$$

En introduisant les variations des forces et des moments dans les équations (2.17) et (2.18) on aura :

$$\frac{1}{m} \begin{array}{l}
 X_0 + X \\
 Y_0 + Y \\
 Z_0 + Z
 \end{array} = \begin{array}{l}
 U + QW - RV \\
 \dot{v} + RU - PW \\
 W + PV - QU
 \end{array} \approx \begin{array}{l}
 u \\
 \dot{v} + rU_0 \\
 w + qU_0
 \end{array} \begin{array}{l}
 1 \\
 2 \\
 3
 \end{array} \quad (2.27)$$

$$\begin{array}{l}
 L_0 + L \\
 M_0 + M \\
 N_0 + N
 \end{array} \approx \begin{array}{l}
 I_{xx}p + I_{xz}r \\
 I_{yy}q \\
 I_{zz}r + I_{xz}p
 \end{array} \begin{array}{l}
 4 \\
 5 \\
 6
 \end{array} \quad (2.28)$$

IV) 2.4.4. Autres variables importantes :

- **La vitesse totale de déplacement :**

$$v_T = ((U_0 + u)^2 + v^2 + w^2)^{\frac{1}{2}} \quad U_0 + u \quad (2.29)$$

- **Angle d'incidence :**

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{w}{U} \right) \approx \frac{w}{U_0} \quad (2.30)$$

- **Angle de dérapage :**

$$\beta = \tan^{-1} \left(\frac{v}{U} \right) \approx \frac{v}{U_0} \quad (2.31)$$

Les variations des forces, de gravité et aérodynamiques, dépendent des conditions d'équilibre. Elles sont le résultat de variations des commandes ou des perturbations extérieures (environnement). Une approximation avec l'introduction des grandeurs (variables principales et leurs dérivées) à effets dominants s'écrit :

$$X = \frac{\partial X}{\partial U} U + \frac{\partial X}{\partial W} W + \frac{\partial X}{\partial \dot{W}} \dot{W} + \frac{\partial X}{\partial \delta_i} \delta_i + \dots + \frac{\partial X^g}{\partial \delta_i} \delta_i + X^c \quad (2.32)$$

D'où :

$$X = \frac{\partial X}{\partial U} u + \frac{\partial X}{\partial W} w + \frac{\partial X}{\partial \dot{W}} \dot{w} + \frac{\partial X}{\partial \delta_i} \delta_i + \dots + \frac{\partial X^g}{\partial \delta_i} \delta_i + X^c \quad (2.33)$$

$\frac{\partial X}{\partial U}$ Est appelée **dérivée de stabilité** évaluée à l'équilibre (donnée dans les tables).

Le comportement dominant se discute en termes de variables :

- **Symétriques** : U, W, Q, X, Z et M

- **Asymétriques** : V, P, R, Y, L et N

IV.2.4.5. Analyse et conclusions :

- Pour un vol symétrique les variables asymétriques ne varient pas (nulles) quelque soient les variations des variables symétriques. Donc leurs dérivées sont nulles.

- Les dérivées des variables symétriques par rapport aux variables asymétriques sont très petites (négligeables).

- Les dérivées aux accélérations sont négligées excepté pour $\frac{\partial Z}{\partial \dot{W}}$ et $\frac{\partial M}{\partial \dot{W}}$ car l'effet d'entraînement d'air entourant l'avion, provoque une nouvelle distribution de la portance et du moment de tangage.

- Généralement $\frac{\partial X}{\partial q}$ est négligeable.

IV) 2.4.6. Bilan des hypothèses :

$\delta_i \setminus \delta_j$	X	Y	Z	L	M	N
u	?	0	?	0	?	0
v	0	?	0	?	0	?
w	?	0	?	0	?	0
p	0	?	0	?	0	?
q	0	0	?	0	?	0
r	0	?	0	?	0	?

Les équations (2.27) et (2.28) deviennent alors :

$$E1 \quad X = \left(\frac{\partial X}{\partial u}\right)_0 u + \frac{\partial X}{\partial w} w \Rightarrow \quad , \quad \bar{u}$$

$$E2 \quad Y \quad p, r, \quad \bar{u}$$

$$E3 \quad Z \quad u, \quad , \quad \frac{w}{U_0}, q$$

$$E4 \quad L \quad p, r,$$

$$E5 \quad Y \quad u, \quad , \quad , q$$

$$E6 \quad N \quad p, r,$$

➤ **Résultat important :**

Deux ensembles d'équations (1, 3, 5) et (2, 4, 6) à variables découplées. Le premier représente les dynamiques longitudinales et le second les dynamiques latérales de l'avion.

• **Dynamiques longitudinales :**

$$\begin{bmatrix} m(\dot{w} - qU_0) \\ I_{yy} \dot{q} \end{bmatrix} \approx \begin{bmatrix} \left(\frac{\partial X}{\partial u}\right) u + \left(\frac{\partial X}{\partial w}\right) w + \left(\frac{\partial X}{\partial \dot{w}}\right) \dot{w} + \left(\frac{\partial X}{\partial q}\right) q + \left(\frac{\partial X}{\partial \theta}\right) \theta + Z^c \\ \left(\frac{\partial Z}{\partial u}\right) u + \left(\frac{\partial Z}{\partial w}\right) w + \left(\frac{\partial Z}{\partial \dot{w}}\right) \dot{w} + \left(\frac{\partial Z}{\partial q}\right) q + M^c \end{bmatrix} \quad (2.34)$$

• **Dynamiques latérales :**

$$\begin{bmatrix} m(\dot{v} + rU_0) \\ I_{xx} \dot{p} + I_{xz} \dot{r} \\ I_{yy} \dot{q} \end{bmatrix} \approx \begin{bmatrix} \left(\frac{\partial Y}{\partial v}\right) v + \left(\frac{\partial Y}{\partial p}\right) p + \left(\frac{\partial Y}{\partial r}\right) r + Y \\ \left(\frac{\partial L}{\partial v}\right) v + \left(\frac{\partial L}{\partial p}\right) p + \left(\frac{\partial L}{\partial r}\right) r + L \\ \left(\frac{\partial N}{\partial v}\right) v + \left(\frac{\partial N}{\partial p}\right) p + \left(\frac{\partial N}{\partial r}\right) r + N \end{bmatrix} \quad (2.35)$$

➤ **Conséquence :**

Les deux dynamiques peuvent être étudiées indépendamment.. Un système à trois degrés de liberté est nettement plus simple à étudier qu'un système à six degrés de liberté.

IV) 2.5. Dynamiques longitudinales :

IV) 2.5.1. Calcul des dérivées de stabilité et coefficients aérodynamiques:

Vu le nombre assez grand des dérivées de stabilité, on va juste expliquer le calcul de quelques unes d'elles.

• Dérivées en u :

a) La variation de la traînée avec u (D_u) :

$$D = \frac{1}{2} V_T^2 S C_D \quad (2.36)$$

$$V_T = ((U_0 + u)^2 + w^2)^{\frac{1}{2}} \quad (2.37)$$

$$\left(\frac{\partial V_T^2}{\partial u} \right)_0 = 2(U_0 + u) \Big|_0 = 2U_0 \quad (2.38)$$

$$\Rightarrow D_u = \left(\frac{\partial D}{\partial u} \right)_0 = \frac{1}{2} S \left(U_0^2 \left(\frac{\partial C_D}{\partial u} \right)_0 + 2U_0 C_{D0} \right) \quad (2.39)$$

C_{D0} Le coefficient de traînée au point d'équilibre.

On définit le coefficient de stabilité non dimensionnel (disponibles dans les tables) :

$$C_{D_u} \left(\frac{\partial C_D}{\partial u / U_0} \right)_0 \quad (2.40)$$

$$\Rightarrow \left(\frac{U_0}{Q S} \right) D_u = (C_{D_u} + 2C_{D0}) \quad (2.40)$$

Q étant la pression dynamique au point d'équilibre.

En introduisant le nombre Mach M , le coefficient s'écrit :

$$C_{D_u} \left(\frac{\partial C_D}{\partial u / U_0} \right)_0 = \left(\frac{U_0}{a} \frac{\partial C_D}{\partial \left(\frac{u}{a} \right)} \right)_0 = M \frac{\partial C_D}{\partial M} \quad (2.41)$$

Où $\frac{\partial C_D}{\partial M}$ peut être estimé grâce aux résultats empiriques.

b) La variation de la force de propulsion :

$$C_{T_U} \left| \left(\frac{\partial C_T}{\partial u} \right)_{U_0} \right| \Rightarrow \left(\frac{\partial T}{\partial u} \right)_0 = C_{T_U} \frac{QS}{U_0} \quad (2.42)$$

– Pour un planeur, $C_{T_U} = 0$

– Pour un jet, $C_{T_U} \approx 0$

– Pour un prop plane, $C_{T_U} = -C_{D_0}$

c) La variation de la portance :

D'une manière similaire à la traînée on trouve :

$$\left(\frac{U_0}{QS} \right) L_u = (C_{L_u} + 2C_{L_0}) \quad (2.43)$$

De la théorie aérodynamique on a :

$$C_L = \frac{C_L |_{M=0}}{\sqrt{1-M^2}} \Rightarrow \frac{\partial C_L}{\partial M} = \frac{M}{1-M^2} C_L \quad (2.44)$$

$$\Rightarrow C_{L_u} = \frac{M}{1-M^2} C_{L_0} \quad (2.45)$$

• Dérivées en :

a) La variation de la portance :

$$C_L = C_L (\alpha - \alpha_0) \quad (2.46)$$

Où α_0 l'angle d'incidence à l'équilibre.

b) La variation de la traînée :

On rappelle que :

$$C_D = C_{D \min} + \frac{C_L^2}{eAE} \quad (2.47)$$

Alors :

$$C_D = \frac{2C_{L_0}}{eAE} C_L \quad (2.48)$$

Mais dans l'étude on utilise le repère avion, on doit donc faire une projection de la portance et de la traînée pour trouver les dérivées recherchées. On aura :

$$C_X = -C_D + C_{L0} \tag{2.49}$$

$$C_Z = -C_{D0} + C_L \tag{2.50}$$

$$C_{Xu} = -C_{T_u} - (C_D + 2C_{D0}) \tag{2.51}$$

$$C_{Zu} = -(C_{L_u} + 2C_{L0}) \tag{2.52}$$

IV.2.5.2 Effets des commandes longitudinales :

Dans le modèle étudié on a pour rappel, un terme lié à la variation de commande. Il représente les perturbations en propulsion ou en braquage de l'élévateur (gouverne de profondeur). Il s'écrit comme suit :

$$X_c = X_e e + X_p p \tag{2.53}$$

- e : *braquage de l'élévateur.*
- p : *changement de propulsion.*

$-X_e$ et X_p sont les dérivées de stabilité de commande.

Les termes nécessaires au modèle étant calculés, on peut passer à l'écriture de la représentation d'état de la dynamique longitudinale.

IV) 2.5.3. Représentation d'état :

Le système d'équations (2.34) devient :

$$\begin{bmatrix} \mu \\ (m - Z_w)w \\ M_{\dot{w}}\dot{w} + I_{yy}q \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 \\ Z_u & Z_w & Z_q + mU_0 \\ M_u & M_w & M_q \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -mg \cos \theta \\ -mg \sin \theta \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta X^c \\ \Delta Z^c \\ \Delta M^c \\ 0 \end{bmatrix} \tag{2.54}$$

C'est une représentation d'état telle que :

$$E\dot{X} = \bar{A}X + \bar{B}u$$

$$\Rightarrow X = E^{-1}(\bar{A}X + \bar{B}u) = AX + Bu$$

Avec :

$$A = \begin{bmatrix} \frac{x_u}{m} & \frac{x_w}{m} & 0 & -g \cos \theta_0 \\ \frac{z_u}{m-Z_w} & \frac{z_w}{m-Z_w} & \frac{z_q+mU_0}{m-Z_w} & -\frac{mg \sin \theta_0}{m-Z_w} \\ I_{yy}^{-1}(M_u + Z_u) & I_{yy}^{-1}(M_w + Z_w) & I_{yy}^{-1}(M_q + (Z_q + mU_0)) & I_{yy}^{-1}mg \sin \theta_0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{2.57}$$

$$B = \begin{bmatrix} \frac{x_e}{m} & \frac{x_p}{m} \\ \frac{x_e}{m-Z_w} & \frac{x_p}{m-Z_w} \\ I_{yy}^{-1}(M_e + Z_e) & I_{yy}^{-1}(M_p + Z_p) \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{2.58}$$

$$= \frac{M_w}{1-Z_w} \tag{2.59}$$

IV) 2.6. Dynamiques latérales :

Un point clé dans les dynamiques latérales est le couplage entre le lacet et le roulis. Une analyse en parallèle avec le calcul des dérivées de stabilité le mettra en évidence.

IV) 2.6.1. Calcul des dérivées de stabilité :

• Dérivées en vitesse de roulis :

Un mouvement de roulis positif (aile droite vers le bas et la gauche vers le haut) causera, une nouvelle distribution de la vitesse verticale W (et donc des incidences locales) sur l’envergure des ailes telle que :

$$w(y) = py \tag{2.60}$$

$$i(y) = \frac{py}{u_0} \tag{2.61}$$

Par conséquent on aura une distribution de la portance telle que :

$$L = \frac{1}{2} \rho U_0^2 S C_L \alpha(y) \quad (2.62)$$

➔ Plus de portance à droite qu'à gauche.

Le moment de roulis s'écrit alors :

$$L = \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} L(y) \cdot (-y) dy = -\frac{1}{2} \rho U_0^2 S \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} C_L \frac{py^2}{U_0} c_y dy \quad (2.63)$$

$$\square L_p = -\frac{1}{2} \rho U_0^2 S \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} C_L \frac{py^2}{U_0} c_y dy < 0 \quad (2.64)$$

➤ Résultat :

Pour une vitesse de roulis positive, le moment de roulis est négatif. Cela explique le mode du roulis amorti qu'on verra dans l'étude modale des dynamiques

Le mouvement précédent induit aussi une nouvelle distribution de la traînée sur les deux cotés de l'appareil d'où un moment de lacet. Une estimation approchée par Nelson s'écrit :

$$N_p = \frac{1}{2} \rho U_0^2 S b \left(\frac{-C_L}{8} \right) < 0 \quad (2.65)$$

C'est un terme de couplage entre le roulis et le lacet.

• Dérivées en vitesse de lacet :

Comme pour le roulis, un mouvement de lacet crée une nouvelle distribution de vitesse horizontale U et donc de portance tel que :

$$U(y) = U_0 - ry \quad (2.66)$$

$$L = \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} C_L U^2 c_y dy = \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} C_L (U_0^2 - 2U_0 ry) c_y dy \quad (2.67)$$

La portance est supérieure du côté gauche de l'avion d'où un moment de roulis positif :

$$L = \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} L(y) c_y dy = \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} C_L \frac{b}{2} 2U_0 ry^2 c_y dy > 0 \quad (2.68)$$

$$L_r = \left(\frac{1}{4} \text{ à } \frac{1}{6} \right) C_L \quad (2.70)$$

➤ Résultat :

Un mouvement de lacet positif engendre un moment de roulis positif.

Pour l'analyse des conséquences d'un mouvement de lacet sur le moment de lacet, un nouvel élément jusqu'ici pas évoqué mais dont le rôle est considérable pour la stabilité latérale, entre en jeu : l'empennage vertical (support de la gouverne de direction).

En effet une vitesse de lacet provoque un angle d'incidence non nul f

α sur l'empennage vertical (« fin » en anglais) et donc une force aérodynamique telle que :

$$L_f = \frac{1}{2} U^2 S_f C_{L_f} \quad (2.69)$$

$$f = \frac{r_l}{U_0}$$

(2.70)

Le moment de lacet résultant est alors :

$$N = \frac{1}{2} U^2 S_f r C_{L_f} \left(\frac{-l_f^2}{U_0} \right) \quad (2.71)$$

D'où :

$$N_r = \frac{1}{2} U^2 S_f C_{L_f} \left(\frac{-l_f^2}{U_0} \right) < 0 \quad (2.72)$$

➤ Résultat :

Un mouvement de lacet positif crée un moment de lacet négatif.

Remarque : Pour l'effet des actionneurs latéraux (gouverne de direction et ailerons) on procède de la même manière que pour les dynamiques longitudinales (dérivées de stabilité de commande) et on obtient la représentation d'état.

IV) 3 Etude du modèle d'un B737 :

IV) 3.1 dynamique longitudinale :

On illustrera la forme typique des modes longitudinaux en prenant l'exemple du Boeing 737 en vol horizontal stabilisé ($H = 40\,000$ pieds, $M = 0,8$).

Caractéristiques :

Les paramètres représentatifs de ce cas sont rassemblés ci-dessous :
Dimensions, masse et inertie :

$$c = 8,324 \text{ m}$$

$$b = 59,64 \text{ m}$$

$$S = 511 \text{ m}^2$$

$$P = 2,83176 \cdot 10^6 \text{ N} \quad I_{xx} = 0,247 \cdot 10^8 \text{ kg m}^2 \quad I_{yy} = 0,449 \cdot 10^8 \text{ kg m}^2$$

$$I_{zz} = 0,673 \cdot 10^8 \text{ kg m}^2 \quad I_{xz} = 0,212 \cdot 10^7 \text{ kg m}^2$$

Conditions de vol :

$$\rho = 0,3045 \text{ kg m}^{-3} \quad u_0 = 235,9 \text{ ms}^{-1} \quad C_{L_0} = 0,654 \quad C_{D_0} = 0,0430$$

❖ Dérivées de stabilité :

Les dérivées de stabilités adimensionnelles et dimensionnelles sont présentées aux tableaux :

Dérivées longitudinales non-dimensionnelles :

	C _x	C _y	C _m
\hat{U}	-0.1080	-0.1060	0.1043
	0.2193	-4.920	-1.023
\hat{q}	0	-5.921	-23.92
	0	5.896	-6.314

Dérivées longitudinales dimensionnelles :

	X(N)	Z(N)	M(N.M)
$U(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	$-1.982 \cdot 10^3$	$-2.595 \cdot 10^4$	$1.593 \cdot 10^4$
$w(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	$4.025 \cdot 10^3$	$-9.030 \cdot 10^4$	$-1.565 \cdot 10^5$
$q(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	0	$-4.524 \cdot 10^5$	$-1.521 \cdot 10^7$
$w(\text{m} \cdot \text{s}^{-2})$	0	$1.909 \cdot 10^3$	$-1.702 \cdot 10^4$

Matrice du système et équation caractéristique :

Avec ces paramètres, la matrice du système longitudinal est :

$$A = \begin{bmatrix} -0,006868 & 0,01395 & 0 & -9,81 \\ -0,09055 & -0,3151 & 235,91 & 0 \\ 0,0003894 & -0,003366 & -0,4285 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

On en tire les coefficients l'équation caractéristique en utilisant la commande MATLAB `<v=poly(A)>` d'ou :

$$+ 0,750468 + 0,935494 + 0,0094630 + 0,0041959 = 0$$

Pour étudier la stabilité on utilise le critère ROUTH :

Table de ROUTH :

4	1	0,935494	0,0041959	0
3	0,750468	0,0094630	0	0
2	0,7404	0,0041959	0	
1	0.0052	0		
0	0,0041959	0		

Conclusion :

Le critère de ROUTH est vérifié car tous les éléments de la première colonne de la table son positif ya pas de changement de signe donc Il n'y a donc pas de mode instable.

On utilisant la commande MATLAB (`eig`) on obtient :

Mode 1 (Phugoïde) : $_{1,2} = -0,003289 \pm 0,06723i$

Mode 2 (Oscillation d'incidence) : $_{3,4} = -0,3719 \pm 0,8875i$

a. Mode Phugoïde :

Ce dernier correspond au mouvement cyclique de l'avion, durant lequel l'appareil oscille en montant puis en piquant du nez. Cela s'accompagne d'une accélération lors de la phase de descente, et un ralentissement durant la phase de montée. C'est un

mode stable en général, mais dans certains cas la Phugoïde peut être instable et conduire à un décrochage.

Elle se caractérise par des variations d'incidences et une rotation de tangage négligeable avec des variations de vitesse et d'angle d'assiette de même ordre de grandeur, les variations de vitesse étant en avance de phase d'environ 90° .

b. Mode Oscillation d'incidence :

Au contraire, pour l'oscillation d'incidence, les variations de vitesse sont négligeables alors que les variations d'incidence sont de même ordre de grandeur que (et en phase avec) les variations d'angle d'assiette. Ce mode se comporte pratiquement comme un mode où seuls deux degrés de liberté (et) sont excités.

IV).3.2 dynamique latérale :

❖ Dérivées de stabilité :

Les dérivées de stabilités adimensionnelles et dimensionnelles sont présentées dans les tableaux suivant :

Dérivées latérales non-dimensionnelles :

	Cy	Cl	Cn
β	-0,8771	-0,2797	0,1946
\hat{p}	0	-0,3295	-0,04073
r	0	0,304	-0,2737

Dérivées latérales dimensionnelles :

	Y(N)	L (N m)	N (N m)
$v(m \cdot s^{-1})$	$-1,610 \cdot 10^4$	$-3,062 \cdot 10^5$	$2,131 \cdot 10^5$
$p \text{ (rad} \cdot s^{-1}\text{)}$	0	$-1,076 \cdot 10^7$	$-1,330 \cdot 10^6$
$r \text{ (rad} \cdot s^{-1}\text{)}$	0	$9,925 \cdot 10^6$	$-8,934 \cdot 10^6$

D'où la matrice :

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} -0,0558 & 0 & -235,91 & 9,81 \\ -0,0127 & -0,4342 & 0,4136 & 0 \\ 0,003565 & -0,006112 & -0,1458 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{pmatrix}$$

On en tire l'équation caractéristique :

$$+0,6358 + 0,9388s + 0,5114s^2 + 0,003682s^3 = 0$$

Pour étudier la stabilité on utilise le critère ROUTH :

Table de ROUTH :

4	1	0,9388	0,003682	0
3	0,6358	0,5114	0	0
2	0,1345	0,003682	0	
1	0,3373	0		
0	0,003682	0		

Conclusion :

Le critère de ROUTH est vérifié car tous les éléments de la première colonne de la table sont positifs ; il n'y a pas de changement de signe donc il n'y a donc pas de mode instable.

On utilisant la commande MATLAB (eig) on obtient :

Mode 1 (Spiral) : $y_1 = -0,0072973$

Mode 2 (Convergence en roulis) : $y_2 = -0,56248$

Mode 3 (Oscillation latérale) : $y_{3,4} = -0,033011 \pm 0,94655i$

a. mode spiral :

Le mode spiral est de sorte que le mouvement consiste principalement en un mouvement de lacet sans dérapage avec un peu de roulis. Or c'est précisément le mouvement effectué lors d'un virage correct, de sorte qu'on peut considérer le mode spiral comme un virage de rayon variable.

b. mode convergence en roulis :

Il s'agit pratiquement d'un mouvement de rotation pure autour de l'axe x , d'où son nom.

c. oscillation latérale (roulis hollandais) :

Le centre de gravité de l'avion suit une trajectoire essentiellement droite et le mouvement se compose principalement de rotations en lacet et en roulis.

IV) 4 simulations :

Pour la simulation on a choisit les actions suivante :

- Système de maintien d'attitude de lancement en condition de vol d'approche.
- système de maintien de vitesse anémométrique à l'aide de l'auto manette.

IV) 4.1 système de maintien d'attitude de lancement en condition de vol d'approche :

Le système est représenté par le schéma ci-dessous :

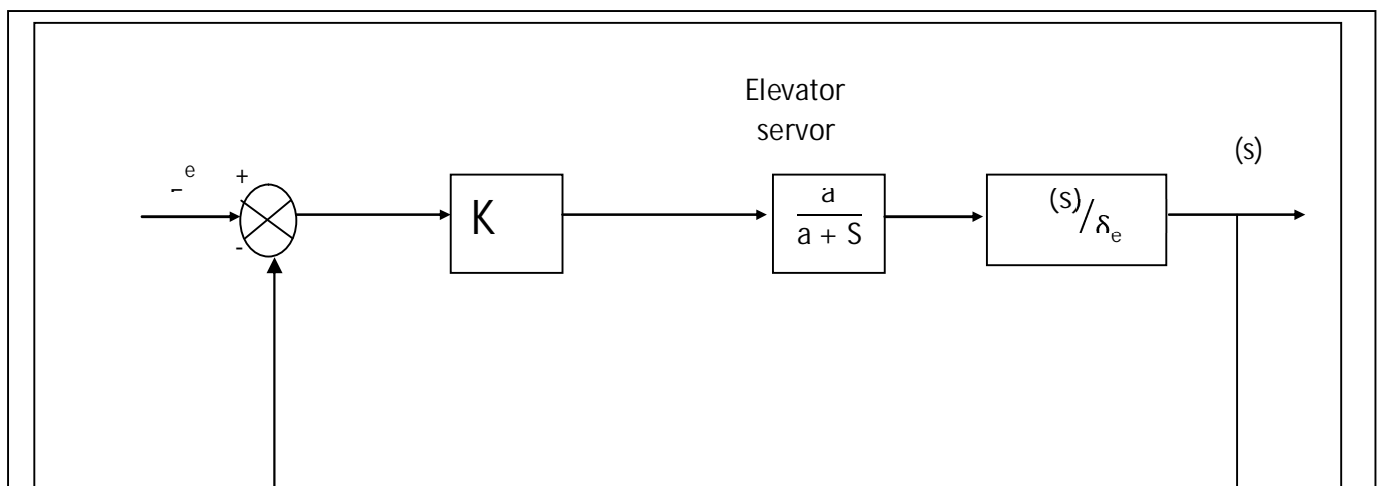


Figure IV.10: Système de maintien d'attitude de lancement en condition de vol d'approche

La simulation de se système donne les résultats suivant :

- Pour une impulsion :

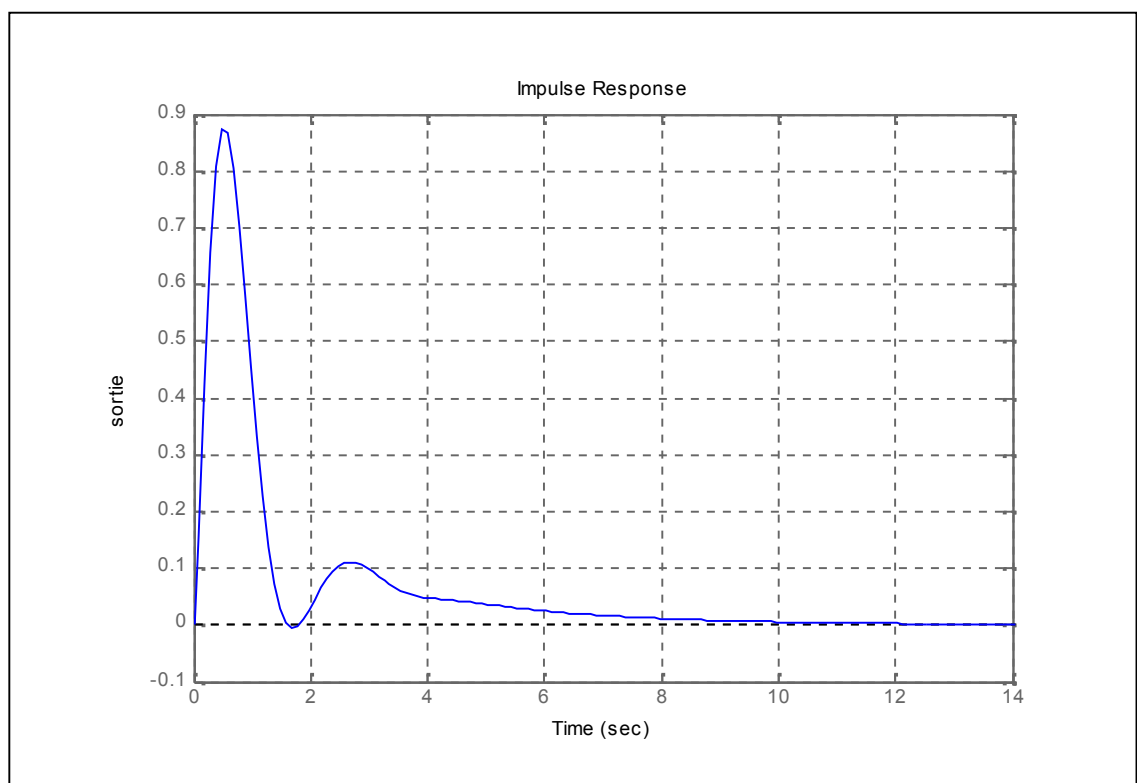
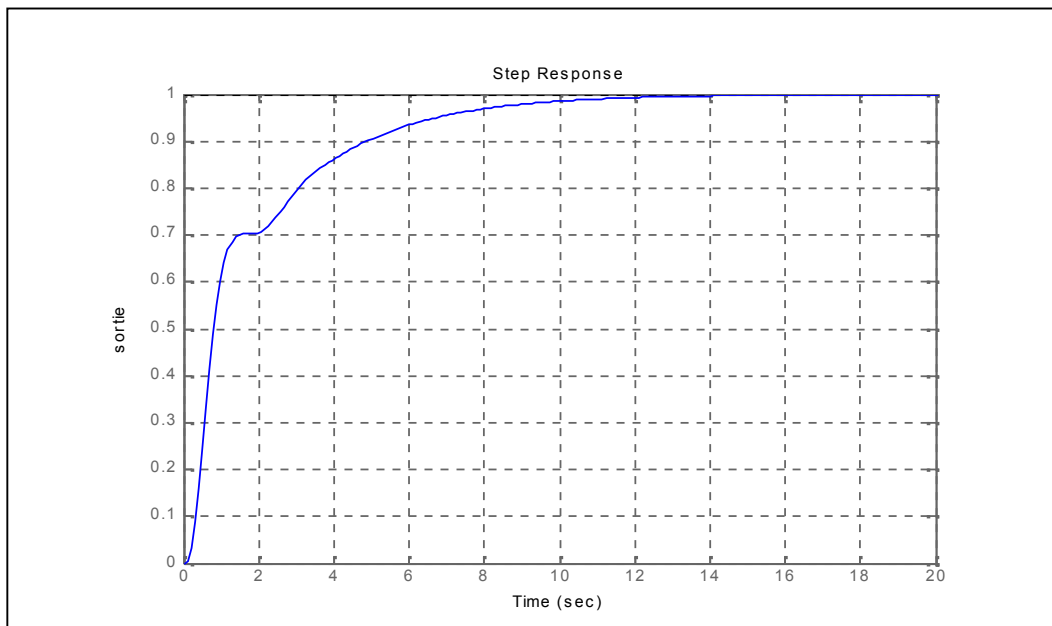


Figure IV.11 : Réponse impulsionnelle.

- Pour une entrée échelant :

**Figure IV.12** : Réponse a un échelant.

- Diagrammes de Bode :

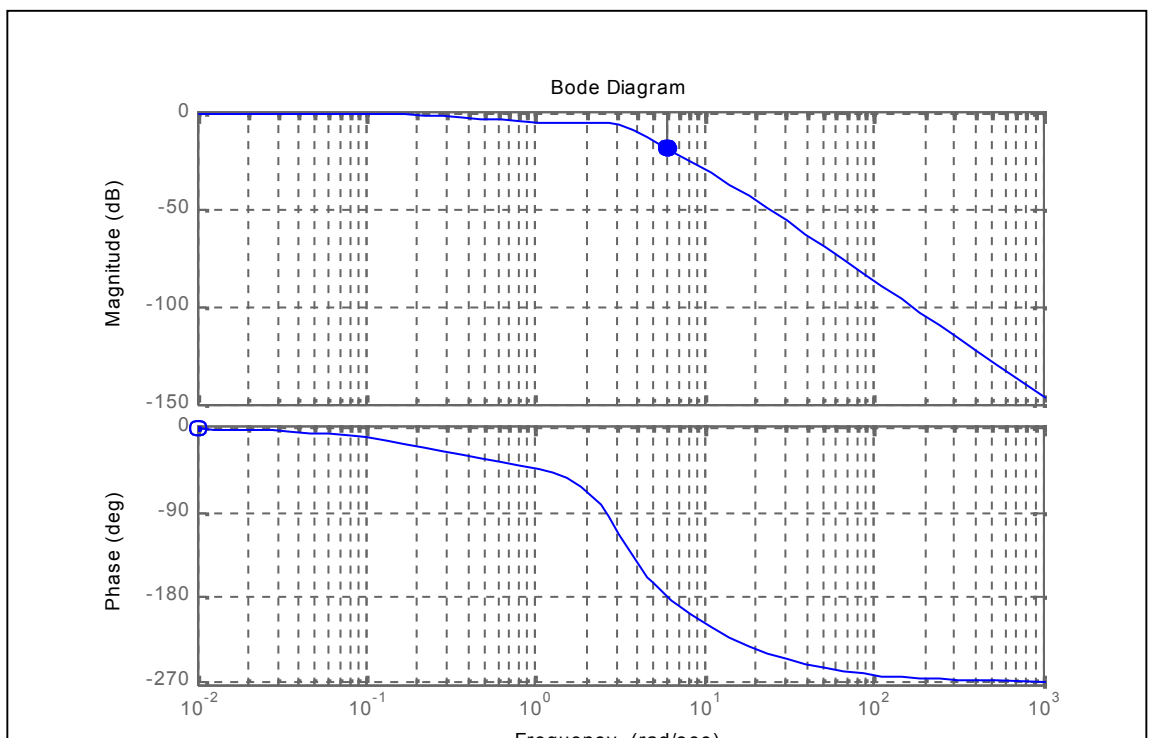


Figure IV. 13

Interprétations :

1. on remarque que pour la réponse impulsionnelle du système que la valeur max 87,4 % de l'entrée est atteinte en 0.493s ; et qu'il revient à l'équilibre en 6.9s ce qui signifie qu'il est rapide.
2. pour une entrée échelon le système agit comme un premier ordre car il n'a pas de régime transitoire, il est caractérisé par un temps de montée de 4.56s et une constante de temps de réponse de : 3.4s.
3. pour le diagramme de Bode on a les marges de gain et de phase suivantes :
 - $M_G = -G(\omega_0) = -20 \log |TBO(\omega=\omega_0)|$ avec ω_0 telle que $j(\omega_0) = -180^\circ$ $M_G=18$
 - $M_\varphi = 180^\circ + \varphi(\omega_1) = 180^\circ + \text{Arg}[TBO(\omega=\omega_1)]$ avec ω_1 telle que $G(\omega_1) = 0 \text{ dB}$ $M_\varphi = 180^\circ$

$M_\varphi > 0$ et $M_G > 0$ le système est stable en boucle fermée.

IV) 4.2 système de maintien de vitesse anémométrique à l'aide de l'auto manette :

Le système est représenté par la figure suivante :

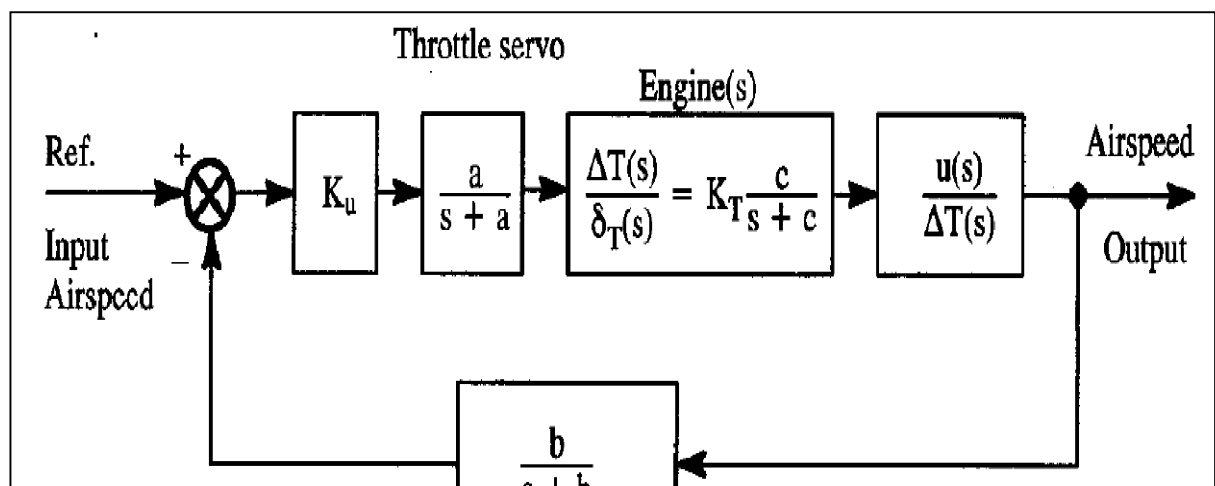


Figure IV.14

La fonction de transfert en boucle fermé du système est :

$$0.031 s^4 + 0.05918 s^3 + 0.04321 s^2 - 0.003758 s - 0.01879$$

$$228.5 s^7 + 2776 s^6 + 5362 s^5 + 4703 s^4 + 2238 s^3 + 400.3 s^2 + 58.58 s + 7.601$$

On Remarque que la TF est d'ordre élevé c'est pourquoi on a opté pour le critère des lieux des racines (ou lieux d'Evans) pour étudier la stabilité.

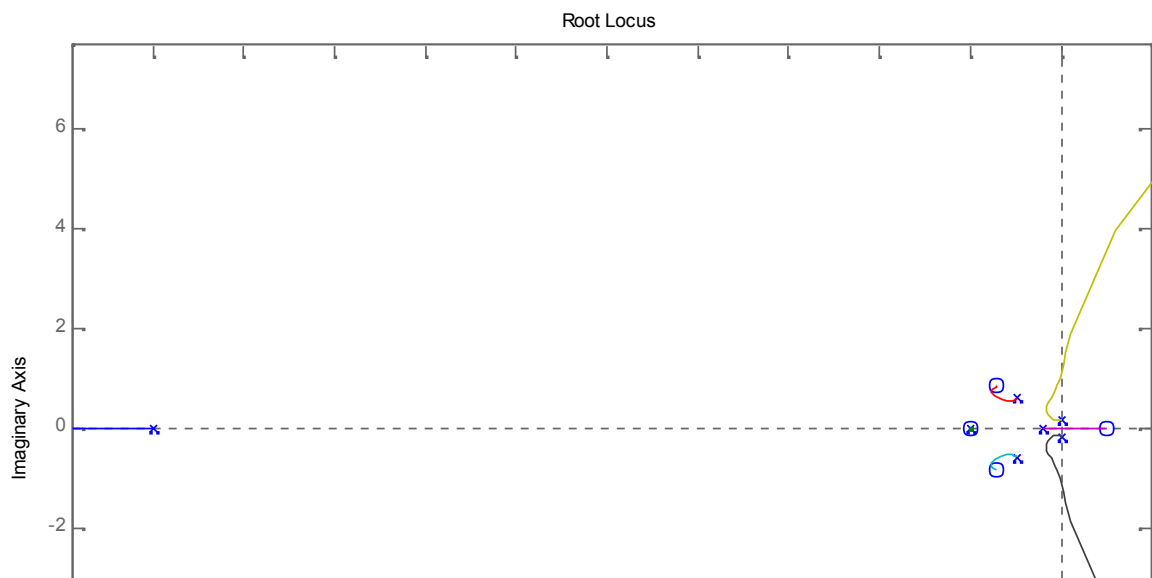


Figure IV.15

Interprétation :

- Le théorème d'Evans stipule que Le nombre de pôles en BF est égal au nombre de pôles en BO. C'est l'ordre du système.
Or on remarque que le nombre de pôles est de 6, le nombre de zéros est de 4, on en déduit que le système est réductible.
- on remarque que tous les pôles sont a partis réelle négatives ou imaginaires pur on déduit que le système est stable.

Conclusion

Conclusion Générale

Dans ce projet nous avons abordé le système DFCS et son architecture de base, s'en est suivit une description de ces différentes fonctions de ses sous systèmes d'une part, et d'autre part les différents composants électroniques (instruments de bord et capteurs) qui servent et renseigne le DFCS sur l'environnement propre et extérieur à l'avion, tous ceci afin de donner un aperçus sur l'avancée technologique atteinte dans le domaine de l'aéronautique, et surtout pour donner une idée sur un composant essentiel au DFCS , qui est : le pilote automatique, et son rôle dans les commandes de vol quelle soit primaire ou secondaire.

On retient comme conclusion pour les points cités ci-dessus que l'homme ne pas palier à tous les problèmes rencontrés durant un vol, et surtout en cas de mauvaises conditions quelles soient, techniques ou naturelles (ex: problèmes météorologiques.), pour remédier a ces problèmes et contraintes, les systèmes embarqués tel que les DFCS et autre pilotes automatiques viennent au secours du pilote pour l'aidé et lui facilité la tache afin de conduire a terme chaque vol.

On a aussi abordé le domaine de l'aérodynamique et la mécanique de vol avec le rappel des principes de base et terminologie associée. Apres avoir obtenu le modèle non linéaire puis linéaire de l'avion, on a étudié les modes des deux dynamiques découplées, latérale et longitudinale. Ceci nous a permis d'analyser le modèle sur un point essentiel qui est la stabilité, on a constaté que ce dernier est stable.

Afin d'illustrer le rôle du pilote automatique dans le comportement de l'avion, nous avons procédé à la simulation de deux actions qui sont :

- 1-système de maintien d'attitude de lancement en condition de vol d'approche.
- 2- système de maintien de vitesse anémométrique à l'aide de l'auto manette.

Nous espérons que les résultats de notre étude de modélisation approchée servira à d'autres étudiants d'automatique pour synthétiser une commande floue par exemple pour un le pilotage automatique d'un avion.

Bibliographie

Bibliographie.

- [1] B. Etkin : Dynamics of atmospheric flight. Wiley, 1972.
- [2] V.Klein and K.D.Noderer, "Modeling of aircraft unsteady aerodynamic characteristics", Technical report, NASA, 1994.
- [3] C. Jauberthie : méthodologie de planification d'expériences pour systèmes dynamiques. Thèse de doctorat, université de Technologie de Compiègne, 2002.
- [4] W.R. Sears : Operational methods in the theory of airfoils in non-uniform motion. Journal Of the Franklin Institute, 1940.
- [5] F. Veysset : Modelisation et identification de comportements de en vol turbulent à modele à retard.Thèse de doctorat, ecole centrale de Lille, 2006.
- [6] T.A.Talay : introduction to the aerodynamics of flight, springfield, NASA Longley research center, Virginia 1975.
- [7] J. How : Aircraft performance. Lecture notes MIT, 2004
- [8] B. Etkin, L.D. Reid, Dynamics of flight, John Wiley and Sons, 3rd edition 1995.
- [9] <http://www.boeing.com/commercial/airports/737.htm>, 737-600 airplane characteristics for airport planning, December 2002.
- [10] A. Megretski : dynamics of nonlinear systems, Department of Electrical Engineering and Computer Science MIT, 2003.
- [11] <http://www.ocw.mit.edu>
- [12] G. Papageorgiou, M. Huzmezan, K. Glover, J. Maciejowski, "A Combined MBPC/N Automatic Pilot for a Civil Aircraft", Proceedings of the American Control Conference, Albuquerque, New Mexico, June 1997 AACC.
- [13] K.M. Passino,"Intelligent control for autonomous systems", IEEE Spectrum, June1995.
- [14] Représentation et analyse des systèmes linéaires << D. Arzelier LAAS-CNRS>>.
- [15] Automatique Systèmes et asservissements à temps continu <<Bernard Bayle, année 2008–2009>>.
- [16] Cours de Systèmes Asservis<<J.Baillou, J.P.Chemla, B. Gasnier, M.Lethiecq Polytech ours>>.
- [17] Manuel pdf B737-.678_ALG_SDS_D633A101-ALG_TD (air algerie)