

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE
SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE SAAD DAHLEB DE BLIDA
FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR
DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE
Option : Avionique

MEMOIRE DE FIN DETUDES
En vue de l'obtention de Diplôme d'Etudes Universitaires
Appliquées en Aéronautique (DEUA)



Réalisé par :
Melle : AOUDAINE SIHEM
Melle : BOUTSELDJA FATIMA ZOHRA

Encadré par :
Mr : GUEMMACHE ALI
Mr : LAGHA MHANDÉ

Promotion 2006 / 2007

Remerciement

Je remercie dieu de tous puissant de nous avoir donné le courage et la patience de finir cette étude.

Nous remercions Mr boukraa le directeur de notre institue et tous les enseignants qui nous ont encadré durant trois ans de formation ainsi que leurs suggestions et conseils.

Nous remercions Mr Bouchouchi le directeur de la base de maintenance d'Air Algérie de nous avoir accepté de faire le stage à cette compagnie

Nous remercions particulièrement nos promoteurs:

Mr Guemache Ali, Mr Lagha Mouhand.

On remercie particulièrement Mr Hore Abed de nous a aide de début à la fin de stage et le super man LARBES Fayçal.

On adresse mes remerciements également a notre géniale guide Mr Mouhamdi Rachid.

On tient à remercier tous les travailleurs d'Air Algérie comme:

Mr kharoub, Hafid, Djamel, Rachid, Donia, Belkhir, Boualem, Belazzoug, Hassan, Zemouri.

Sans oublié l'adorable Hayat qui a été plus qu'une soeur.

Au membre de jury d'avoir accepté d'honorer par leurs présence et de juger ce travail.

Sommaire

Chapitre I

I- des notions générales sur le pilote automatique

I-1 - Introduction aux principes généraux des commandes de vol	05
I-1-1- les commandes de vols primaires	08
I-1-2- Les commandes de vols secondaires	09
I-2- Principes généraux de pilote automatique (Auto pilote)	10
I-2-1- Généralité	10
I-2-1-1- Définition	10
I-2-1-2- Rôle et fonction	11
I-2-1-3- Les différents types de pilotes automatiques	12
I-2-2- Principe fonctionnel du Pilote Automatique	12
I-2-2-1- Généralités	12
I-2-2-2- Schéma fonctionnel général	13
I-2-2-3- Eléments constitutifs	15
I-2-3- Les boucle d'asservissement	16
I-2-3-1- Schéma fonctionnel d'un système asservi	17
I-2-3-2- Propriété de système asservi	17
I-2-3-3- La correction des systèmes asservis	18
I-2-3-4- Synchronisation d'une chaîne	19
I-2-3-5- La superposition des boucles d'asservissement du PA	20
I-2-3-6- La notion de la loi de pilotage	20
I-2-4- L'atterrissage automatique	23

Chapitre II

II-Description des composant de système DFCS du Boeing 737-800

II-1- Généralité	24
II-1-1 Présentation du Boeing 737-800 NG	24
II-1-2- Description générale du système DFCS Digital Flight Control System	26
II-2- Description des composant du système DFCS	30
II-2-1- Description de la boîte de commande MCP	30
II-2-2- L'auto flight status enunciator (ASA)	34
II-2-3- Description du flight control computer FCC	35
II-2-4- Description d'Auto Pilote Actuators	36
II-2-5- Control Wheel Steering Force Transducer	37
II-2-6- Description de directeur de vol F/D :	38
II-2-7- Description d'altitude alerte	38
II-2-8- Description des sondes	38
II-2-9- Description du Mach Trim actuator	39
II-2-10- Description des boutons de TO/GA	39
II-2-11- Description de « IFSAU » integrated flight system accessory unit	40

Chapitre III	
III - Localisation des équipements de pilote automatique	42
III-1- Localisation des équipements situés dans le poste de pilotage	42
III-1-1 La boîte de commande MCP (mode control panel)	42
III-1-2 Flight control panel	42
III-1-3 Pedestal (control stand)	43
III-1-4 Panneaux Annonceurs (ASA)	44
III-1-5 Control column ET control wheel steering transducers	45
III-2- Localisation des équipements situés dans la soute électronique	47
III-3- Localisation des équipements situés dans le cône de queue	48
III-4 Localisation des équipements situés dans niche des tains principaux	48
Chapitre IV	
IV- le principe de fonctionnement des équipements constituant le pilote automatique	50
IV-1- Le fonctionnement général de pilote automatique	50
IV-2- Le fonctionnement des composants	56
IV-2-1- le principe de fonctionnement de la boîte de commande « MCP »	
IV-2-2- Le principe de fonctionnement d'A/P actuator	59
IV-2-3- Le fonctionnement d'Auto flight annunciator : ASA	60
IV-2-4- Le fonctionnement du Mach Trim actuator	63
IV-2-5- Le fonctionnement de flight control computer FCC	65
IV-2-6- Le fonctionnement d'Altitude alerte	68
IV-2-7- Le fonctionnement du CWS force Transducer	71
IV-2-7-1- Roll CWS	71
IV-2-7-2- Pitch CWS	71
IV-2-7-3- Le principe de fonctionnement de l' « IFSAU »	72
IV-2-8- Le fonctionnement de directeur de vol ' flight director' « F/D »	72
Chapitre V	
V- Le système automanette	75
V-1- Description générale du système d'Automanette :	75
V-2- Le fonctionnement d'A/T	80
V-2-1- L'ordinateur d'A/T	80

V-2-2- Servomoteur d'A/T	81
V-2-4- Les sorties du système d'A/T	83
V-2-5- Les opération du système d'automanette	84
Chapitre VI	
VI- La maintenance	87
VI-1- Le concept de la maintenance	87
VI-1-1- La sécurité	87
VI-1-2- la disponibilité	87
VI-1-3- L'économie	87
VI-2 Les différents types de la maintenance	87
VI-2-1 La maintenance préventive	87
VI-2-2 La maintenance corrective	88
VI-3- Les différents modes d'entretien	89
VI-4- les documents de maintenance du B 737-800 NG	89
VI-5- Test opérationnel des équipements de pilote automatique sur avion	93
VI-5-1- Généralités	93
VI-5-2- le test	94
VI-6- le teste de la boîte de commande à l'ATEC	101
VI-5- Les procédures de test de l'MCP	101
VI-6-1- Introduction	101
VI-6-2-Définition de l'ATEC	101
VI-6-3- Les procédure de test	102
VI-6-4- Les procédures de test de l'MCP :	103
VI-6-5- Les résultats du teste	109
VI-6-6- Exemple d'un teste NOGO :	112
VI-6-7- Exemple d'un test GO	112
Conclusion	113

INTRODUCTION

L'être humain a désiré voler depuis de nombreuses années. Si Léonard De Vinci a vers 1500 imaginé des machines volants, ce n'est qu'en 1783 que les premiers hommes vont pouvoir réaliser ces vieux rêves. D'abord, avec les montgolfières des frères Montgolfier, puis avec les ballons à gaz de JAQUE Charles, et après tous ces essais, et en 1983 avec les premiers vols contrôlés des frères Wright et finalement permettre maintenant aux êtres humains de voler en sécurité. Avec le temps ce rêve se développe et les chercheurs dans le domaine de l'aviation découvert un système aussi vaste et important qui est le pilote automatique A/P pour que le pilote puisse soulager durant le vol et s'occuper d'autres fonctions, et on a choisie comme exemple ; le BOEING 737-800 NG.

L'objectif de ce travail est de savoir le rôle et les équipements ainsi que leurs fonctionnements d'A/P.

Notre travail, effectuée au niveau de l'hangar de maintenance d'Air Algérie est organisé en six chapitres :

- Le premier chapitre présente une vue générale aux commandes de vol d'un aéronef et au principe de fonctionnement et le rôle de l'A/P.
- Le deuxième chapitre décrit la description des équipements constituant l'A/P.
- Le troisième chapitre nous permet de localiser ses équipements sur l'avion.
- Ainsi que dans le quatrième chapitre qui présente le principe de fonctionnement de chaque équipement.
- Dans le cinquième chapitre où on a vu le grand système qui fait bouger de l'aéronef et qui est l'Automanette « A/T ».
- Enfin et dans le dernier chapitre qui présente la nouvelle technologie dans la maintenance ainsi que quelque test des équipements dans l'ATEC.

I-1 - Introduction aux principes généraux des commandes de vol

Introduction

En Aviation, les commandes de vol sont les systèmes qui font le lien entre le pilote et les gouvernes aérodynamiques qui permettent de modifier la trajectoire de l'avion. Dans les premiers avions, et aujourd'hui encore sur les avions légers, Les liaisons entre le manche, le palonnier, les gouvernes de directions et de profondeurs sont réalisées à l'aide de câble. Le pilote exerce directement sa force sur les gouvernes. Lorsque les avions sont devenus plus lourds, les constructeurs ont ajouté des systèmes hydrauliques d'assistance permettant ainsi de démultiplier la force du pilote. On distingue les commandes de vol primaires (profondeur, aileron, direction) utilisées pendant tous le vol, les commandes de vol secondaires (becs et volets, aérofrein) utilisées pendant les phases d'atterrissages et (becs, volets) utiliser pour les phases de décollage.

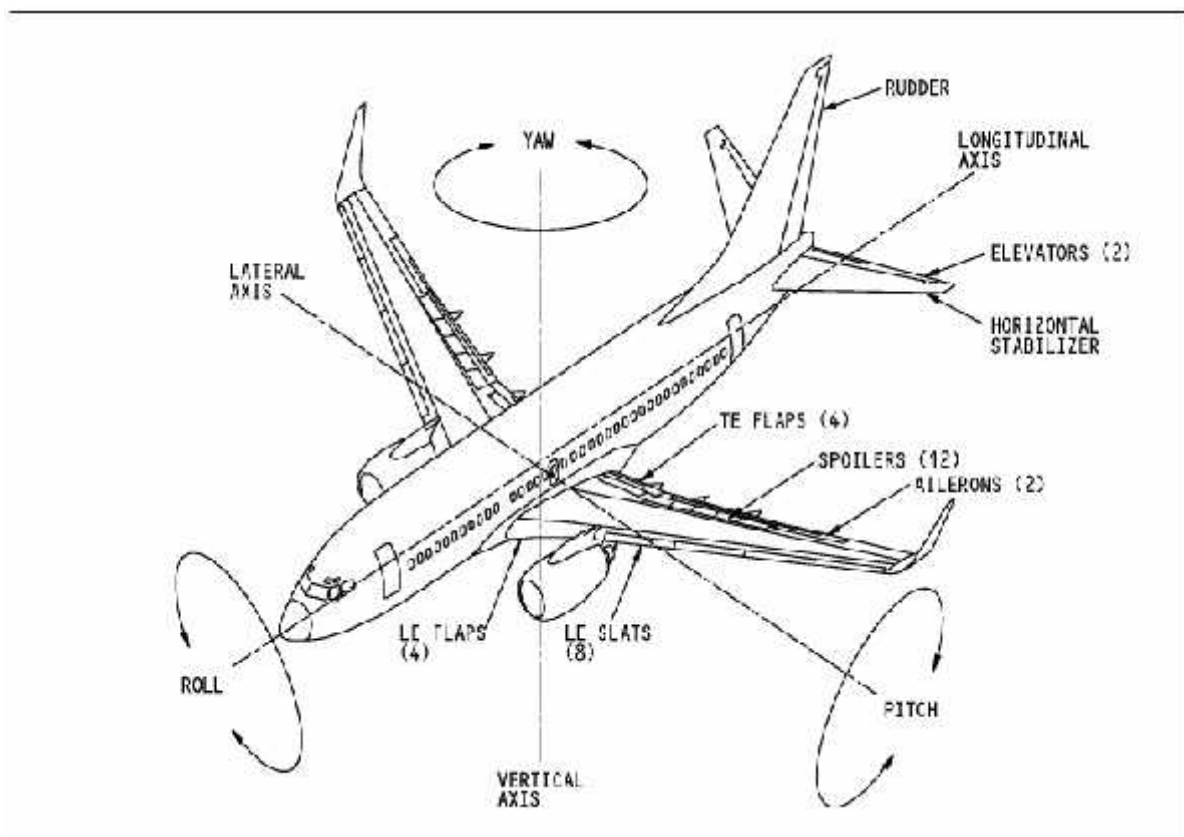


Figure (I-1) : Schéma descriptif des axes de l'avion

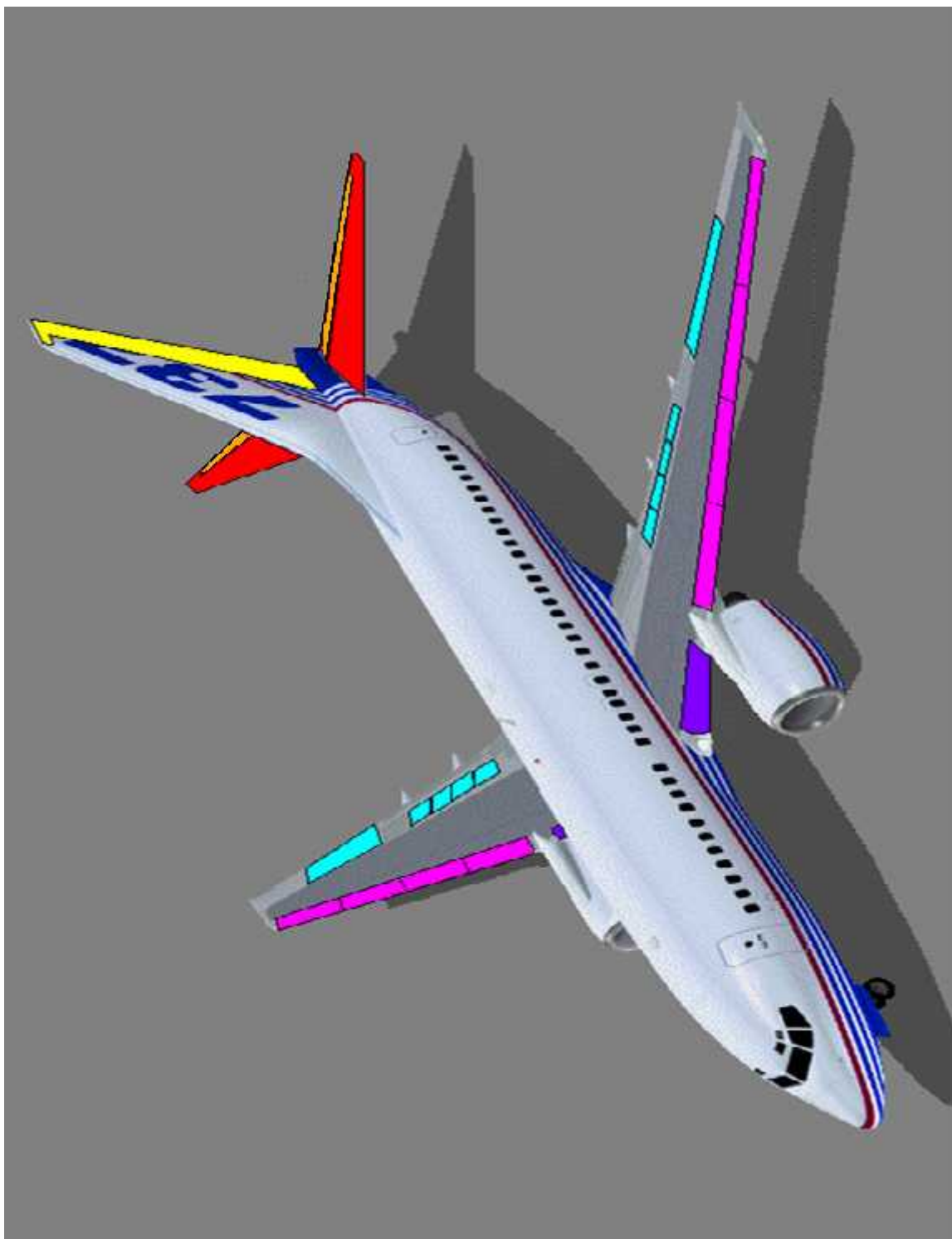


Figure (I-2) : les commande de vol du Boeing 737-800

I-1-1- Les commandes de vol primaires

a. La commande de profondeur (ELEVATORS)

Permettant de manœuvrer la gouverne de Profondeur, cette dernière servant à faire cabrer ou piquer l'avion et donc de contrôler son assiette longitudinale, pour ce faire, il faut tirer ou pousser le manche c'est-à-dire le manœuvrer avant ou arrière.

La gouverne de profondeur est située à l'arrière de l'avion, c'est une surface horizontale articulée autour d'un axe horizontale également. Elle peut se relever ou s'abaisser afin de faire varier la résultante aérodynamique générée par l'empennage horizontal.

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

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

b. La commande de roulis

Permettant de manœuvrer les ailerons, ceux-ci servant à contrôler l'inclinaison de l'avion de droite à gauche. Pour ce faire, il faut faire tourner le volant à droite ou à gauche.

Les ailerons sont des surfaces horizontales articulées horizontale et situées aux extrémités des ailes, coté bord de fuite (arrière de l'aile). En se relevant ou s'abaissant ils modifient le profil du bout d'aile et font ainsi varier la résultante aérodynamique qui s'applique à l'aile. Les ailerons se déplacent en sens opposés l'un de l'autre de telle sorte que lorsque l'un est baissé, l'autre est relevé et vice versa.

Et déplaçant le volant latéralement, le pilote va ainsi augmenter la portance d'une aile tandis qu'il diminue celle de l'autre. Le déséquilibre ainsi créé va faire se lever une aile tandis que l'autre s'enfonce : l'avion s'incline...

Aileron haut = aile basse , aileron bas = aile haute

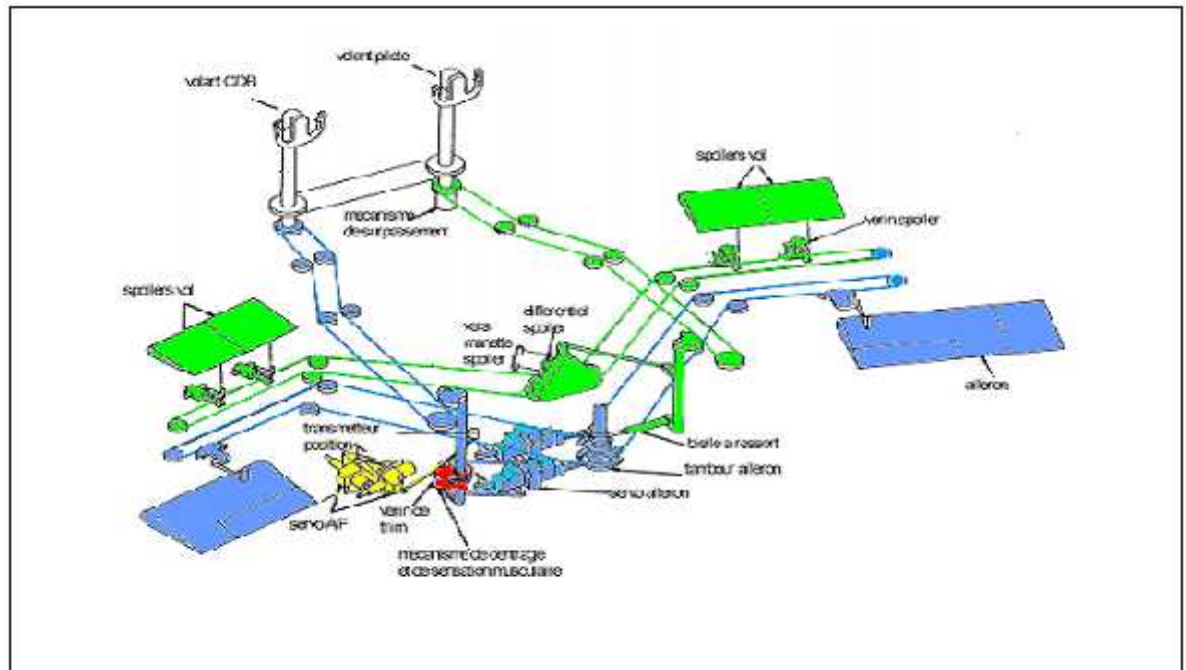


Figure (I-3) : La chaîne des commandes de vol de gauchissement

c. La commande de lacet

La commande de lacet permettant manœuvrer la gouverne de direction (the rudder). Pour utiliser la gouverne de direction, cette dernière fonctionne comme un gouvernail. Contrairement à un bateau dont le gouvernail est utilisé pour faire tourner le bâtiment, celui de l'avion ne sert qu'à contrôler la symétrie de vol, la mise en virage étant réalisée quand à elle de l'avion.

Cette commande ; ne sert pas à gérer la trajectoire, proprement parler en dehors des phases d'atterrissage par vent de travers ou lors de la pratique de voltige. Aussi sur les avions modernes type Airbus, elle est manœuvrée toute seule à l'insu de pilote afin de maintenir la symétrie de vol en évolution. On parle alors d'auto coordination (Yaw damper).

I-1-2-Les commandes de vol secondaire

a. Les aérofreins ? (Air brakes)

Est un dispositif situé soit sur les ailes, soit à l'arrière de l'avion et permettant de créer une traînée supplémentaire visant à freiner l'avion, pour ce faire, on agit sur un levier pour actionner et faire sortir ces aérofreins le moment voulu pour diminuer la portance et donc freiner l'aéronef.

b. Les spoilers

Est un dispositif situé au dessus (extrados) permettant de détruire plus au moins la portance de celle-ci par décollement de la couche limite. Utilisée de façon dissymétrique, ils permettent d'assister voire de remplacer les ailerons dans leur rôle de contrôle de l'inclinaison.

c. Les becs

Sont situés à l'avant de l'aile (bord d'attaque), les volets eux à l'arrière (bord de fuite).

Les becs serrent à augmenter la portance, leur manœuvre est coordonnée avec celle des volets.

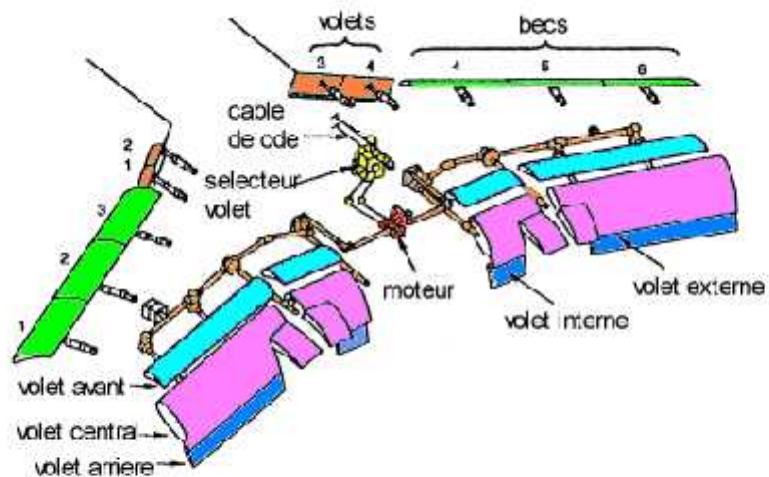


Figure (I-4) : Les commandes de vol secondaire.

I-2- Principes généraux de pilote automatique (Auto pilote)

I-2-1- Généralité

I-2-1-1- Définition

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

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

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

I-2-1-2- Rôle et fonction

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

1/- le pilote automatique sert à stabiliser l'avion et fonctionne à réaliser au cours des vols longs et fastidieux par la même ; il améliore les qualités de vols. La stabilité de l'aéronef se fait autour de ses trois axes (tangage, roulis, lacet). Celle autour de l'axe de lacet peut se faire sans l'aide du pilote automatique, à l'aide d'un système appelé :

(**Yaw Damper**). Le **Yaw Damper** est indépendant du pilote automatique, mais lorsque le pilote automatique fonctionne, s'il existe, le **Yaw Damper** fonctionne également.

Les fonctions de **Yaw Damper** sont :

- l'amortissement des oscillations autour de l'axe de lacet,
- l'annulation du dérapage en virage,
- la correction de dérapage en cas de panne moteur (sur certain avion).

2/- il sert à faciliter les évolutions grâce aux divers compensations aux corrélations introduites et dosées automatiquement. Le pilote n'a donc qu'un bouton à tourner ou à efforcer pour réaliser ces manœuvres courantes et délicates. La commande d'évolution permet de mettre l'avion en piqué, en cabré (gestion de vitesse verticale, suivi d'un plan de décente) et en virage.

3/- même, il sert à guider automatiquement l'avion sur ces routes ou dans des plans déterminés et facilite l'exécution de manœuvre délicates tel l'atterrissage.

Ce faisant ; il améliore les performances d'une part et la sécurité d'autre part. Le guidage permet la prise et la tenue : d'altitude (mode **ALT**), de cap (mode **HDG**), de radial **VOR** (Mode **NAV**), d'un **ILS** (**LOC** et **GLIDE**) (mode **APP**) et d'un segment de centrale à inertie (Mode **INS**). Il permet aussi l'**atterrissage automatique** et gère l'**automanette** (acquisition d'un régime moteur et/ou maintien d'une vitesse indiquée ou d'un Mach sélectionné).

Remarque :

-les fonctions de pilotage qui consistent à stabiliser et surveiller les mouvements autour du centre de gravité.

-les fonctions de guidage qui consistent à contrôler les mouvements du centre de la gravité de l'avion.

I-2-1-3- Les différents types de pilotes automatiques

Il existe des pilotes automatiques plus ou moins perfectionnés.

Certains ne proposent que les modes de bases: maintien de l'assiette longitudinal, de l'inclinaison et maintien de cap.

Une grande majorité d'entre eux sont dotés de tous les modes cités précédemment hormis l'automanette et donc l'atterrissage automatique.

Les plus évolués ont tous les modes cités précédemment.

On peut également faire deux distinctions entre tous les différents pilotes automatiques :

- les pilotes automatiques avec des calculateurs analogiques (de moins en moins répondus)
- les pilotes automatiques dotés de calculateur numérique (Airbus, TB20, Boeing).

I-2-2- Principe fonctionnel du Pilote Automatique

I-2-2-1- Généralités

Comme le pilotage d'un avion s'effectue en fait autour de 03 trois axes ou 01 axe (tangage, roulis, vitesse), un PA pourra comporter jusqu'à 03 chaînes spécifiques de stabilisation de la vitesse CAS et du nombre de Mach.

PA Proprement dit :

- une chaîne de tangage (profondeur)
- une chaîne de lacet (direction)
- une chaîne roulis (gauchissement)
- une chaîne de vitesse (auto manette).

Remarque

Chacune des ces chaînes de pilotage constitue un servomécanisme qui asservit l'avion, autour de l'axe correspondant, a ces ordres imposés par le pilote humain.

En particulier, la chaîne de tangage est la chaîne « basique » d'un PA .Ce servomécanisme comporte :

- Des organes d'affichage d'ordre imposés à l'avion.
- Un calculateur
- Un amplificateur de puissance
- Un organe moteur (servomoteur).

I-2-2-2. Schéma fonctionnel général

La loi de pilotage est la relation entre l'écart à l'entrée du calculateur et de mouvement de sortie de servomoteur.

C'est la fonction de transfert de la chaîne de pilotage. Les mouvements de la gouverne sont contrôlés par un retour d'asservissement, la loi de mélange des signaux d'écarts et des signaux de retour fixe la loi de pilotage (loi d'asservissement). (Voir fig : 02.)

D'une façon générale, ces dispositions permettant de faire varier la forme du profil de l'aile ; afin de l'adapter au mieux à toutes les phases de vol.

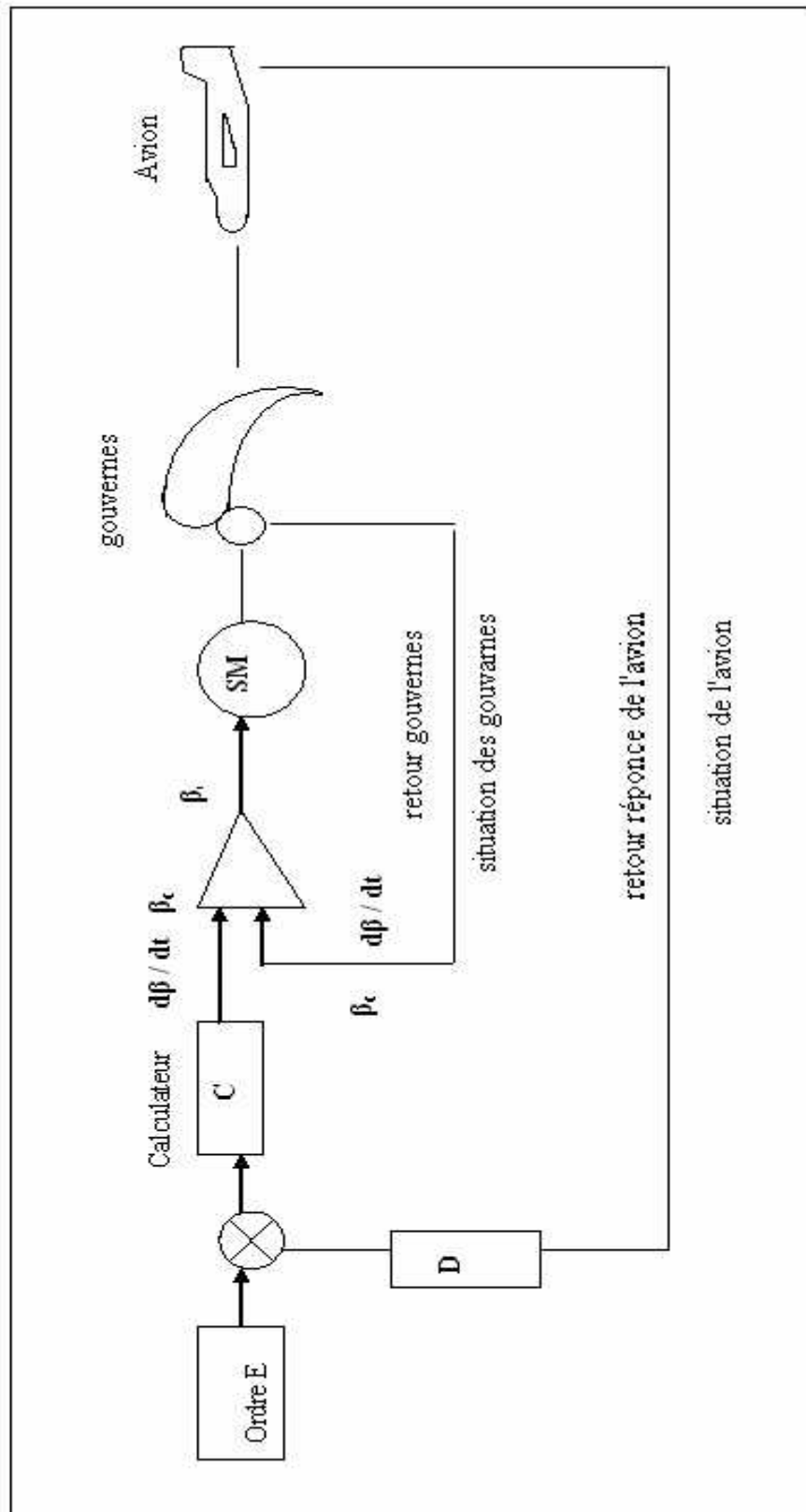


Figure. (I-5) : Schéma fonctionnel général du PA

I-2-2-3- Eléments constitutifs

Considéré globalement, le PA constitue en fait un servo-mécanisme composé de divers organes des chaînes de pilotage et que l'on peut regrouper en éléments constitutifs fondamentaux :

a. Les organes d'affichage d'ordre E

Ordre imposé E à l'avion encore appelé « Modes ou Fonction »

Exemple :

- E = assiette longitudinale et cap imposés.
- = virage à inclinaison et altitude constante.
- = capture de faisceaux **ILS**.

Les ordres imposés à l'avion pouvant bien entendu se réduire à un seul suivant les cas d'utilisation du PA et la nature de la chaîne de pilotage : profondeur, roulis, lacet, auto manette.

b. Les détecteurs D

Réponses S de l'avion aux ordres E : retours d'asservissement.

Exemple :

- S = assiette longitudinale et cap instantanés
- = inclinaison latérale et altitude instantanés
- = écart par rapport à des faisceaux de radio navigation.

c. Les comparateurs :

Différence = $E - S$

Il est clair que pour que le PA joue son rôle, il faut aboutir à $E - S = 0$

Soit : ordres imposés = réponses de l'avion, ce qui garantit la bonne exécution de ces ordres.

Exemple : = cap imposé - cap instantané.

= altitude imposé - altitude instantané.

d. Un calculateur C

Ce calculateur recevant la différence de correction à effectuer sous la forme de commandes de braquage c et de vitesse $d \, c/dt$ pour que $=0$

Pour obtenir les corrections de braquage nécessaire à l'annulation de c , le calculateur va évidemment tenir compte :

- de la valeur de $c = E - S$.
- généralement, il tiendra également compte de l'évolution de c au cours du temps, c'est-à-dire $d \, c/dt = 0 - (dS/dt)$ et même éventuellement de $(d^2 \, c/dt^2 = -d^2S/dt^2)$ c et $d \, c/dt = f(c, d \, c/dt, \dots)$

Le calculateur joue en quelque sorte le rôle de « Directeur » PA et décide des dispositions à prendre face à une situation nouvelle.

e. Les amplificateurs A

Alimentation des organes d'exécution (servo-moteurs) de manière à ce que les gouvernes prennent effectivement la position commandée $d \, c/dt$.

A la sortie des amplificateurs les ordres de correction de braquage s'expriment par l'écart :

$= c - s$: étant la position instantanée de la (ou des) gouverne(s) concernée(s).

L'évolution de c au cours du temps peut être contrôlée par $d \, c/dt$ et au besoin par $d^2 \, c/dt^2$.

f. Des servo – moteurs SM

L'exécution de l'ordre de correction de braquage des gouvernes nécessaires à l'annulation de c .

I-2-3 Les boucles d'asservissement :

Le principe d'un asservissement est de comparer à l'aide d'une boucle de retour, une valeur d'entrée en amont d'un système de commande (valeur de consigne), à une valeur de sortie en aval du même système de commande.

La valeur de d'entrée est comparée à la valeur de sortie à l'aide d'une boucle de retour et d'un comparateur. Le signal d'écart () est amplifié et envoyé au travers du système de commande qui modifié la valeur de sortie jusqu'à ce que

Sortie = Entrée.

I-2-3-1- Schéma fonctionnel d'un système asservi

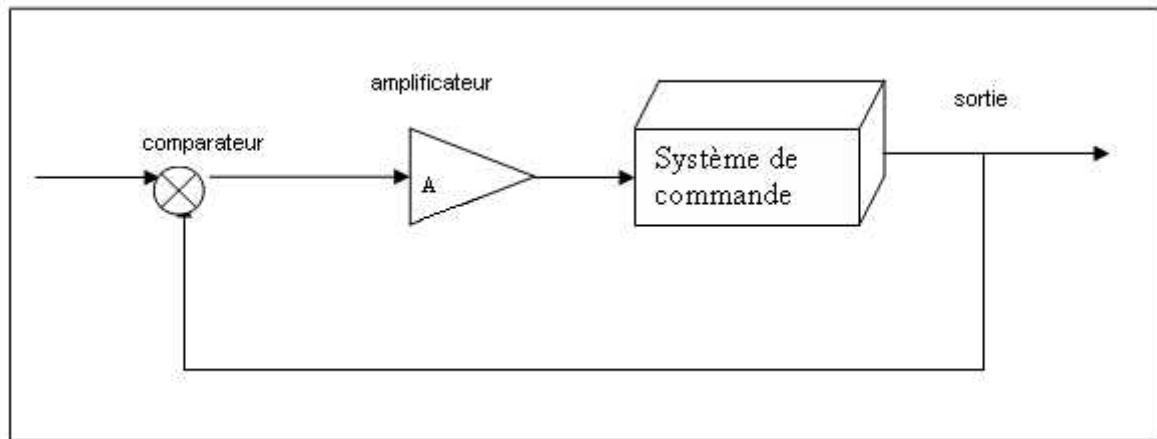


Figure (I-6) : Schéma fonctionnel d'un système asservi.

I-2-3-2- Propriété de système asservi

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

Si l'amplification augmente, la précision augmente et la stabilité diminue.

Si l'amplification diminue, la précision diminue et la stabilité augmente.

Pour résoudre ce dilemme, les constructeurs en recours à des corrections par deux grandes méthodes : correction par dérivation et la correction par intégration.

L'asservissement de la gouverne peut être soit un asservissement en vitesse soit un asservissement en position.

a- L'asservissement en position

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

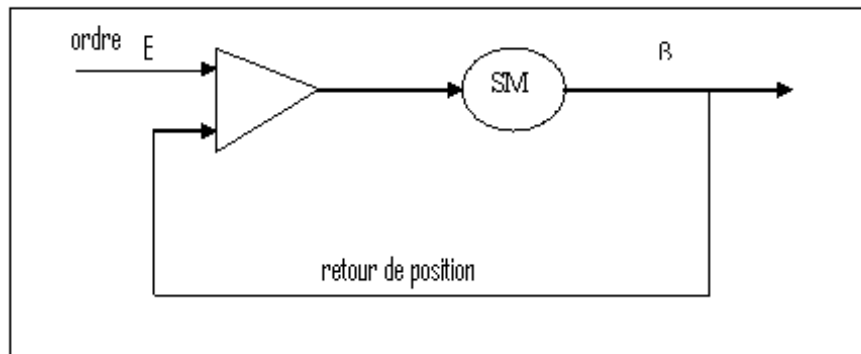


Figure (I-7) : Schéma fonctionnel de l'asservissement en position

b- L'asservissement en vitesse

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

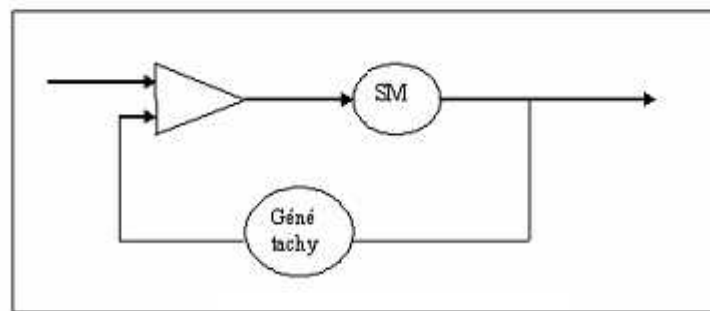


Figure (I-8) : Schéma fonctionnel de l'asservissement en vitesse

I-2-3-3- La correction des systèmes asservis

Il existe deux grandes méthodes de correction :

a- la correction par dérivation

En dérive par rapport au temps le signal de sortie. On obtient le sens de dérivation de la sortie. Ce la permet « d'anticiper » la tendance de variation de signal de sortie et donc augmenter la stabilité .c . à .d (correction par dérivation = stabilité).

b-la correction par intégration

En intégrant le signal d'erreur par rapport au temps, la précision du système augmente. En effet, même si le signal d'erreur est très faible, l'expression $\int e(t) dt$ sera non négligeable pendant un intervalle de temps Δt . Le signal de sortie sera donc corrigé et se ci jusqu'à le signal d'erreur soit vraiment nul pendant un intervalle de temps suffisamment long.

Donc correction par intégration = précision.

I-2-3-4- Synchronisation d'une chaîne

Pour éviter les à-coups à l'embrayage du pilote automatique ou d'un nouveau mode, il est nécessaire de synchroniser les ordres de braquages commandés (e) élaborés par les calculateurs avec les positions réelles des gouvernes (θ).

Tant que le pilote automatique n'est pas embrayé, on dit qu'il est en mode synchronisation et il y a une copie permanente de la valeur réelle des braquages gouvernes.

Ceci est réalisé pour l'assiette et l'inclinaison.

En ce que concerne l'altitude, tant que le pilote n'a pas activé la fonction **ALT**, le calculateur prend en compte l'altitude réelle de l'avion en permanence. Il ne peut donc y avoir d'à-coups.

La réglementation impose que le pilote automatique puisse être transparent : lorsque le pilote est aux commandes de l'avion, il doit pouvoir piloter l'avion au moyen des gouvernes au travers du pilote automatique, celui-ci restant embrayé. Il existe deux systèmes :

- Le premier consiste à mesurer l'effort que le pilote applique sur le manche. Si cet effort est supérieur à une certaine valeur, **PA** repasse en mode synchronisation.
- Le second consiste à actionner sur un petit bouton appelé **CWS** (Control Wheel Steering) qui est nommé d'une façon générique **le pilotage transparent**.

La synchronisation est obligatoire pour le confort et pour éviter les à – coups brusque.

I-2-3-5- La superposition des boucles d'asservissement du PA

La morphologie générale d'un PA fait donc apparaître la superposition de plusieurs boucles d'asservissement :

- **Des boucles internes :**

Celles qui comportent les retours « gouvernes » fournissant ainsi la situation instantanée de celle-ci qui alors comparée au niveau des amplificateurs à la situation à obtenir élaborée par le calculateur. c. à. d. les petites boucles d'avion ou bien le mode de base comportant les asservissements « gouvernes ».

- **Des boucles externes :**

Relatives à la situation actuelle de l'avion et qui comportent les retours « réponses de l'avion » c. à. d. grande boucles « avion » intégrant les boucles internes.

Cette superposition des boucles se trouve toujours dans un PA et plus particulièrement, au niveau de chacune des chaînes de pilotage.

Le nombre de boucles « avions » est d'autant plus important suivant que l'on a un mode basique ou un mode supérieur.

I-2-3-6- La notion de la loi de pilotage

Tout PA asservit l'avion à des ordres du PH en corrigeant automatiquement tout écart « avion » par une (ou des) sollicitation (s) « gouvernes » :

- Généralement en position $\rightarrow g = c -$;

- Par fois en vitesse $\rightarrow d g / dt = d c / dt - d / dt$.

Une loi de pilotage constitue la relation entre :

- l'ordre de position « gouvernes » c (ou vitesse « gouvernes » $d c / dt$ le cas échéant) élaborée par le calculateur C ;

- Les écarts « avion » $= E - S$ à annuler et désignés par :

- b pour les modes de base ;
- s pour les modes supérieurs.

a- Expression générale d'une loi de pilotage « en position » pour un mode de base

Rappelons que tous les modes de base stabilisent l'avion autour de l'un de ses trois axes en contrôlant un angle d'attitude (roulis ϕ , tangage θ , dérapage ψ , et cap **HDG**) constituant **E**.

Tout écart « avion » $b = E - S$ est corrigé par un braquage « gouverne » c déterminé proportionnellement à :

- b lui – même, pour assurer la précision ;
- $\frac{db}{dt}$, tendance de b dans le temps, pour avoir un amortissement « avion » suffisant et assurer ainsi la stabilité autour de l'axe considéré :

$$c = f(b, \frac{db}{dt}) = c_0 + k_1 \cdot b + k_2 \cdot \frac{db}{dt}$$

c d'autant est plus élevé que l'avion s'écarte de son attitude commandée et qu'il a tendance à s'en écarter.

- c_0 est la valeur de c pour b et $\frac{db}{dt} = 0$ simultanément, c'est-à-dire lorsque **E = S** (Vol stabilisé) ;
- k_1 et k_2 sont les coefficients de proportionnalité ou gains (> 0) spécifiques :
 - à l'inertie de l'avion par rapport à l'axe concerné donc normalement fonction de sa masse ;

Ils sont en fait optimisés pour une masse moyenne dans une phase de vol déterminée (montée, croisière, approche,);

- À l'effet aérodynamique « gouvernes » donc fonction de la vitesse « avion » (**CAS** ou **MACH**)

b-Expression générale d'une loi de pilotage « en position » pour un mode supérieur

La correction de tout écart « avion » s nécessite une action de pilotage donc un braquage « gouvernes » c déterminé proportionnellement à :

- $s = E - S$ pour assurer la précision, E et S étant alors les valeurs d'un paramètre « avion »

Soit aérodynamique, soit de la navigation (cap, altitude, etc.....)

- $d s / dt$, tendance de s dans le temps, pour avoir un amortissement « trajectoire avion »

Satisfaisant ;

- $b = E_b - S_b$, E_b étant alors la valeur de l'angle d'attitude / axe considéré, à l'engagement du mode et S_b étant sa valeur instantanée \longrightarrow aspect assurant la sécurité

En limitant l'évolution possible de cet angle ;

- la tendance de b dans le temps $d b / dt$, pour avoir un amortissement « avion » suffisant et assurer ainsi la stabilité autour de l'axe concerné.

$$c = f (b, d b / dt, s, d s / dt) = c_0 + k_3 \cdot s + k_4 \cdot d s / dt + k_1 \cdot b + k_2 \cdot d b / dt$$

Donc :

La loi de pilotage d'un mode supérieur se détermine par conséquent en ajoutant des termes supplémentaires à la loi générale d'un mode de base.

c est d'autant plus élevé que l'avion s'écarte de sa situation commandée de son attitude initiale et qu'il a tendance à s'en écarter.

- ❖ c est la valeur de c pour b , $d b / dt$, s et $d s / dt$ nuls simultanément, c'est – dire lorsque $E = S$ et $E_b = S_b$ en vole stabilisé ;
- ❖ K_3 et K_4 sont les coefficients de proportionnalité ou gains (> 0) spécifiques analogiques à K_1 et K_2

Remarque :

- les lois de pilotage « PA » sont analogues à celles des DV mais nécessitent « plus d'avance de phase » pour assurer l'amortissement de l'avion ; en effet dans le cas du DV, le PH apporte une non linéarité par ses actions sur les commandes et introduit

une appréciation de la tendance du déplacement des barres sur l'indicateur contribuant à assurer de manière satisfaisante l'amortissement « avion ».

I-2-4- L'atterrissage automatique

Seuls les équipements les plus évolués permettent d'effectuer un atterrissage automatique (Auto Land) pour lequel il y a un certain nombre de contraintes réglementaires :

L'avion doit avoir :

- Deux pilotes automatiques complets
- Une automanette
- Deux alimentations électriques séparées
- Deux récepteurs **ILS** opérants
- Deux radioaltimètres.

L'équipage doit avoir reçu une formation spécialisée.

Les installations au sol doivent être homologuées pour l'atterrissage automatique (fiabilité des systèmes sol).

I- Généralité

I-1- Présentation du Boeing 737-800 NG

Le **Boeing 737-800 NG** Next génération c'est un avion de ligne court et moyen courrier.

Il est équipé de deux réacteurs **CFM 56-7B** et d'un cockpit ultramoderne entièrement numérique.



Figure (II-1) : Le tableau de bord du Boeing 737-800 NG.

- Les caractéristiques du Boeing 737-800 NG

Capacité (passagers) :	Capacité (passagers) : 162-189
Cargo (volume) :	44m ³
Longueur	39.5 m
Envergure :	34.3m avec winglets 35.8m
Hauteur :	12.5m
Masse maximum :	79 010kg
Vitesse de croisière :	mach 0.785
Vitesse maximum :	mach 0.81
Rayon maximal en charge	5665km ou 3060nm
Capacité kérosène	26 020 l
Moteur	CFM56-7B

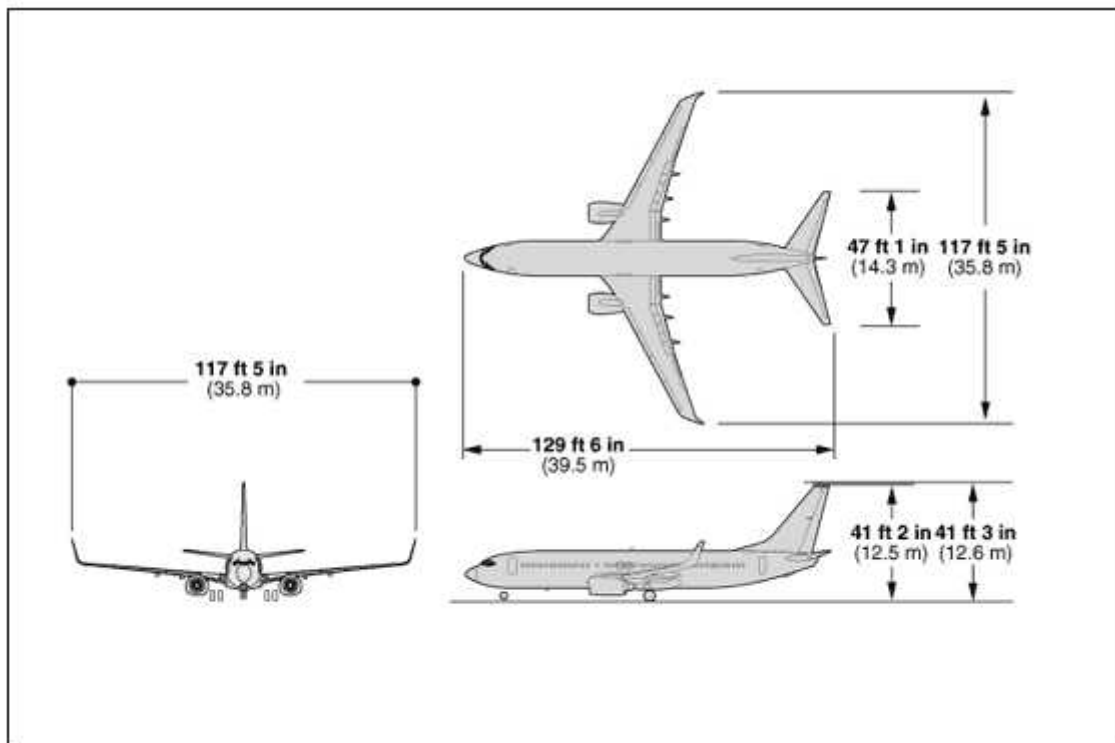


Figure (II-2-1) : Les démontions du Boeing 737-800 NG

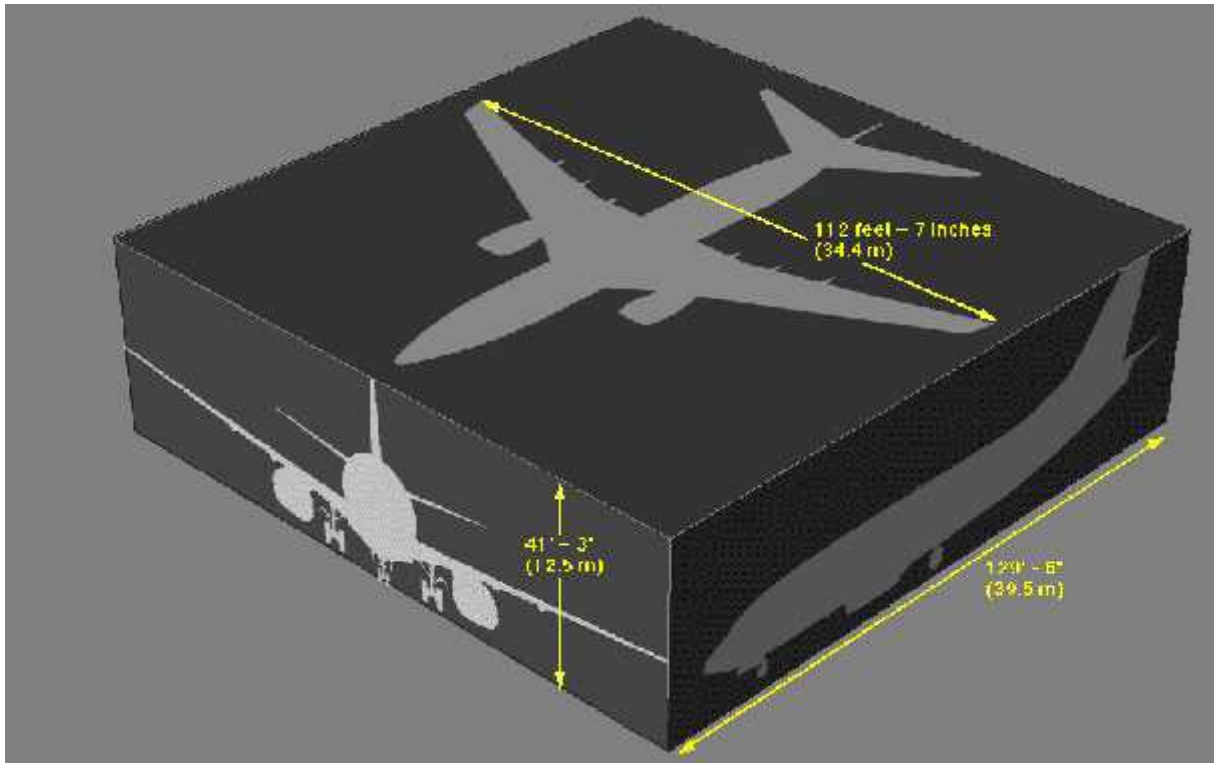


Figure (II-2) : Dimension du Boeing 737-800 NG

I-2- Description générale du système DFCS « Digital Flight Control System »

L'étude de la chaîne d'auto pilotage du **Boeing 737-800 NG** nous permet de se familiariser avec le système de commande de vol numérique « **DFCS** ».

Le **DFCS** c'est un système important, donc développé et de haute technologie qui est relié à tous les systèmes d'avion. Ce dernier a plusieurs fonctions qui sont :

- 1) Le pilote automatique auto flight
- 2) Le directeur de vol flight Director « **FD** ».
- 3) Régulateur de vitesse speed trim.
- 4) Alerte d'altitude Altitude alerte.
- 5) Le compensateur de mach mach trim.

Le **DFCS** est constitué de la boîte de commande « **MCP** », de deux ordinateurs de commande de vol « **FCC A, FCC B** » et les (**Actuators**) les vérins de commande.

Tout les **FCC** font les cinq premières fonctions,

1) Le pilote automatique : A/P

Le pilote automatique sur le **Boeing 737-800 NG**, consiste en deux ordinateurs appelés Flight control computer, **FCC A**, **FCC B**. Ces **FCCs** reçoivent les données de plusieurs systèmes comme **ADIRS** et **FMC**, et ils envoient des ordres aux vérins de commande pour contrôler la trajectoire de vol de l'avion en agissant sur les ailerons et les gouvernes de profondeur. L'un des **FCCs** suffit pour le contrôle de l'aéronef dans tous les modes de vol, sauf pendant l'atterrissage automatique **AUTOLAND** et sous certaines conditions les deux **FCCs** doivent être engagés en même temps.

• Les niveaux fonctionnels de pilote automatique

Les niveaux fonctionnels de pilote automatique c'est le degré d'intervention de pilote.

- lowest level

Dans ce mode ; le pilote automatique est désengagé alors que le **FD** est enclenché pour permettre le pilotage manuel c.à.d après engagement des modes **HDG** et/ou **ALT HOLD** l'équipage maintient l'assiette de l'aéronef en fonction des bars de commande générés par le **FD** et affichés sur les **PFD**.

- Higher level

Le pilote automatique est engagé et le signe **CMD** s'affiche à la place du **FD** ; quand on appuie sur le bouton **CMD** ; on aura un **FCC** contrôlant tout le système. Ce mode **CMD** peut être dégradé (en cas de panne) en mode **CWS** (pilotage par transparence).

Ce mode contrôle la trajectoire de l'aéronef et obéit aux fonctions sélectionnées sur le **MCP**

- Highest level

Le pilote automatique est engagé et le signe **FMC** apparaît à la place du **CMD** en utilisant la boîte de commande **MCP** et le **CDU** de **FMC**. Ce mode contrôle la trajectoire de l'aéronef et manœuvre celui-ci en fonction d'un plan de vol pré sélectionné dans le **FMC**.

A bord de cet avion, on trouve deux pilotes automatiques :

- 1) Le pilote automatique **A** pour le **FCC A**.
- 2) Le pilote automatique **B** pour le **FCC B**.

2) Le directeur de vol : flight Director « FD »

Dans ce cas l'équipage peut employer la commande de directeur de vol « **FD** » pour contrôler l'attitude de l'avion via les bars de **PITCH** et de **ROLL** affichées sur les **PFD** ;

l'équipage dans ce mode est assistés en information d'attitude fournit par le **FD**, n'a qu'à suivre ces bars en mouvement manuellement l'aéronef..

3) Le régulateur de vitesse : speed trim.

Il sert à maintenir la vitesse sélectionnée sur le « **MCP** » et pour maintenir cette dernière, le système agit sur le stabilisateur horizontal afin de contrôler le **PITCH** « tangage » et donc la vitesse.

4) L'altitude alerte :

Cette fonction sert à avertir l'équipage à l'approche et l'éloignement de l'altitude qui a été sélectionnée sur le « **MCP** » ; l'avertissement est à la fois audible et visuelle.

5) Le compensateur de mach « MACH TRIM »

Cette correction sert à relever le nez de l'avion qui a tendance à s'abaisser lorsqu'on atteint un mach = 0,615 ; elle est indépendante de l'enclenchement du **P/A**

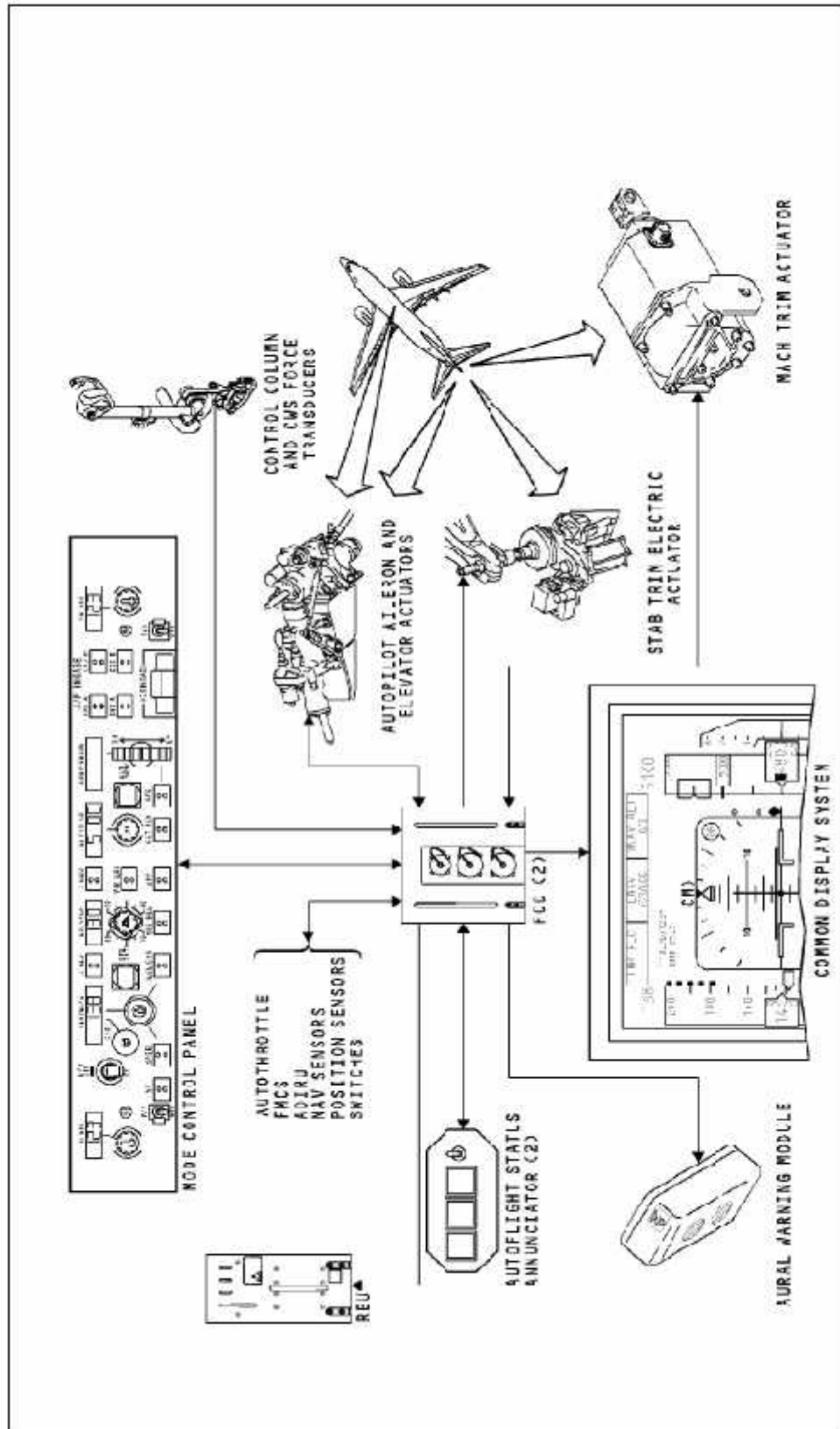


Figure (II-3) : Description Générale du système DFCS

II- Description des composant du système DFCS

Le pilote automatique fait partie d'un ensemble plus vaste dénommé « Commande Automatique De Vol (CADV). Le pilote automatique du **Boeing 737-800 NG** est constitué de plusieurs équipements qui ne sont pas placés ou localisées dans le même endroit ; ils ont répartis sur différents endroits : le poste de pilotage, la soute électronique, cône de queue, trou d'homme (nez de l'avion) et la niche des trains principaux. Les composants et les matériaux modernes sont employés pour faire un système de commande simple et léger de pilotage automatique ; ces composants sont les suivants :

- 1) La boîte de commande (mode control panel) **MCP**.
- 2) Automanette **A/T**.
- 3) Auto flight status annonciator **ASA**.
- 4) Le Stab trim.
- 5) Deux ordinateurs de commande de vol (flight control computer) **FCC**.
- 6) Le mach trim coupleur.
- 7) Roll & Pitch Actuators.
- 8) Roll & Pitch control Wheel Steering force transducer.
- 9) Les switches **TO/GA**.
- 10) Aural warning module.
- 11) Integrated flight system accessory unit "**IFSAU**"
- 12) Les sensors.

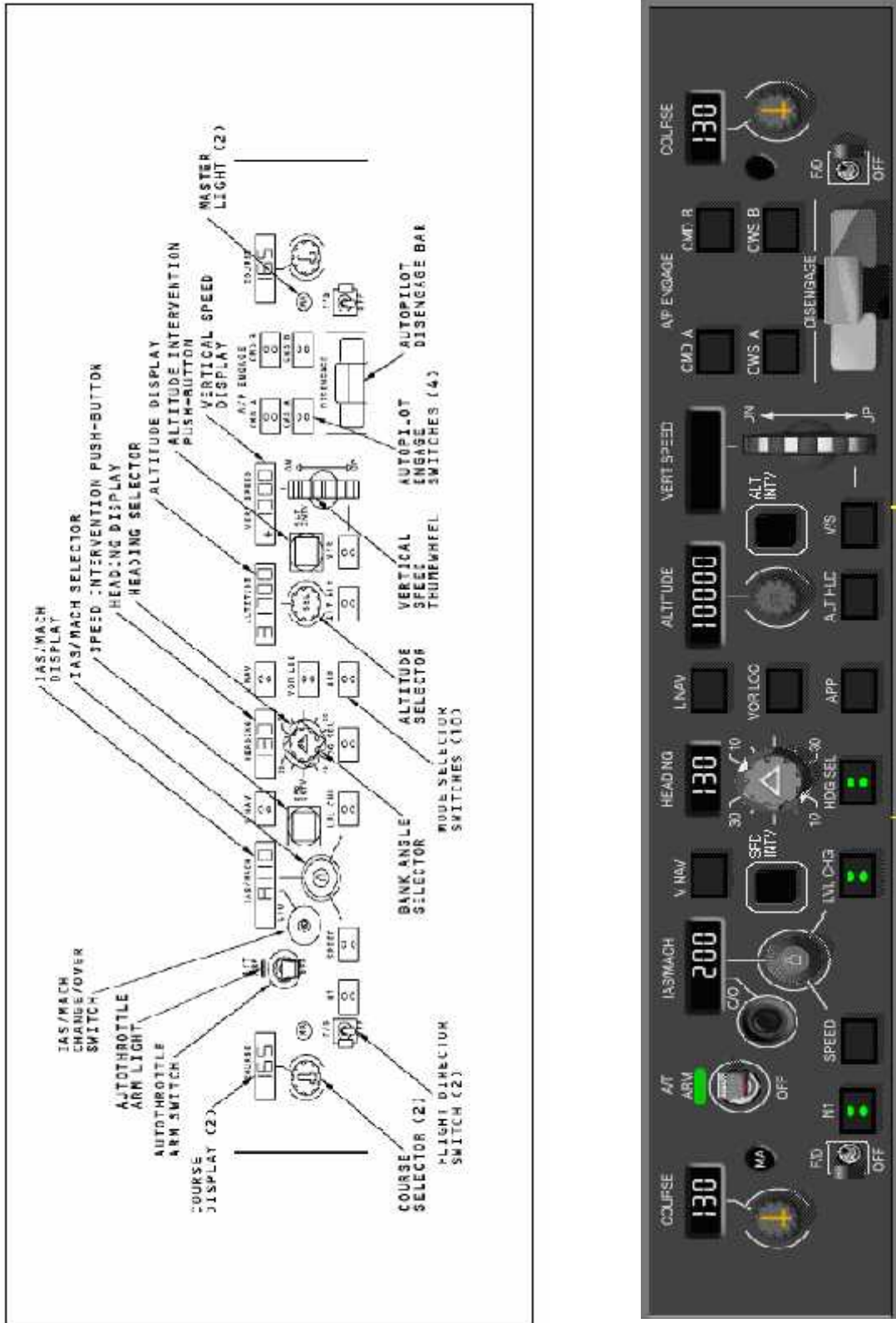
II-1- Description de la boîte de commande MCP

La boîte de commande est la première interface entre l'équipage et les ordinateurs de commande de vol **FCCs**, l'équipage emploie cette dernière pour faire ces fonctions :

- a) Montrer les données.
 - b) Contrôler la sélection des paramètres.
 - c) Engager les pilotes automatiques.
 - d) Allumer les directeurs de vol.
 - e) Choisir le mode de fonctionnement.
 - f) Choisir le **CAP** « **HEADING** », les vitesses et les altitudes.
- Le **MCP** contient divers boutons que l'équipage peut les utiliser pour contrôler les **FCCs** « Flight Control Computer ». fig.(II-14)

- 1) **COURSE SELECTORS** : ont pour but de sélectionner la route de **VOR** « VHF Omni directional Range » et le **ILS** « Instrument Landing System ».
- 2) **COURSE DISPLAY** : c'est un afficheur de 8 segments pour afficher la course sélectionnée.
- 3) **IAS/MACH, CHANGE/OVER SWITCH** : ce bouton permet l'affichage des deux types de vitesse soit en **MACH** et on appuie encore une fois sur le même bouton pour obtenir la vitesse en **IAS**.
- 4) **AUTOTHROTTLE ARM LIGHT** : c'est le témoin qui indique que le calculateur **A/T** est armé, donc reçoit les instructions soit du **MCP** « speed bottom » soit du **FMC**.
- 5) **AUTOTHROTTLE ARM SWITCH** : on l'actionnant il arme le calculateur d'**A/T**.
- 6) **BANK ANGLE SELECTOR** : le taux de virage que l'équipage doit sélectionner pour que les virages de l'aéronef soient précis.
- 7) **FLIGHT DIRECTOR SWITCH F/D** : qui permet l'alimentation du **F/D** afin qu'il soit prêt à afficher les commandes bars **ROLL / PITCH** on actionnant le **HDG + ALT HOLD**.
- 8) **MODE SELECTOR SWITCHES** : sont les différents interrupteurs qui actionnent les différents modes d'**A/P**.
- 9) **ALTITUDE SELECTOR** : pour sélectionner l'altitude.
- 10) **VERTICAL SPEED THUMBWHEEL** : cette roulette fait varier la vitesse ascensionnelle « **PITCH** ».
- 11) **AUTOPILOT ENGAGE SWITCH** : les quatre boutons dont on peut engager le **P/A** ; on utilise soit les boutons de **CMD 'A** ou **B'** ou bien du **CWS 'A** ou **B'**.
- 12) **AUTOPILOT DISENGAGE BAR** : on rabaisse la barre vers le bas pour désengager le pilote automatique.
- 13) **IAS/MACH DISPLAY** : c'est une fenêtre pour afficher la vitesse.
- 14) **IAS/MACH SELECTOR** : pour sélectionner la vitesse ou bien le mach.
- 15) **SPEED INTERVENTION PUSH-BUTTON** : on intervient pour changer la vitesse qui a été sélectionnée sur le **FMC**.
- 16) **HEADING DISPLAY** : c'est la fenêtre d'affichage du cap.
- 17) **HEADING SELECTOR** : pour choisir le cap on tourne ce bouton.

- 18) **ALTITUDE DISPLAY** : c'est la fenêtre d'affichage d'altitude.
- 19) **VERTICAL SPEED DISPLAY** : fenêtre d'affichage de la vitesse verticale.
- 20) **MASTER LIGHT « MA »** : Apparaît lorsque on selecte l'un des premier **FD** qui signifie **MASTER**
- 21) **ALTITUDE INTERVENTION PUSH- BUTTON** : On intervient pour changer l'altitude qui à été sélectionner sur le **FMC**



Figure(II-4) : Description de la boîte de commande

II-2- L'auto flight status enunciator (ASA)

L'Auto flight statut annunciator « **ASA** » est une boîte qui comporte sur sa face avant trois annunciator d'avertissement lumineux ; où la couleur d'**A/P** peut être rouge ou orange et la même chose pour l'**A/T** ; mais le **FMC** (Flight Management Computer) s'allume uniquement en orange. Elle comporte aussi trois positions d'allumage où l'équipage peut les utiliser pour faire des annonceurs lumineux. Fig. (II-5)

- Quand on change le mode d'A/P du **CMD** au **CWS** ; l'**A/P** se montre en ambre.
- Quand l'**A/T** est désengagé, elle obtient la couleur rouge.

L'ASA a pour but d'afficher ces annonces :

- 1) Avertissement d'**A/P**.
- 2) Le débranchement d'**A/P**.
- 3) Le début de test de bite.
- 4) Le désengagement d'**A/T**.
- 5) L'avertissement du control Wheel steering « **CWS** ».
- 6) Les messages d'alerte sur le **FMC**.



Figure (II-5): L'auto flight status annunciator

II-3- Description du flight control computer FCC :

L'ordinateur de commande de vol **FCC**, c'est l'équipement qui fait tous les calculs ; il y a deux **FCCs** : le **FCC A** pour le pilote automatique **A** et le **FCC B** pour le pilote automatique **B**, ils sont identiques physiquement et ont le même fonctionnement. Les **FCCs** ont pour but d'analyser les entrées et calculer ces fonctions :

- a) La commande d'**A/P** (modes **CMD** et **CWS**).
- b) La commande de directeur de vol.
- c) L'alerte d'altitude.
- d) La commande de régulateur de vitesse « **SPEED TRIM** ».
- e) La commande de compensateur de mach « **MACH TRIM** ».

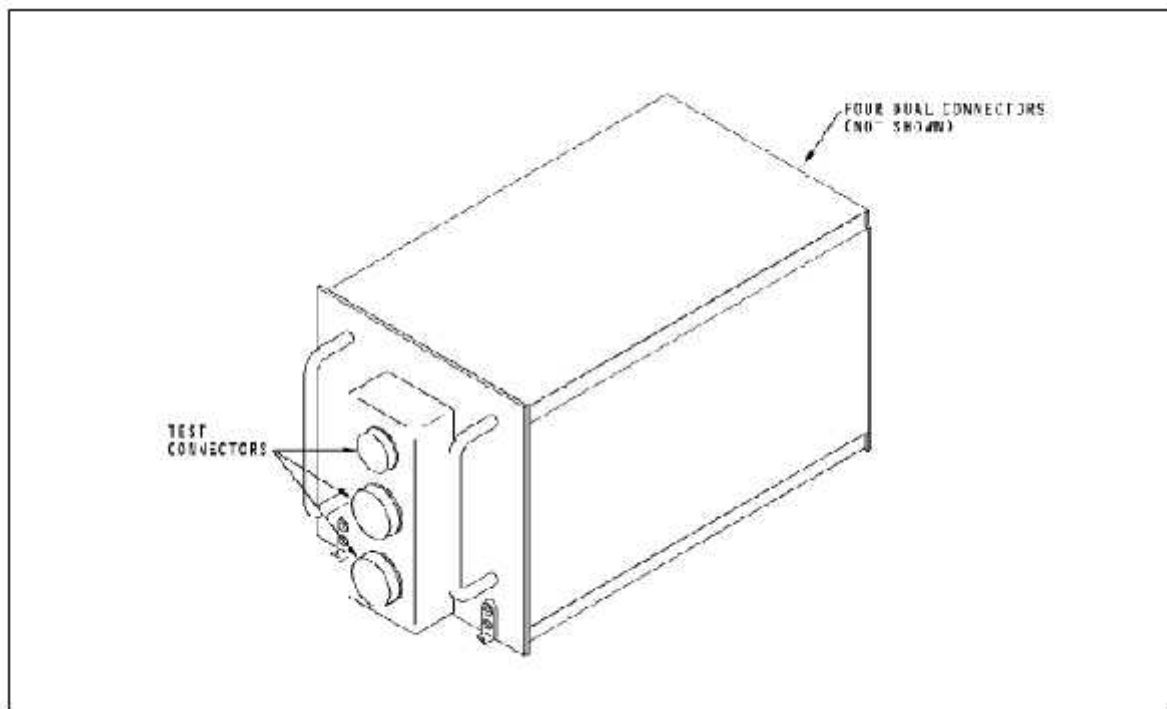


Figure (II-6): flight control computer

II-4- Description d'Auto Pilote Actuators

Nous avons quatre « A/P ACTUATOR » qui font des opérations indépendantes ; ce dernier se compose de :

- 1) Deux Actuators Solenoid valve.
- 2) Deux **LVDT**.
- 3) Quatre Shear Rivets.
- 4) Un hydraulic pressure Switch.
- 5) Un Transfert valve.
- 6) Une Detent Solenoid Valve.

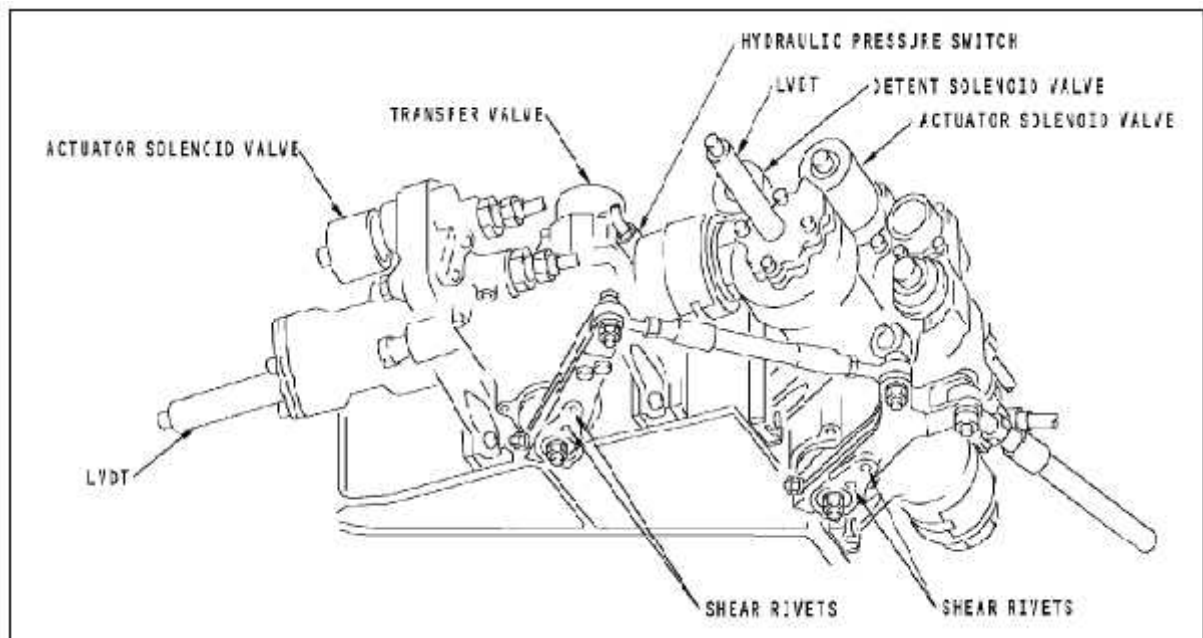


Figure (II-7): L'auto pilote actuators.

II-5- Control Wheel Steering Force Transducer

Le but du control Wheel steering force transducer est de fournir le signal électrique proportionnel des mouvements des manches aux FCCs. On trouve sur l'aéronef deux sortes de capteurs :

- Roll Control wheel steering transducer.
- Pitch Control wheel steering transducer de pilote.
- Pitch Control wheel steering transducer de copilote.

Les capteurs de CWS force transducer :

Les capteurs de force CWS sont des équipements qui sont situés au dessous des manches, il existe deux pitch CWS et un ROLL CWS, ces capteurs mesurent la force du pilote sur le manche (control column) et la convertissent en un signal électrique équivalent puis le transmettent vers le FCC active. En effet ceux sont ces capteurs qui servent pour le pilotage par transparence c.a.d A/P dégradé du mode CMD au mode CWS.

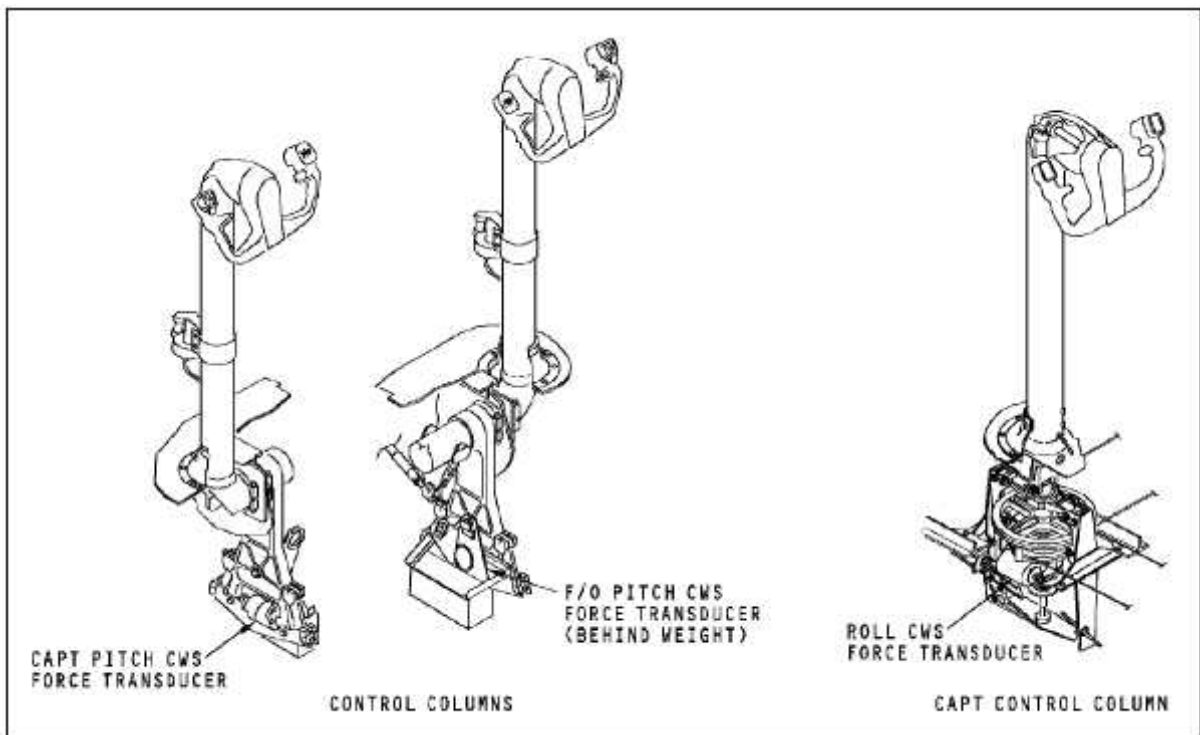


Figure (II-8): Control Wheel Steering force transducer

II-6- Description de directeur de vol F/D :

L'équipage peut utiliser le directeur de vol pour contrôler l'attitude de l'aéronef au moyen des bars de tendance générés par le FCC et affichées sur les PFD pour aider le pilote durant le pilotage par transparence (lowest level) et/ou durant le mode dégradé CWS .

II-7- Description d'altitude alerte

La fonction d'altitudes alerte utilise l'altitude qui est sur la boîte de commande pour que les FCCs puissent montrer à l'équipage cette altitude quand l'aéronef approche ou départs .et pour que cette fonction puisse faire cette opération n'oblige pas l'engagement d'A/P et le F/D.

II-8- Description des sondes

1- Les sondes de position d'ailerons

Ils mesurent le mouvement des ailerons, une sortie de ce capteur dirigé vers le FCC A et l'autre dirigé vers le FCC B pour le signal de feedback.

2- Les sondes de position de profondeur

Ces sondes mesurent le mouvement des entrées de tube de profondeur, une sortie de ce capteur dirigé vers le FCC A et l'autre vers le FCC B pour le signal de feedback.

3- Les sondes de position de spoiler

Ont pour but de mesurer le mouvement des spoilers 4 et 9, la sortie de ce capteur dirigé vers le FCC A et l'autre vers le FCC B pour le signal de feedback.

4- Le capteur - A- de position de stabilisateur

Ils mesurent la position de stabilisateur horizontal, une sortie de ce capteur est dirigé vers le FCC A et l'autre dirige vers l'unité d'Acquisition des données de vol – flight data acquisition unit FDAU. **5- Les sondes - B- de position de stabilisateur**

Ils mesurent la position de stabilisateur horizontal, la sortie de ce capteur dirige vers le FCC B.

II-9- Description du Mach Trim actuator

Le Mach Trim actuator : a pour rôle de corriger l'assiette de l'aéronef (dont le nez a tendance de s'abaissé) agissant sur le stabilisateur à l'approche de la vitesse 0.615 mach, Il se compose d'un moteur électrique et arbre d'attaque (**Out Put Shaft**).

II-10- Description des boutons de TO/GA

Les boutons de **TO/GA** ont pour but de maintenir le mode décollage ou atterrissage pour ces systèmes :

- Le système d'**A/T**.
- Le système de Stall management yaw dumper.
- Le système de **DFCS**.

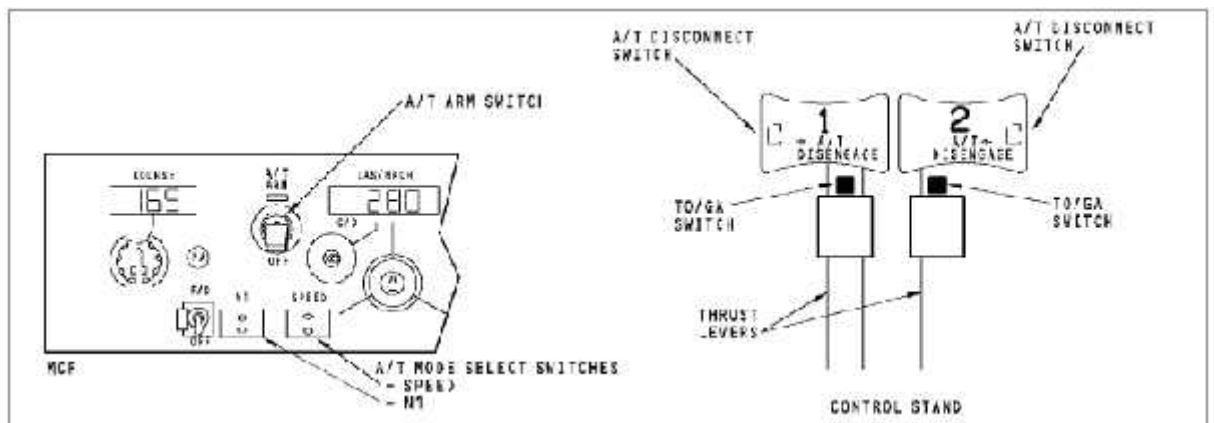


Figure (II-11) : Les boutons TO/GA

II-11- Description de « IFSAU » integrated flight system accessory unit

Le rôle de ce “IFSAU” est de donner une interface entre le **DFCS** et les systèmes avion; il y a quatre connecteurs électriques en avant de cette unité qui contient deux cartes de circuits imprimées, la carte **A1** pour l’auto pilote et la carte **A2** pour les instruments de vol.

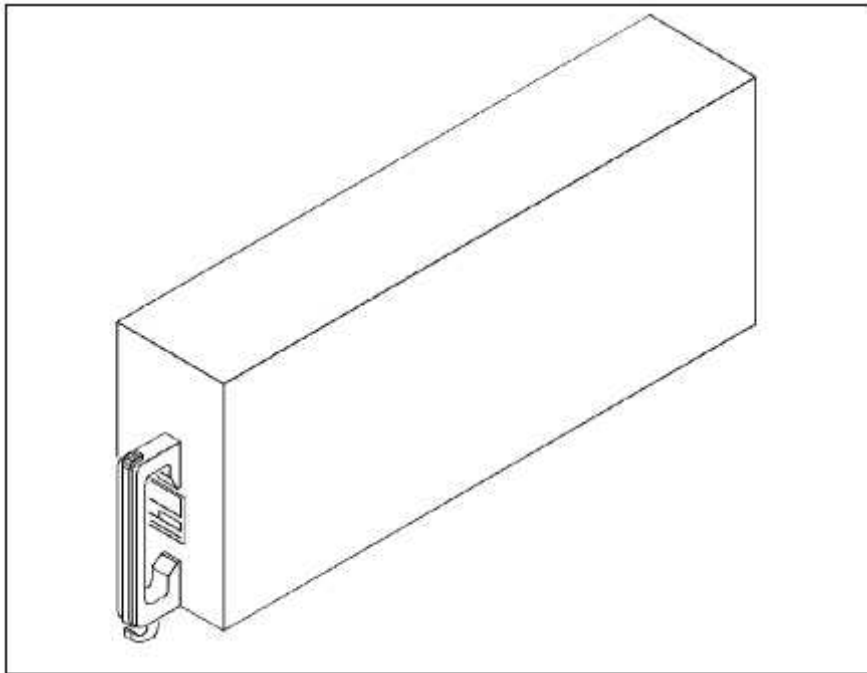


Figure (II-12): Integrated flight system accessory unit.

Aussi les **FCCs** fournissent de l’énergie pour les sensor de **ROLL**:

- a) Sensor de spoiler « **4** ».
- b) Sensor de spoiler « **9** ».
- c) Sensor d’aileron.

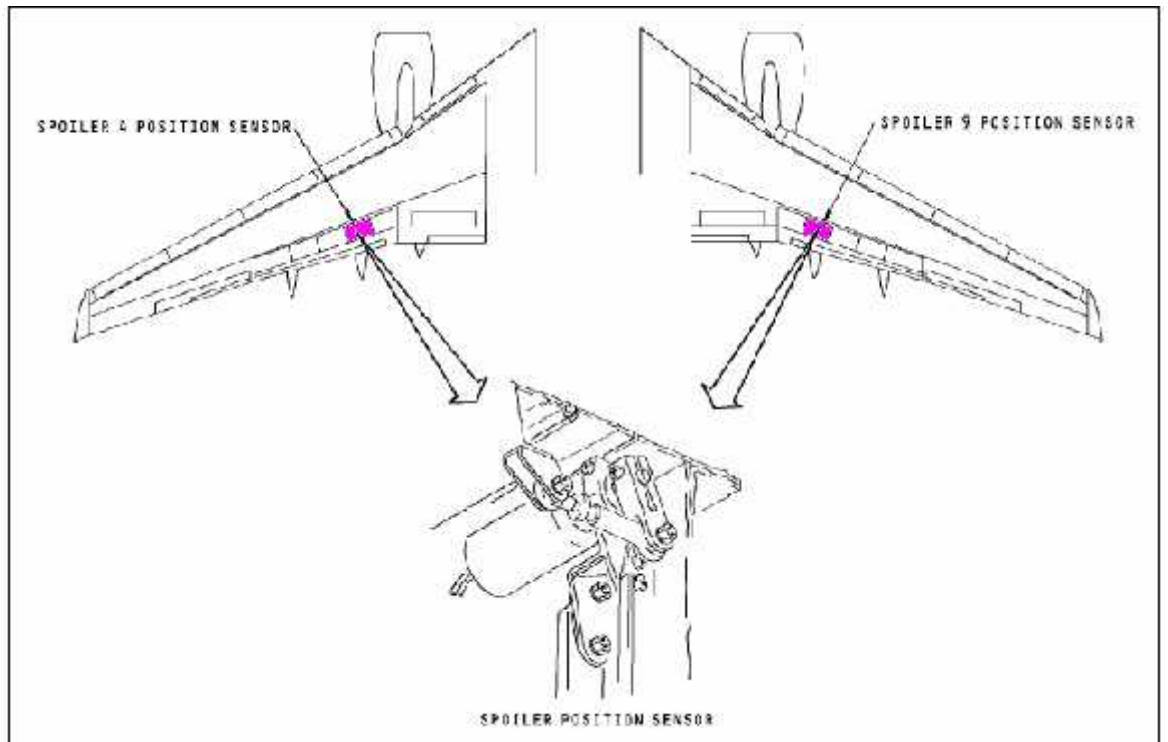


Figure (II-13) : Spoiler position sensor 9 and 4.

III - Localisation des équipements de pilote automatique

Les équipements de pilote automatique sont situés dans différentes places sur l'aéronef :

- Le poste de pilotage (cockpit).
- La soute électronique (Electronique Equipment bay).
- Le cône de queue (tailcone).
- La niche des trains principaux (Main Wheel Well)

III-1- Localisation des équipements situés dans le poste de pilotage

III-1-1 La boîte de commande MCP (mode control panel)

La boîte de commande du pilote automatique du **Boeing 737-800 NG** est située dans le panneau N°7 c. à d **P7** . Fig. (III-1).



Figure (III-1) : Localisation de l'MCP

III-1-2 Flight control panel

Il y a deux alertes visuelles superposé sur le panneau de control de vol (flight control panel) qui est situé sur le panneau N°5. c. à d **P5**. (Over Head Panel) voir Fig. (III-2).

- Speed Trim fail annonciator.
- Mach Trim fail annonciator.

Ces deux alertes visuelles sont allumées s'il y a des pannes sur le speed trim ou bien le mach trim. Fig. (III-2).

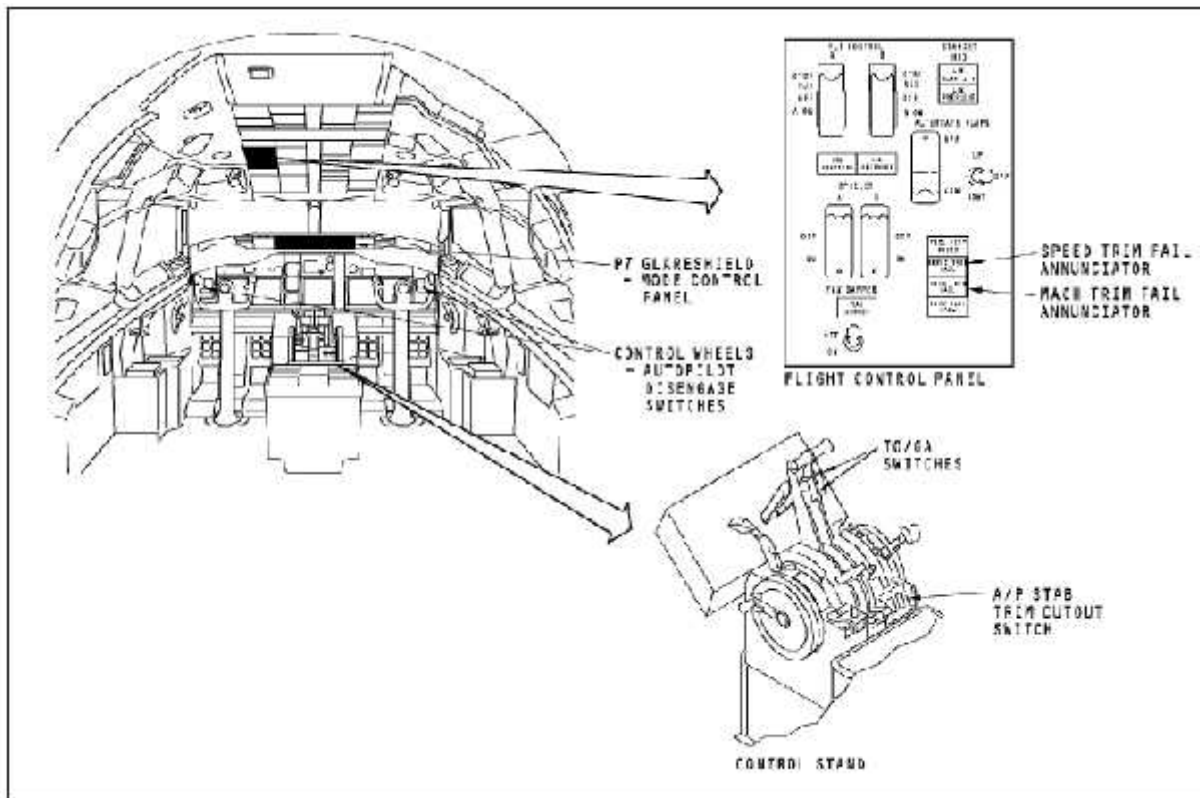


Figure (III-2): pedestal (control stand).

III-1-3 Pedestal (control stand)

Le pedestal se trouve entre les deux sièges pilote et copilote où se situent les manettes de poussés contenant les Switches **TO/GA** en plus **A/P stab trim cutout switch**.

- **Take off /go-around (TO/GA)**

Ces switches sert pour donner la puissance au moteur pour un décollage, et à l'approche sert pour exécuter le **GA** poussé des moteur plus un cabré. Lors d'une approche ratée, **TO/GA** est situé sur les manettes de poussé.

On a encor les boutons poussoirs de désengagement de l'automanette qui sont situés aussi sur les manettes de poussé.

- **A/P stab trim cutout switch**

C'est un bouton pour couper l'alimentation électrique du moteur de Stab trim, il est situé sous la manette des volets dans le Pedestal. Fig. (III-3).



Figure (III-3): A/P stab trim cutout switch

III-1-4 Panneaux Annonciateurs (ASA)

L'ASA c'est: Auto flight Status Annonciator, au nombre de deux, le premier devant le pilote situé dans le panneau N°1 c. à d **P1-3** et l'autre est situé sur le panneau N° 3 c. à d **P3-1**. Fig. (III-4), .Fig. (III-5)

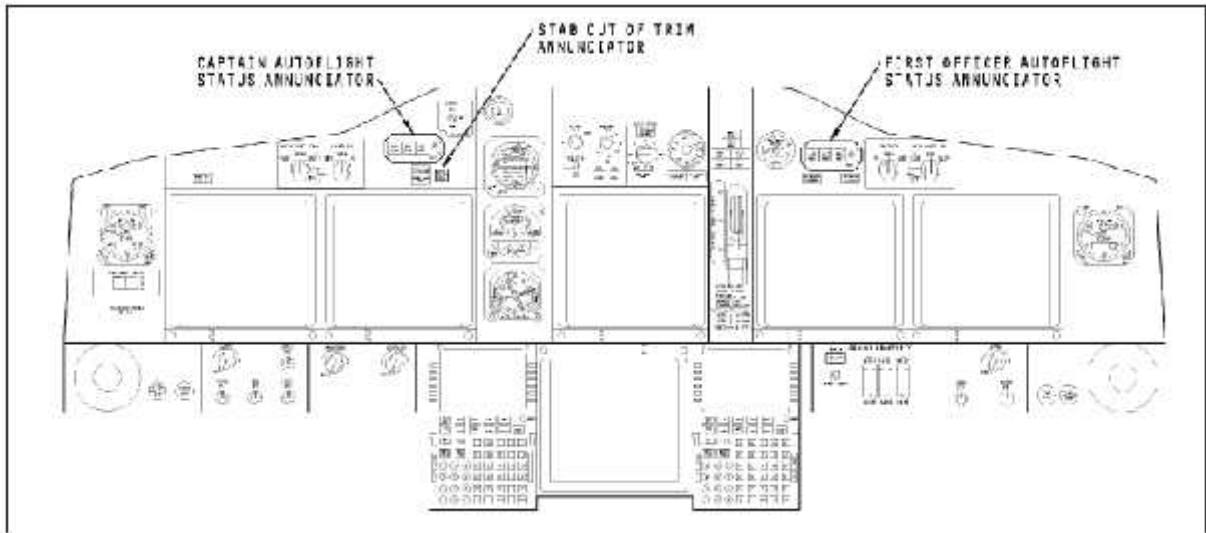


Figure (III-4): panneaux d'instrument



Figure (III-5): l'ASA sur le cockpit

III-1-5 Control column ET control wheel steering transducers

Il y a deux pitch CWS qui sont situés sous les manches, du pilote et de copilote, et un seul roll CWS qui est situé sous le manche du pilote (captain). Fig. (III-7), Fig. (III-8).

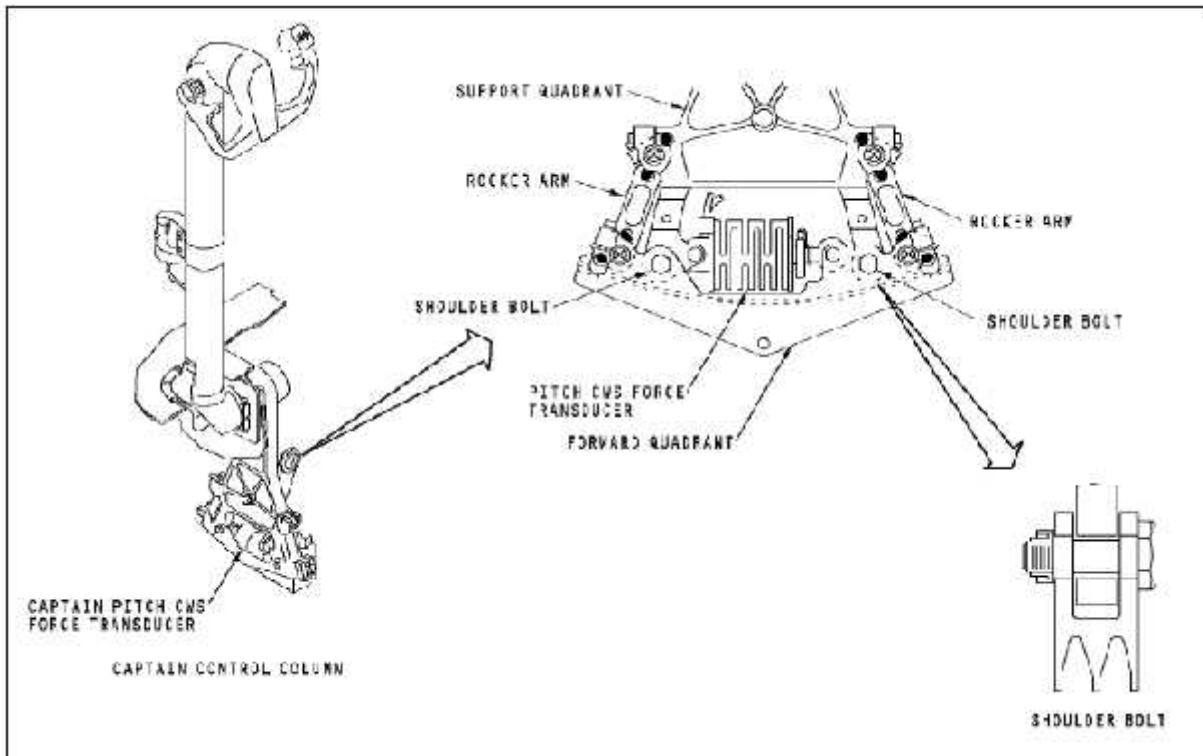


Figure (III-7) : Localisation de pitch CWS force transducer.

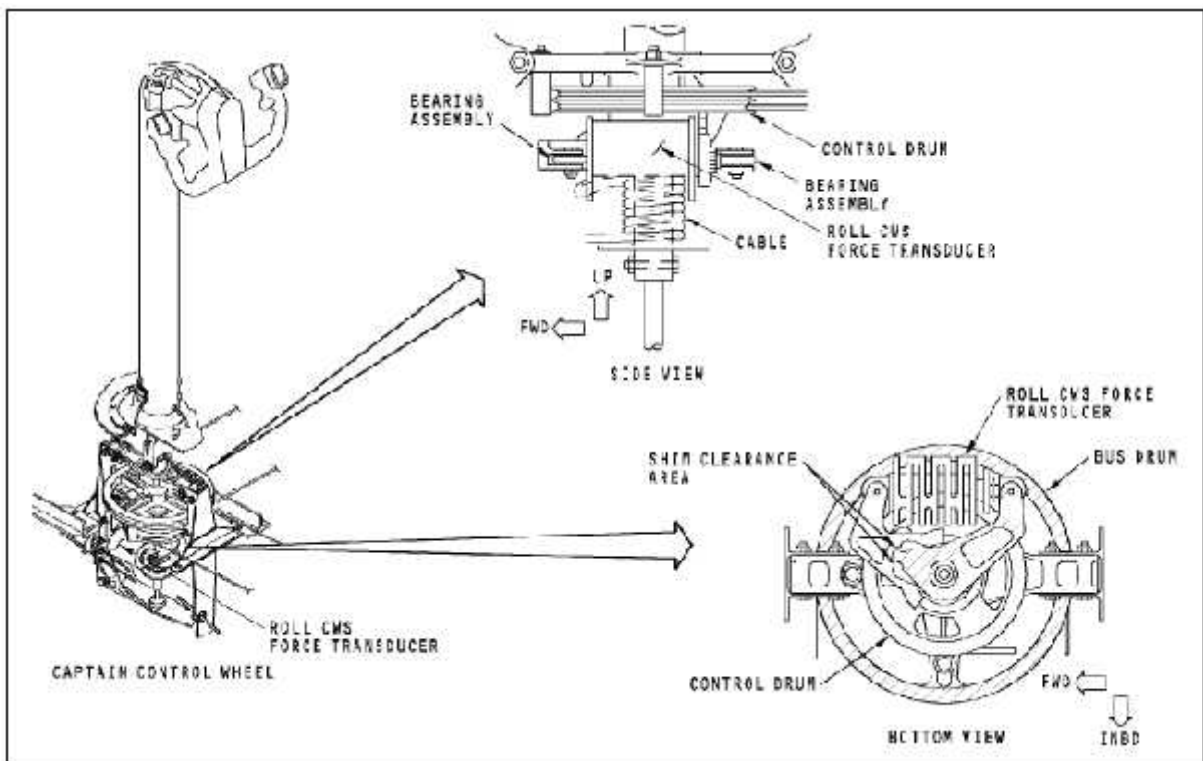


Figure (III-8) : Location de roll CWS force transducer.

III-2- Localisation des équipements situés dans la soute électronique

Integrated flight system accessory unit (IFSAU):

C'est l'interface entre les systèmes avion et les FCCs.

Il se trouve dans la soute électronique.

Sur l'étage **E1-1** se trouve :

FCC A, **FCC A** program switch module, **FCC B** program switch module et **A/T** computer.

Sur l'étage **E1-4** se trouve l' **FCC B**.

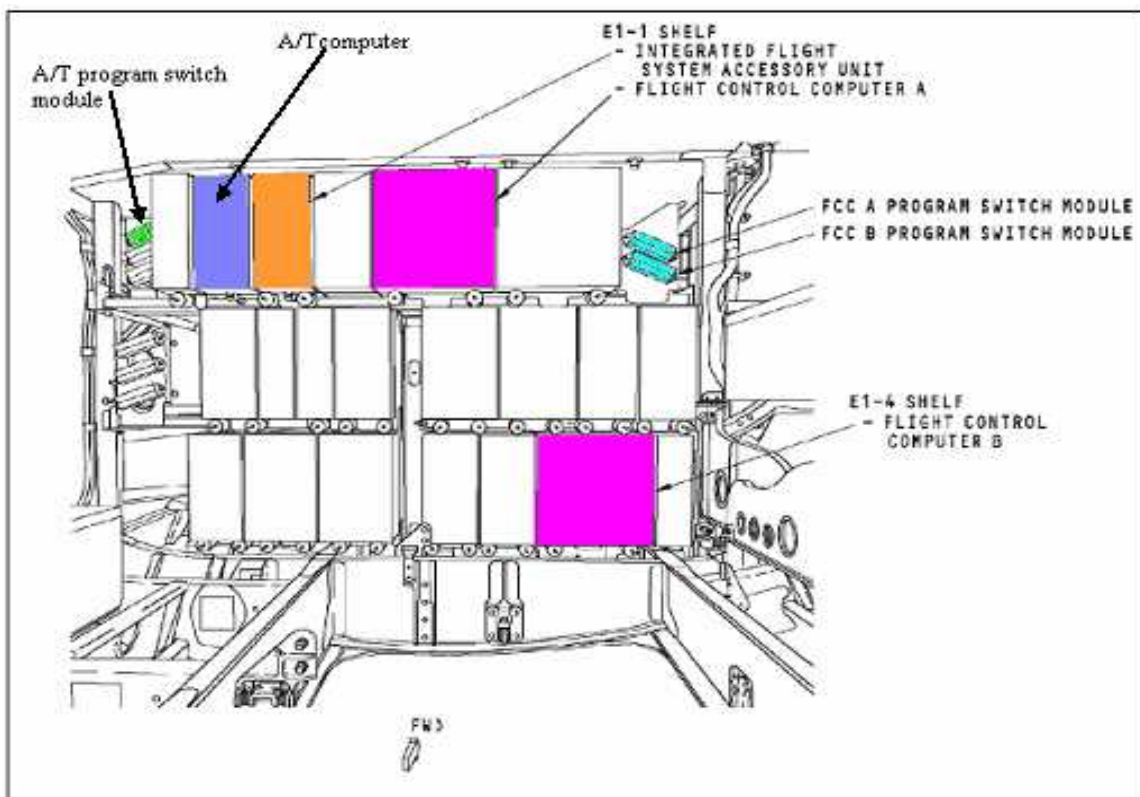


Figure (III-9) : La soute électronique

III-3- Localisation des équipements situés dans le cône de queue

- **Elevators Actuators A&B : (vérins de profondeur A&B)**

Sont des vérins hydrauliques de commande qui transforme le signal électrique venu de **FCC** en un mouvement hydromécanique contrôlé, ce mouvement se dirige au **PCU** (Power control unit), c'est la servocommande qui agit directement sur les gouvernes de profondeur.

A/P elevators Actuators : sont situé sur le coté gauche de la paroi pressurisée du cône de queue.

Elevators position sensor : situé sur le coté inférieur de la paroi du cône de queue.

Stab position sensor A et B : sont situé respectivement à droite et à gauche de la sensation musculaire (Elevator feel).

Mach trim actuator : est situé au dessus de la sensation de musculation toujours dans la cône de queue.

III-4 Localisation des équipements situés dans niche des tains principaux

- **ailerons Actuators des A&B (vérins des ailerons A&B) :**

Quant à eux sont situés dans niche des trains principaux (Main Wheel well) coté gauche.

Aileron position sensor : situé sur

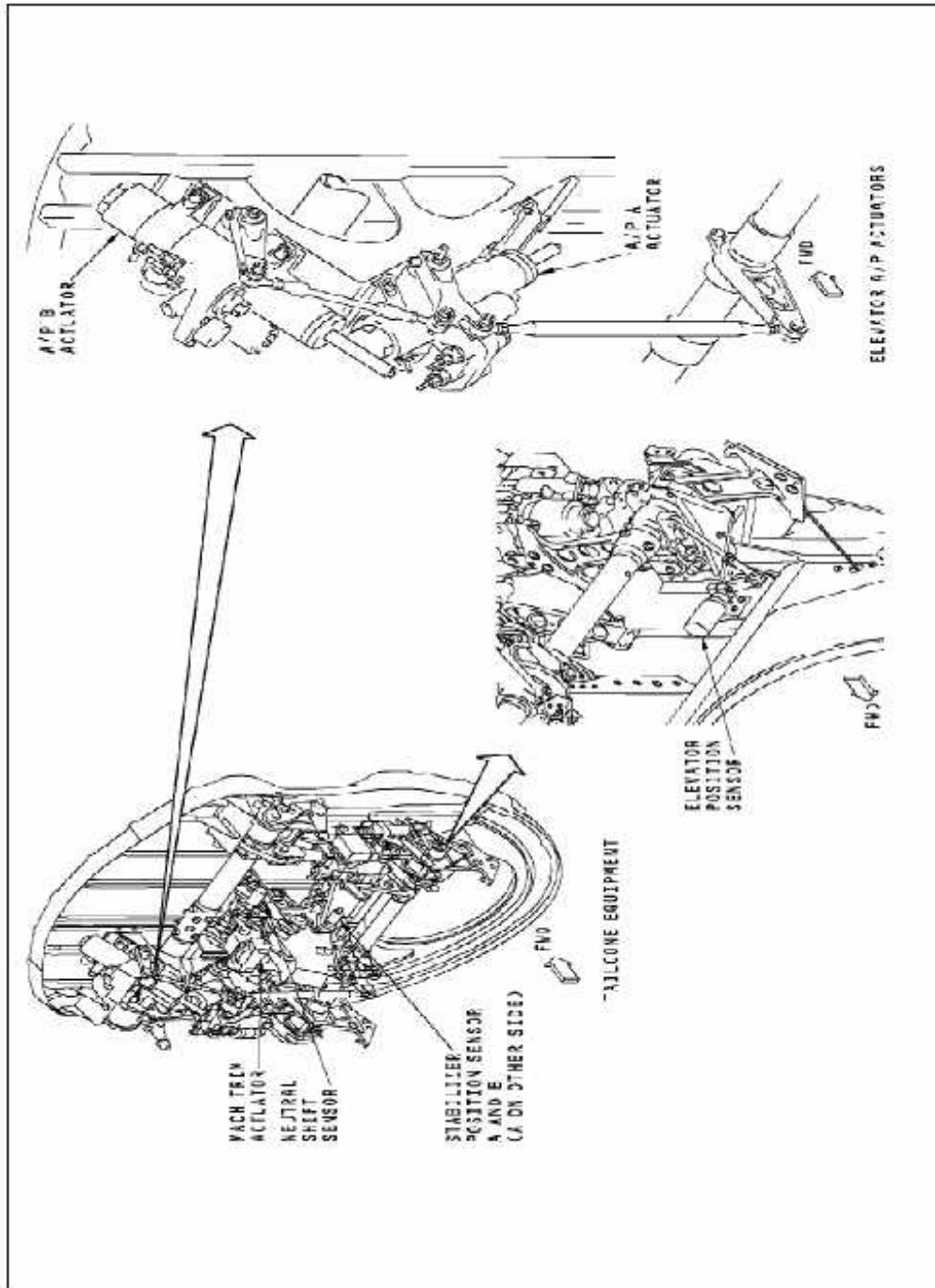


Figure (III-10) : Le cône de queue

IV- le principe de fonctionnement des équipements constituant le pilote automatique

IV-1- Le fonctionnement général de pilote automatique

L'engagement du pilote automatique

Quand le pilote appuie sur une des deux boutons : **CWS** ou **CMD** d'A/P sur le **MCP**, le pilote automatique engage, si l'équipage choisit le mode de **CWS**, l'A/P donc fonctionne avec les modes de **ROLL** et de **PITCH** de **CWS**.

a. L'engagement du P/A avec le directeur de vol F/D en off

Quand on engage le **P/A** en mode de **CMD**, il fonctionne avec le **PITCH CWS** et le **ROLL CWS** ; et quand le **P/A** est en mode de **CWS**, le **F/D** fonctionne en mode de **PITCH** et de **ROLL**.

b. L'engagement du P/A avec le directeur de vol F/D en on

Les trois conditions qui peuvent se montrer quand le **F/D** est en **ON**:

♣ Les directeurs de vol sont en TO/GA

Quand on utilise le mode **CMD** et le mode de décollage de **F/D** en **ROLL** est en **LNAV** ; pour l'engagement d'A/P, on appuie sur le bouton de **ALT HOLD** pour avoir la barre de **PITCH** et on appuie sur le bouton de **HDG SEL** pour avoir la barre de **ROLL**.

♣ Les directeurs de vol sont en modes valides de ROLL et de PITCH

Les modes de **P/A** sont les mêmes pour le **F/D** quand le **P/A** est engagé en mode de **CWS**.

♣ Les directeurs de vol sont en modes invalides de ROLL et de PITCH

L'attitude de **ROLL** d'aéronef doit être près de 7 degrés aux commandes de **F/D** pour le mode de **VOR/LOC**, et cette attitude doit être près de 14 degrés aux commandes de **F/D** pour les autres modes ; et quand cette attitude est loin de ces limites, l'A/P s'engage avec le mode de **ROLL CWS**.

L'attitude de **PITCH** d'aéronef doit être près de 3 degrés aux commandes de **F/D** pour garder l'engagement de **G/S** et le mode d'**ALT ACQ**, cette attitude doit être près de 6 degrés aux commandes de **F/D** pour les autres modes de **PITCH**.

2. Les contrôles de pilote automatique

Les fonctions de pilotes automatiques d'ordinateur de commandes de vol sont les suivantes:

- Le contrôle de **P/A** de **ROLL**.
- Le contrôle de **PITCH** de **P/A**.

- L'auto land.
- Les annonces et les avertissements.
- Le stab trim.

L'**A/P** peut contrôler l'aéronef en deux modes, le mode de **CMD** et de **CWS**, dans le mode de **CMD** ; il contrôle l'aéronef automatiquement, mais dans le mode de **CWS**, il la contrôle en utilisant les entrées du pilote lui-même.

Quand l'équipage engage un des deux **A/P**, ce dernier se considère comme le master et l'autre comme l'esclave, le master contrôle le mode affiché sur le **FMA** au niveau de **PFD** (primary flight display).

♣ *Le control de ROLL de P/A*

Les fonctions de control de **ROLL** utilise les données sortant des différentes sondes d'aéronef ainsi que le capteur de force de **ROLL CWS** pour calculer la commande de **ROLL** qui dirige vers les **PCUs** l'actuateur d'aileron d'**A/P**. pour bouger les surfaces de contrôle à travers les **PCUs** d'aileron. Les **FCCs** utilisent les signaux de retour de ces sondes pour calculer les commandes de **ROLL** :

- 1) Les sondes de position d'aileron.
- 2) Les sondes de position de spoiler.
- 3) Les transmetteurs de position des volets.
- 4) Les sondes d'actuateur de pilote automatique.

À *Les control de PITCH de P/A*

Les fonctions de control de **PITCH** utilisent des données de diverses sondes d'aéronef et le capteur de force de **PITCH CWS** pour calculer la commande de **PITCH** qui dérivent vers les actuateurs d'**A/P** de profondeur pour bouger les surfaces de contrôle à travers l'unité de contrôle d'énergie de profondeur **PCU**. Les **FCCs** utilisent les signaux de retour de ces sondes pour calculer les commandes de **PITCH** :

- 1) Le sonde de profondeur.
- 2) Les sondes de stabilisateur.
- 3) Le transmetteur des volets.
- 4) Le sonde de profondeur de shift neural.
- 5) Les sondes d'actuateurs de pilote automatique de profondeur.

♣ *AUTOLAND*

La fonction d'autoland consiste en ces parties de vol :

- a) - Approach.

b) - Flare.

c) Go-around.

*La fonction d'Autoland fait ses opérations uniquement quand les deux **FCCs** soient engagés, elle contient les deux commandes de **PITCH** et de **ROLL**.

À STAB TRIM

Quand le pilote automatique est engagé, il envoie les commandes de **TRIM** vers le stabilisateur qui utilise un actuateur électrique qui agit sur le stabilisateur pour servir le système de régulateur de vitesse.

À Les annonces et les avertissements

Ces fonctions envoient des indications normales et anormales de performances de ces composants :

- 1) - L'annonceur de statut de vol « **ASA** » de pilote.
- 2) - L'annonceur de statut de vol « **ASA** » de copilote.
- 3) - L'unité électronique d'affichage **DEU**.
- 4) - La boîte de commande **MCP**.
- 5) - L'indicateur d'**IAS/MACH MCP**.
- 6) - **STAB OUT OF TRIM LIGHT**.

À Le contrôle de croisière de P/A

Les lois de contrôle de **FCC** calculent les commandes de profondeur qui dérivent vers les actionneurs d'**A/P** de profondeur pour le mode de **PITCH** ; ils calculent aussi les commandes de **F/D** qui dérivent vers les **DEUs**. Nous avons les modes de **CRUISE** et les modes de **PITCH** d'approche et de décollage. Les **FCCs** calculent les commandes de **PITCH** pour ces modes de pitch de croisière :

- La navigation verticale « **VNAV** ».
- L'acquisition d'altitude « **ALT ACQ** ».
- Le maintien d'altitude « **ALT HOLD** ».
- La vitesse verticale « **V/S** ».
- Le changement de niveau « **LVL CHG** ».

***PITCH CWS**

Le **FCC** utilise ces entrées pour calculer la commande de **CWS PITCH** :

- a) Le capteur de force de **CWS** de **PITCH** de pilote.
- b) Le capteur de force de **CWS PITCH** de co-pilote.
- c) La vitesse de l'air **COMPUTED**.

- d) L'altitude barométrique incorrecte.

♣ *Les commandes de profondeur de P/A*

Le FCC utilise ces signaux pour calculer ces commandes de profondeurs de tous les modes de **CRUISE** pour calculer les commandes de profondeur d'**A/P**, il utilise aussi ces signaux pour calculer les commandes de profondeur :

- a) - L'altitude de pitch d'aéronef.
- b) - Le taux de **PITCH**.
- c) - La position d'actuateur de profondeur de **PITCH d'A/P**.
- d) - La position de profondeur.
- e) - La position des spoilers de neutral shift.
- f) La commande de **ROLL d'A/P**.

Les commandes de PITCH de F/D

Le FCC peut utiliser la commande de **PITCH** pendant tous les modes de croisière à part le mode de **PITCH CWS** pour calculer les commandes de **F/D**.

♣ *Le control d'approche de pitch d'A/P*

Le mode de pitch de décollage /approche consiste aux modes approche /go-around et take off (**TO**).

a) *Le mode de décollage « TAKEOFF »* : le FCC calcule les commandes de ce mode Avec les mêmes données de mode de « **APPROACH/ GO6AROUND** ».

b) *Le mode de « approach /go-around »* : le FCC utilise ces entrées pour calculer les commandes de pitch de ce mode :

- Les boutons de **TO/GA**.
- L'angle des volets.
- Le taux et l'attitude de pitch d'aéronef.
- La position de stabilisateur et de trim.
- L'accélération longitudinale.
- Les déviations de **G/S**.
- L'altitude radio.
- L'accélération et la vitesse inertielle verticale.

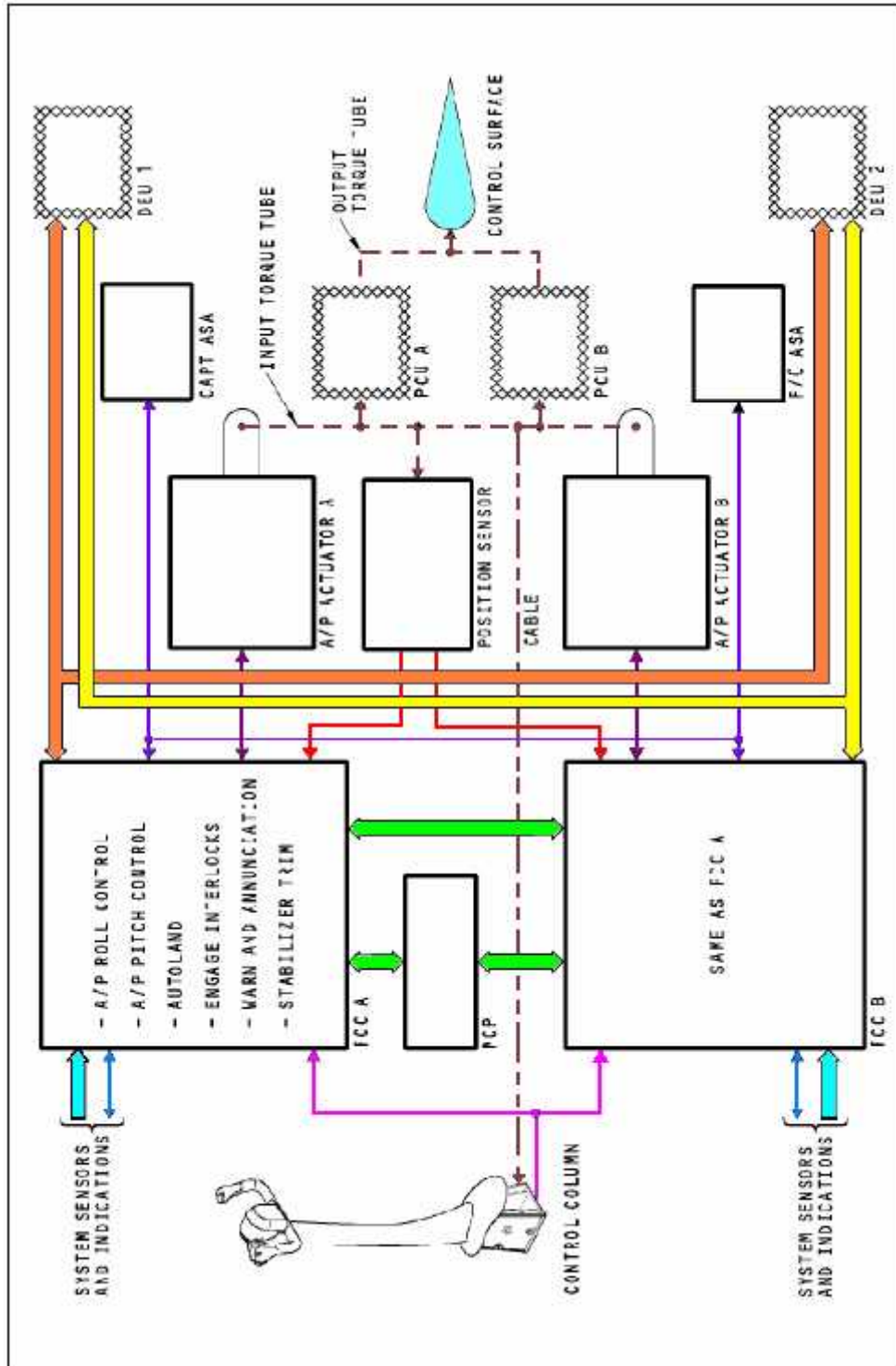


Figure (II-29) : Le schéma de control d'autopilote.

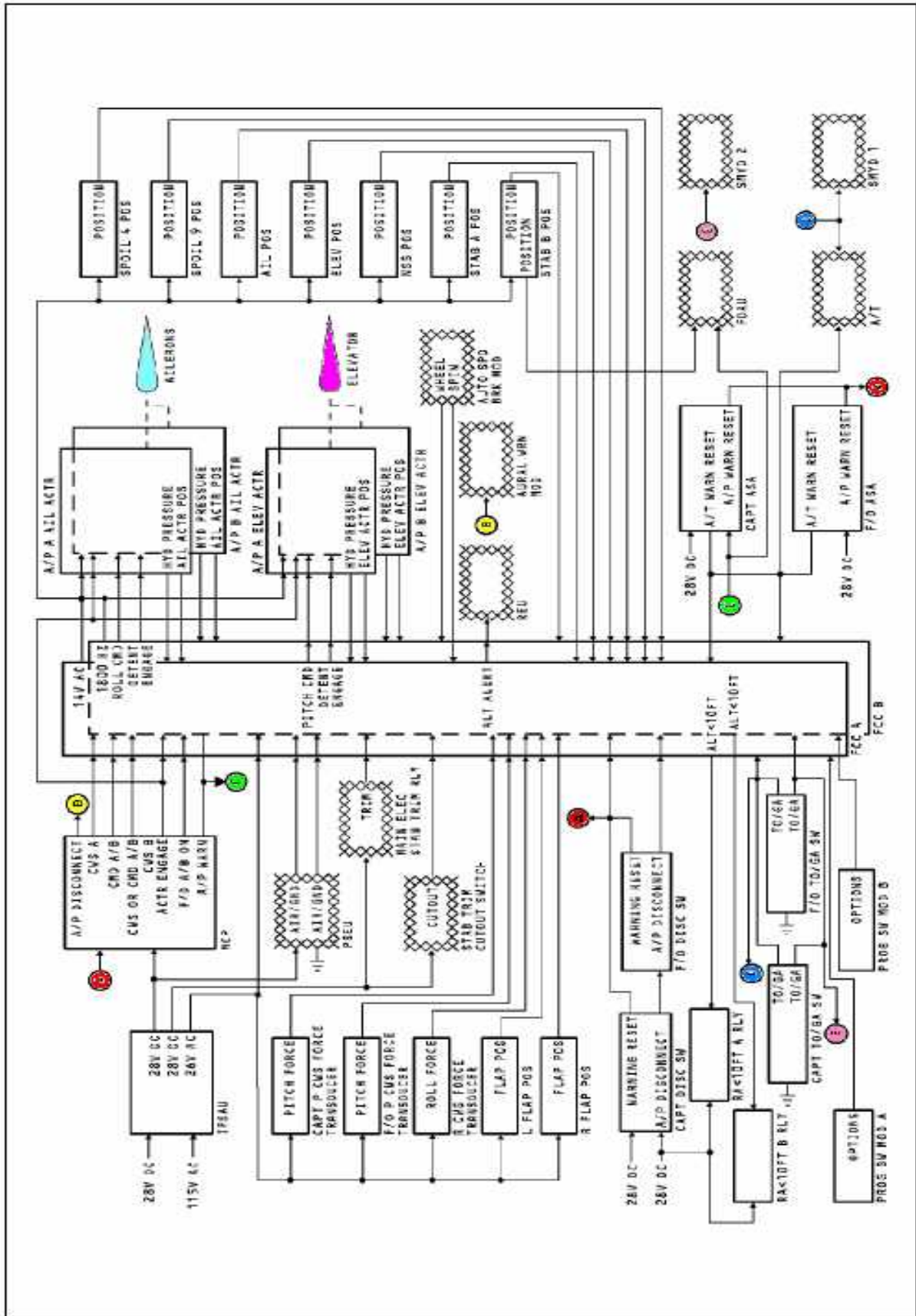


Figure (II-30) : Le schéma fonctionnel général d'Auto pilote.

IV-2- Le fonctionnement des composants

IV-2-1 le principe de fonctionnement de la boîte de commande « MCP »

La boîte de commande et la première interface entre l'équipage et les **FCCs**, elle est constituée de plusieurs composants ces derniers assurent le bon fonctionnement du système **DFCS**.

Le MCP renferme deux processeurs contrôlant ainsi deux canaux séparés.

- **Cannels A and B processors**

La boîte de commande **MCP** comporte deux microprocesseurs **A** et **B** qui sont séparés :

Le processeur du canal **A** reçoit les données de **FCC** sortant de sélecteur de bus, ce processeur fait la majorité des fonctions de l'**MCP**. Ces données se dirigent vers le « **FCC A** » puis vers le processeur du canal **B** qui remplace les données sélectionnées de course 2, le processeur alors envoie toutes les données vers le « **FCC B** ».

- Le processeur de canal **B** : reçoit des signaux sortants des sensors de lumière, ces signaux contrôlent « Brightness of the LCD » La luminosité du Rétro éclairage des afficheurs à cristaux liquide.

Le processeur de canal **B** calcule le signal d'avertissement de contrôle Wheel steering « **CWS** » et l'envoie vers les deux « **ASA** ». Fig. (IV-1).

- **Le sélecteur de mode et les interrupteurs toggle switches**

Ces interrupteurs envoient les données vers le processeur de canal **A** :

- les interrupteurs toggle de **F/D**.
- les interrupteurs d'engagement d'**A/P**.
- les interrupteurs de sélecteur de mode

Ce processeur envoie les signaux d'**A/P** engagé et le sélecteur de mode vers le **FCC**, et ce dernier doit être sûr que les conditions nécessaires sont satisfaisantes avant qu'il engage l'**A/P** ou sélectionne le mode.

- **Le sélecteur de mode et les annonces de lumière**

Le processeur «**A**» reçoit l'engagement et les données de sélecteur de mode du **FCC** qui fait les contrôles, alors ce processeur allume ces annonces :

- A - **LEDS** de l'interrupteur d'engagement d'**A/P** .
- B - **LEDS** du **F/D** master light.
- C - **LEDS** de l'interrupteur de sélecteur de mode.

- **LCDS et les sélecteurs :**

Le processeur de canal A recevant les données de ces sélecteurs, il envoie donc les données vers l'affichage **LCD** correspondant aux :

- Affichage de cap.
- Affichage d'attitude
- Affichage de courses 1 et 2.

Le processeur **A** reçoit les données du **IAS/MACH** et les sélecteurs de vitesse verticale pour qu'il les envoie vers le **FCC**. Ce dernier calcule la vitesse verticale pour la montrer sur le « **MCP** ».

L'engagement logique d'A/P :

Lorsque l'équipage enclenche l'**A/P** Switch en mode **CMD** ou en mode **CWS** ; l'**A/P** vérifie l'état des signaux d'engagement du **FCC** s'ils sont valides alors il allume les **LED** correspondant (**A/P CMD** ou **A/P CWS**) sur le **MCP**.

Lorsque l'**A/P** est engagé le **MCP** envoie un signal aux vérins **A/P** ailerons, aux vérins **A/P** profondeur et un signal du mode sélectionné par l'équipage aux **FCCs**. Les vérins **A/P** ailerons et profondeur renvoient des signaux positifs de pression hydraulique vers le **FCC** active.

Ensuite le **FCC** (après une multitude de vérification de divers signaux valides des différents systèmes) retourne un signal de contrôle des vérins. L'**A/P** est engagé à condition que la logique des signaux d'engagement reste valide.

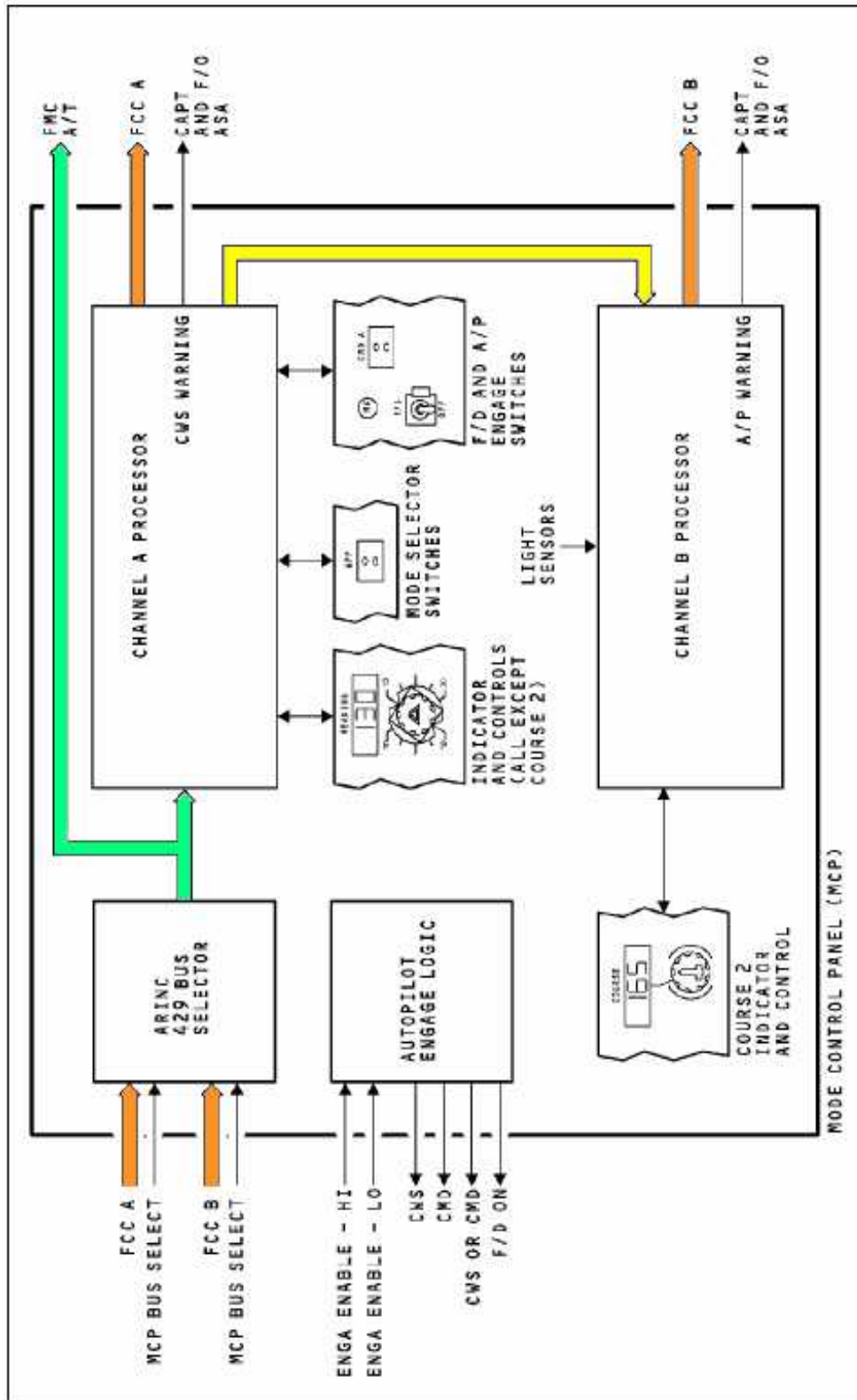


Figure (IV-1) : le schéma fonctionnel de la boîte de commande.

IV-2-2- Le principe de fonctionnement d'A/P actuator

A/P actuator change le signal électrique sortant du FCC dirigeant vers l'interrupteur de pression hydraulique en faisant bouger le « main piston » et « Out Put Crank ». Le sensor (capteur) de position d'actuateur fournit un signal de Feed back vers le FCC.

- **Avant l'engagement d'A/P :**

Avant l'engagement d'A/P, le signal du MCP fournit de l'énergie pour « Actuator solenoid » ce qui fournit de la pression pour le « Transfer valve » et le « detent solenoid ». Le « detent control engage orifice » qui est entre l'actuateur et le « detent solenoid » faisait ces deux choses : il garde le maximum de **débit** du régulateur de pression qui a une limite pour protéger du **Jover pressure** hydraulique. Donner un temps pour la synchronisation.

- **La synchronisation d'A/P actuator :**

Le capteur de position de control de surfaces (ailerons et profondeurs) envoie un signal à l'aide du FCC vers le « Transfert valve », cela fait bouger « main piston » à une position qui est alignée avec la position de « Internal out put Crank », et quand cette dernière est en état de synchronisation, on évite un soudain mouvement de contrôle de surface quand l' FCC engage le « détend solenoid »

-Après la synchronisation du « Main Piston » et « Internal out put cranch », l' FCC envoie un signal fait fourni l'énergie pour le « détend solenoid » et cela donner la pression au « détent piston » ainsi de toucher les cotés du « Internal out put crank ». Le régulateur de pression garde la pression hydraulique avec une limite sécurité. La pression hydraulique ferme aussi l'interrupteur de pression hydraulique et ce dernier envoie un signal pour le FCC du FCC pour montrer que l'actuateur d'A/P est prêt pour faire l'opération et exécuter les ordres du FCC.

- **Opération normale :**

Le signal de commande sortant du l'FCC d'érigeant vers « Transfer valve » qui fait bouger le « main piston » et par conséquent fait bouger « Out put crank » et donc la surface de contrôle.

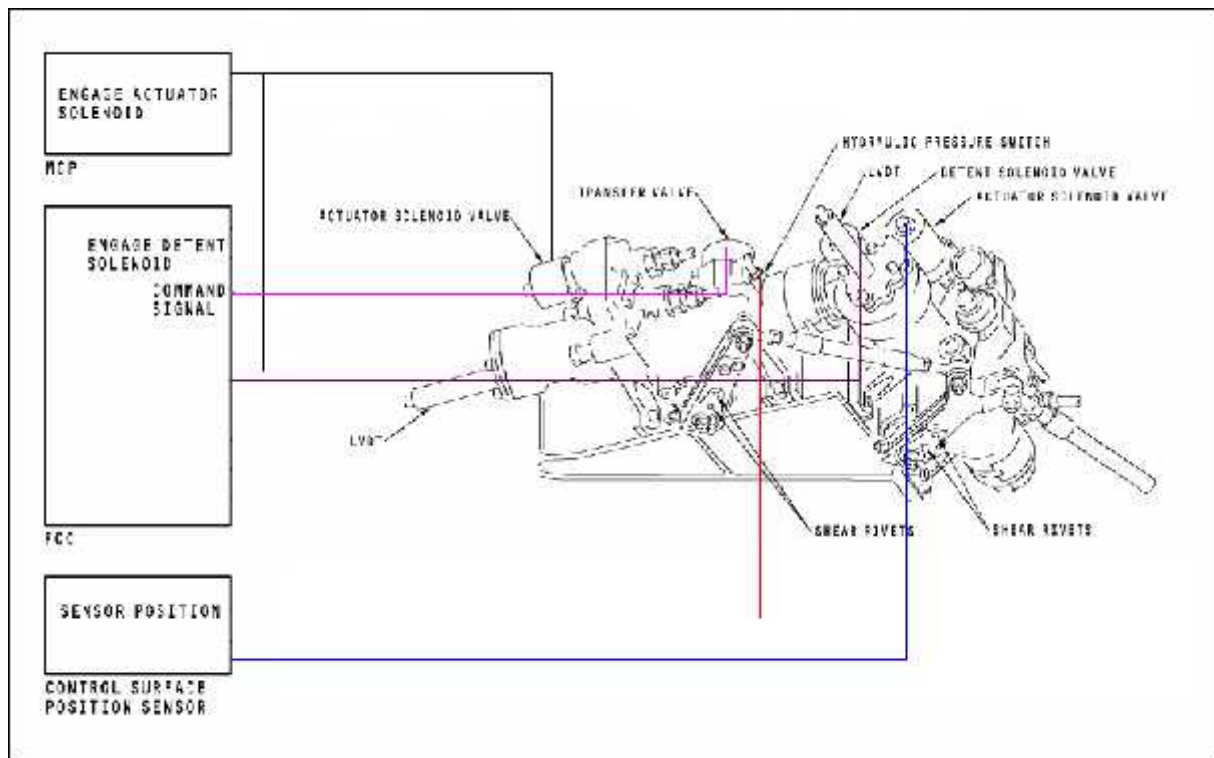


Figure (II-23) : Le schéma fonctionnel d'A/P actuator

IV-2-3- Le fonctionnement d'Auto flight annunciator : ASA

L'Auto flight status annunciator a ces fonctions:

- Le système d'annonciations d'A/T.
- Le système d'annonciations de flight manager computer (FMCS)
- A/P système annonces :

Le signal Air/Sol peut tourner « ON » l'annonceur de lumière d'A/P rouge ou l'orange, et quand on appuie sur ce annonceur. Le signal rebranché sortant du cet annonceur et dirige vers les « FCC » et l' MCP, et cela aussi peut tourner en « OFF » l'annonceur d'A/P s'il clignotant en rouge ou en orange

- FMCS Annonciations :

On signal Air/Sol tournant en « ON » la lumière d'annonceur FMC en orange, soit le message d'alerte de FMC ou le manque « échec » du FMC fixait sur le circuit logique du l'annonceur, et cela tournait en « ON » l'interrupteur électronique qui envoie un signal de terre vers le FMC de couleur orange, et cela garde la lumière orange en « ON ». Quand on

appuie sur l'annonciateur du **FMC**, le signal rebranché sortant et se dirigeant vers le circuit logique donc l'empêcher alors la lumière.

- ***Test Switch : Interrupteur de test :***

Quand l'interrupteur de teste est sur la position 1, un signal de terre sortant et dirigeant vers la lumière orange d'**A/P** et d'**A/T**, et un autre aussi sortant et dirigeant vers le circuit logique du message **FMC** pour tourner en « **ON** » l'interrupteur électronique, et cela clignoter en couleur orange.

- quand l'interrupteur de teste est la position « 2 », un signal de terre est dirigeant vers le circuit logique du panne du **FMC**, on tournant en « **ON** » l'interrupteur électronique, cela fait le teste sur l'**A/P** de couleur rouge et l'**A/T** et sur le **FMC** de couleur orange.

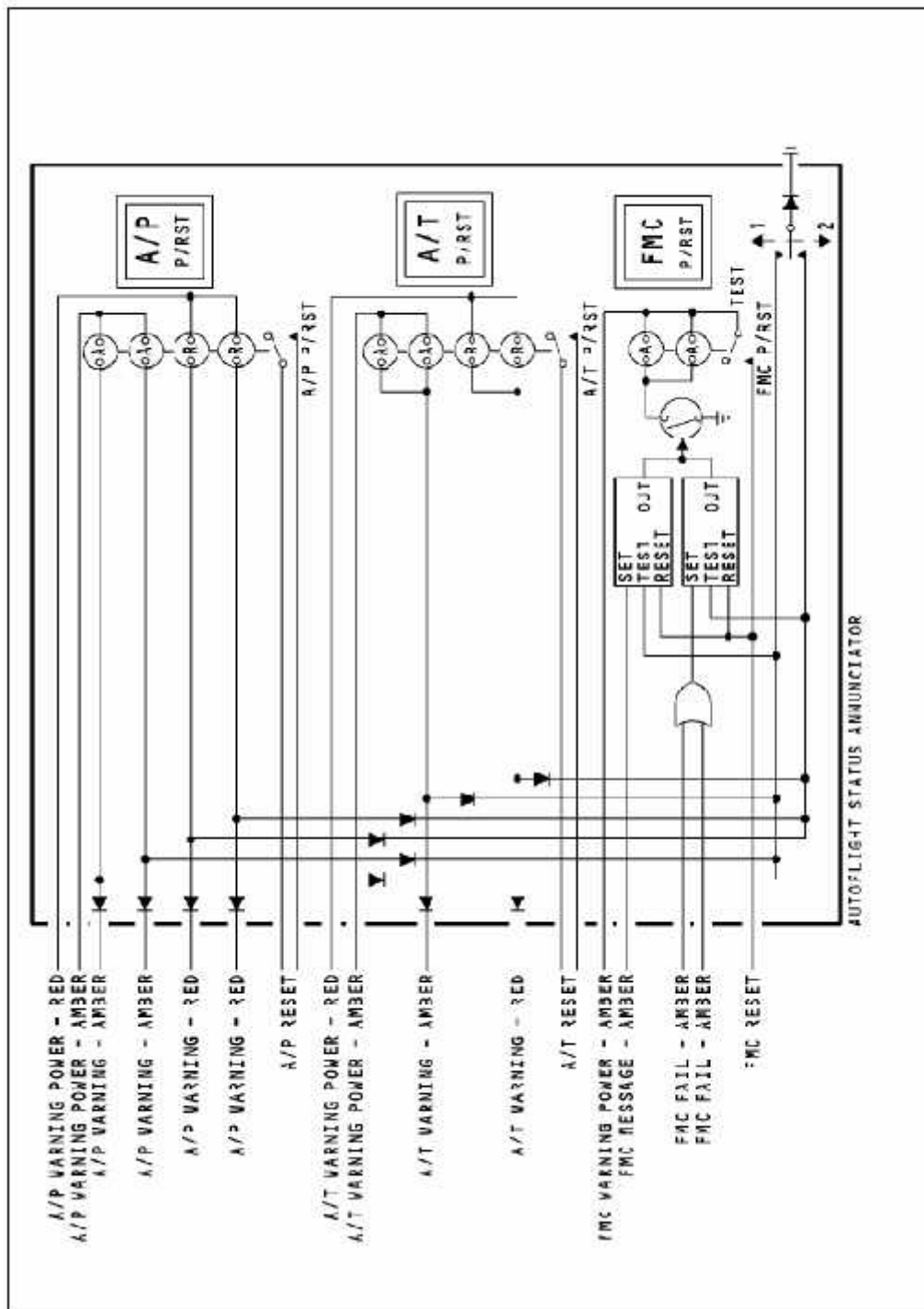


Figure (II-24) : le schéma fonctionnel de l'ASA

IV-2-4- Le fonctionnement du Mach Trim actuator

Le mach trim actuator et un moteur électrique dont la bobine fixe (stator) est alimentée en 115 VAR / 400 HZ et 36 VAC / 400HZ pour la bobine de commande. En plus il possède un embrayage dont la bobine ou (enroulement) de commande doit être alimentée en 28 VDC pour le débrayage.

Ce moteur actionne une série de pignons qui font tourner une vis sans fin solidaire au stable. Lorsque le moteur n'est pas alimenté l'arbre vis sans fin est maintenu par un frein électromagnétique gardant ainsi sa position actuelle. La position de la vis sans fin est indiquée par un signal électrique produit par un synchro installée sur la boîte à pignons ; ce signal est dirigé vers le FCC, le synchro ne peut délivrer ce signal que s'il est alimenté par une tension de 26VAC / 400HZ.

IV-2-5- Le fonctionnement de flight control computer FCC

L' **FCC** est un ordinateur de commande de vol numérique, il reçoit diverses données par les systèmes d' **A/P** pour calculer les signaux de control de vol ; il comporte ces composantes :

- a) Le système accès de mémoire directe « **DIRECT MEMORY ACCESS SYSTEM** ».
- b) L'unité de processeur d'ordinateur.
- c) Le mémoire de programme.
- d) La tension d'alimentation qui est fournie.

Le système DMA :

Le système **DMA** est composé :

- **DMA I/O** devices (les entrées et les sorties électrique de **DMA**).
- Le contrôleur de **DMA**.
- Le **RAM** de **DMA**.

Le **FCC** peut envoyer et recevoir aussi ces types des données : digital, Analogique, discrète.

Le **DMA** reçoit les données d' **ARINC 429** qui dirigent vers le contrôleur de **DMA**.

Les entrées et les sorties électrique du **DMA** transforment aussi les données d' **ARINC 429** vers les signaux analogiques et discrètes aussi avant qu'elle se dirige aux autre systèmes.

- Le contrôleur de **DMA** contrôle toutes les données qui sortent ou se dirigent vers le **FCC**

CPUS : les données de processeurs d'ordinateurs :

- chaque **FCCs** a 32 bit de **CPUS**, les deux processeurs ont des différentes références pour s'assurer que les problèmes montrés ne soient pas dans les deux processeurs. Les **CPUS** contrôlent des commandes différentes, cela évite d'avoir les pannes de deux commandes de Pitch et de Roll d' **A/P** dans un même temps.

Le CPU1 calcule ces commandes :

- Les commandes de Pitch et de Roll de directeur de vol.
- Les commandes de régulateur de Mach
- Les commandes de régulateur de vitesse et de stabilisateur
- Les commandes d'alerte d'altitude.
- Les commandes de Roll d' **A/P** dans la croisière et l'approche.
- Les commandes de pitch d' alternateur d' **A/P** en approche.
- Les autos land (approche, flare, décollage, monitors)

- Les signaux de limiteur d'aileton.
- Engage interlock high signal
- L'avertissement logique d'annunciateur et de mode.

Le CPU2 calcule ces commandes :

- Les commandes de Pitch d'**A/P** dans la phase d'approche.
- L'avertissement de régulateur de vitesse et de stabilisateur.
- Le control de limiteur d'Aileron.

Mémoire de programme :

Chaque CPU a sa propre mémoire. Pour garder les données de calcul des commandes.

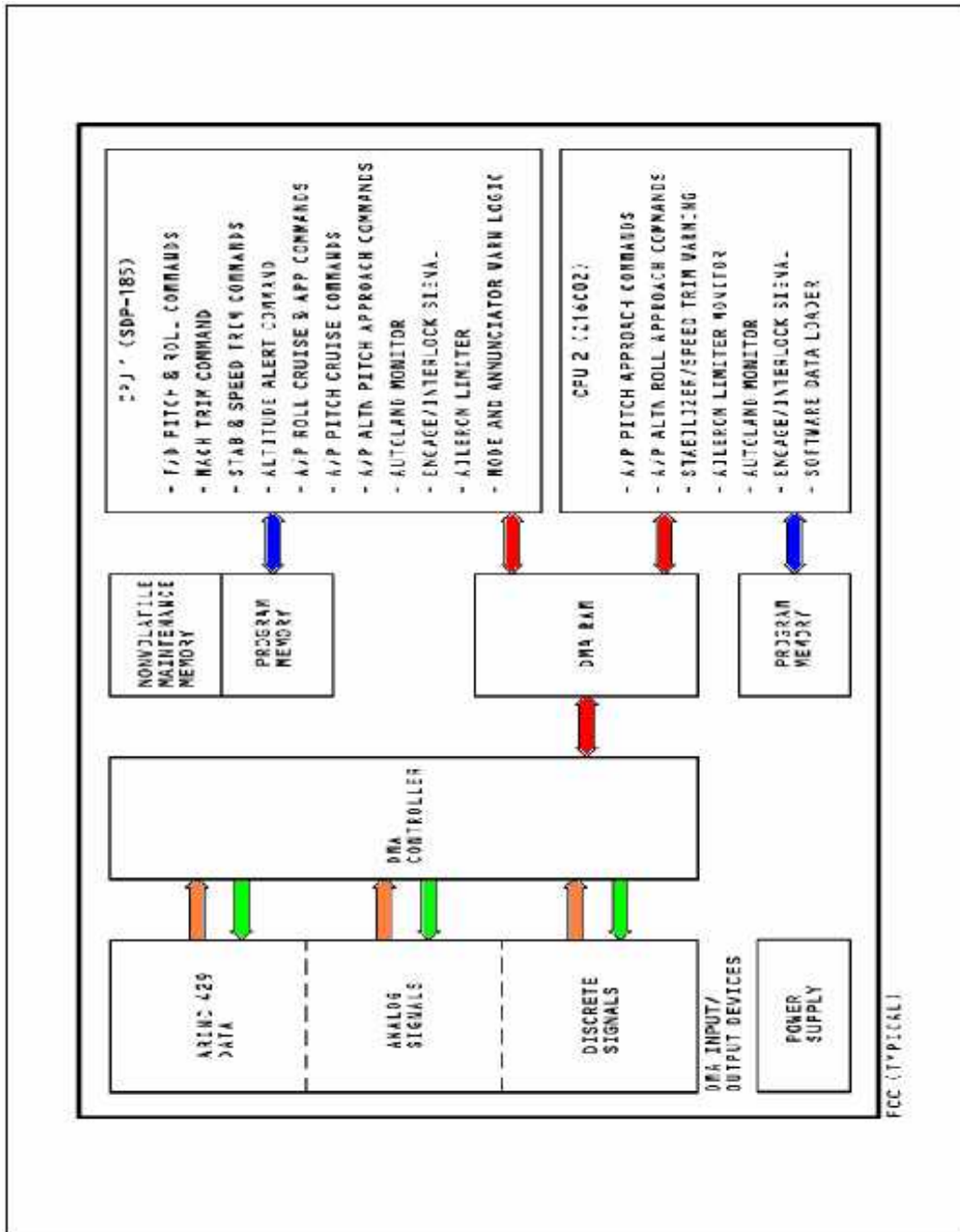


Figure (II-26) : Le schéma fonctionnel de l’FCC

IV-2- 6- Le fonctionnement d'Altitude alerte

Les **FCC** fait la comparaison entre l'altitude actuelle et l'altitude de référence sélectionnée sur la boîte de commande « **MCP** », et si la différence est dans certain limite, le « **FCC** » cause un avertissement d'altitude alerte, **FCC A** utilise l'altitude corrigé du capitaine **ADIRU 1** qui est à gauche et le **FCC B** utilise l'altitude corrigée du copilote **ADIRU 2**.

Les fonctions d'altitude alerte :

Quand on approche de 900 Pied d'altitude sélectionné, l'alerte d'altitude aurale commence à sonner et l'avertissement visuelle continu jusqu'au que l'aéronef est moins que 200pieds d'altitude sélectionné.

Si l'aéronef descend ou monte (**climbs**) plus que 200pieds de l'altitude sélectionné, l'un des deux avertissements audio ou visuel qui se présente.

L'avertissement visuel s'arrête pour ces conditions :

- L'avion est aux 200 pieds d'altitude sélectionné.
- On change l'altitude sur la boîte de commande (**MCP**).
- L'aéronef est plus de 900 pieds d'altitude sélectionné.

Les conditions d'alerte d'attitude :

Un des **FCC** donne l'avertissement. **FCC A** nous donne l'avertissement d'alerte d'altitude, le **FCC B** nous donne seulement l'avertissement pour ces conditions.

-Le baromètre d'altitude corrigé est invalide.

- Seulement l'**A/P** du **FCC B** est engagé en **CMD** et le Baromètre d'altitude corrigé du **FCC B** est valide.

- Seulement le **FCC B** du directeur de vol est sur le barre d'altitude corrigé du **FCC B** est valide.

Si le **FCC** capture le Glideslope ou l'équipage commande les volets plus de 20 degrés, le **FCC** ne donne pas l'avertissement d'alerte d'altitude.

• *Loss of Baro - corrected altitude:*

Si l'altitude baro corrigée dans les deux **FCCs** n'est pas valide, et l'aéronef est en vol, ces évènements présentent :

-L'altitude de référence et ses affichages sur la boîte de commande montre 50000pieds.

- L'avertissement audible du signal est présent.

* L'équipage ne peut pas changer l'affichage d'altitude sélectionné mais s'il tourne le **knob** de sélecteur d'altitude, l'avertissement visuel s'arrête.

* Si l'altitude baro corrigée dans l' **FCC** est devenu valide, l'avertissement d'alerte d'altitude s'arrête et l'équipage peut changer l'altitude de sélection sur la boîte de commande « **MCP** ».

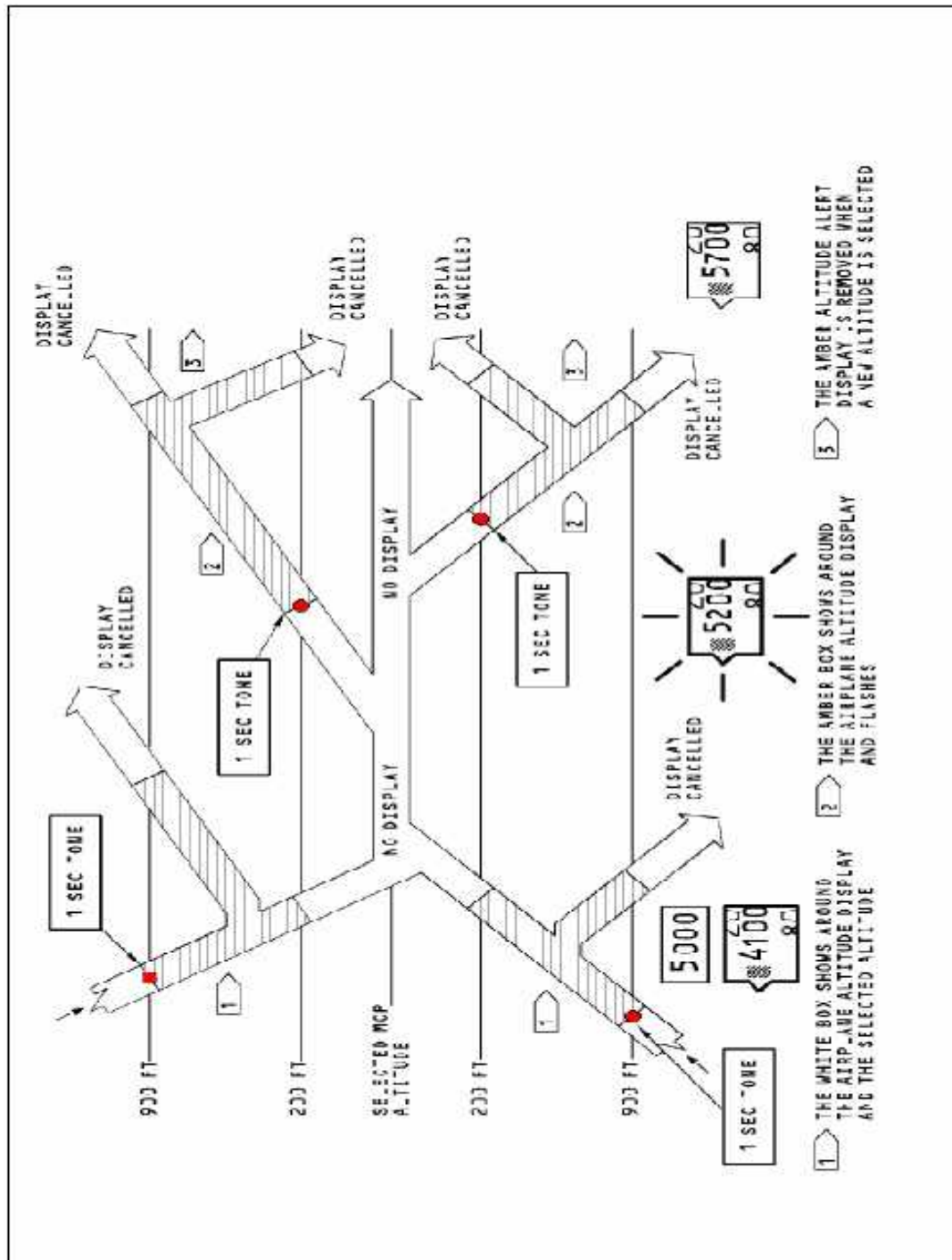


Figure (II-27): le schéma fonctionnel d'altitude alerte

IV-2-7- Le fonctionnement du CWS force Transducer

IV-2-7-1- Roll CWS

a) Le P/A est désengagé :

Quand le pilote automatique est désengagé et le pilote tourne le volant « control weel », tourne aussi et cela fait bouger le « bras droit » qui est attaché au capteur de force transmetteur « force transducer » qui est très élastique donc elle tourne le bras gauche qui fait bouger « control drum » et cela fait bouger les câbles d'ailerons qui fait bouger les ailerons.

b) Le PA est engagé :

Quand le pilote automatique est engagé, l'actuateur d'aileron d'A/P est pressurisé et l'actuateur fixe l'aileron input torque tube donc il ne peut pas bouger, et cela empêche le « contrôle drum » de tourner ce qui empêche aussi le bras gauche qui est relié au capteur de force de bouger. Quand le pilote tourne le « contrôle weel », le bras droit qui est relié au capteur de force dilate ou réduit ce dernier. Le « shima clearance area » permet le bras droite de bouger, cela fournit un signal électrique dirigeant vers les FCCs ces derniers envoient une commande vers l'actuateur d'aileron d'A/P pour bouger « thé inputs torque tube] et ensuite les ailerons.

IV-2-7-2- Pitch CWS

a) le PA est désengagé :

Quand le PA est désengagé, et le pilote bouge le manche « control column » le « support quadrant » tourne aussi, et cela permet le bras gauche qui est attaché au capteur de force de bouger et cette dernière est très élastique donc elle bouge ce qui permet le quadrant qui est en avant de bouger et tous ça fait bouger les câbles de profondeur vers [Elevator impact torque tube] qui fait bouger la profondeur.

b) Le PA est engagé :

Quant le PA est engagé, l'actuateur d'A/P de gouvernail de profondeur est pressurisé et l'actuateur fixe le « Elevator impact torque tube » et cela empêche le quadrant avant de bouger, donc l'attachement droit de capture de force ne peut pas bouger.

Quand le pilote bouge le « contrôle column » le bras de quadrant de support gauche attaché au capteur de force se dilate ou se comprime. Ce dernier .Le « shoulder Bolts » permet le mouvement de bras gauche, cela fournit un signal électrique vers les FCCs qui envoient une

commande vers l'actuateur de profondeur d'auto pilote pour faire bouger les entrées de tube de torque et ensuite les profondeurs.

Si le capteur de force se casse, le quadrant de support contacte le centre de « Shoulder Bolts » et le quadrant qui est en avant a pour but de bouger les câbles de contrôle de profondeur.

IV-2-7-3-Le principe de fonctionnement de l' « IFSAU »

L'**IFSAU** « Integrated flight system accessory unit » est l'intermédiaire entre les différents signaux électrique des systèmes avion et les **FCCs**, l'**IFSAU** intègre plusieurs cartes, chaque carte de cet équipement fait des diverses fonctions,

La carte **A1** contient des composantes électroniques pour faire ces opérations :

- Fournir de l'énergie de **26 CV** au sensor.
- Sectionner le régulateur de vitesse de L' **FCC**.
- Isoler l'autobus **DC**.
- Transformer la navigation.
- Transformer l'autoland.
- L'avertissement logique d'autoland.

La carte **A2** contient des composantes électroniques pour faire ces opérations :

- Isoler les diodes.
- L'avertissement de **ADIRN**/ [call crew Horn]
- Les tests de **VOR/ILS**.

IV-2-8- Le fonctionnement de directeur de vol ' flight director' « F/D »

Le **FCC** fait ces fonctions de directeur de vol **F/D** :

- Le control de Roll.
- Le control de pitch.
- La détection des fautes.

Le control de roll et le control de pitch de directeur de vol :

Les **FCCs** utilisent presque les mêmes lois de control pour calculer les commandes de **ROLL** et de **PITCH** que les lois de control d'**A/P**. Les **FCCs** n'utilisent pas les données de sensor de position de surface pour calculer les commandes de **F/D** car ce dernier ne commande pas les surfaces de contrôles .Les commandes de directeur de vol dirigent vers le **DEUs** pour montrer sur le **CDS** l'état d' actuateurs d'**A/P**

♣ F/D Commande BOV :

Si des conditions anormales s'affichent ; l'**A/P** se désengage et les commandes bars de directeur de vol sont cachées donc le pilote ne peut pas les voir.

♣ Le comparateur de directeur de vol :

Le comparateur de directeur de vol a pour but de faire des opérations durant ces conditions :

- _ Le mode de décollage au dessous de 400 pieds.
- _ Le mode d'atterrissage au dessous de 400 pieds.
- _ Le mode d'approche au dessous de 800 pieds.

Durant ce temps, le comparateur de directeur de vol détecte ses défaillances qui n'ont été pas détectés par des moteurs continués ou annoncés par des sondes valides. Dans chaque **FCC** ; ce moniteur compare les locales de **PITCH** et de **ROLL** avec les commandes de canal correspondantes.

♣ Détection d'anomalie :

Le circuit de détection d'anomalie continue à contrôler les opérations des **FCCs** ; s'il trouve des défaillances il envoie un signal vers le **CDS** l'écrans d'affichage pour montrer les alertes en formes de drapeaux (**FLAG**) consternant le **F/D** sur l'indicateur d'attitude.

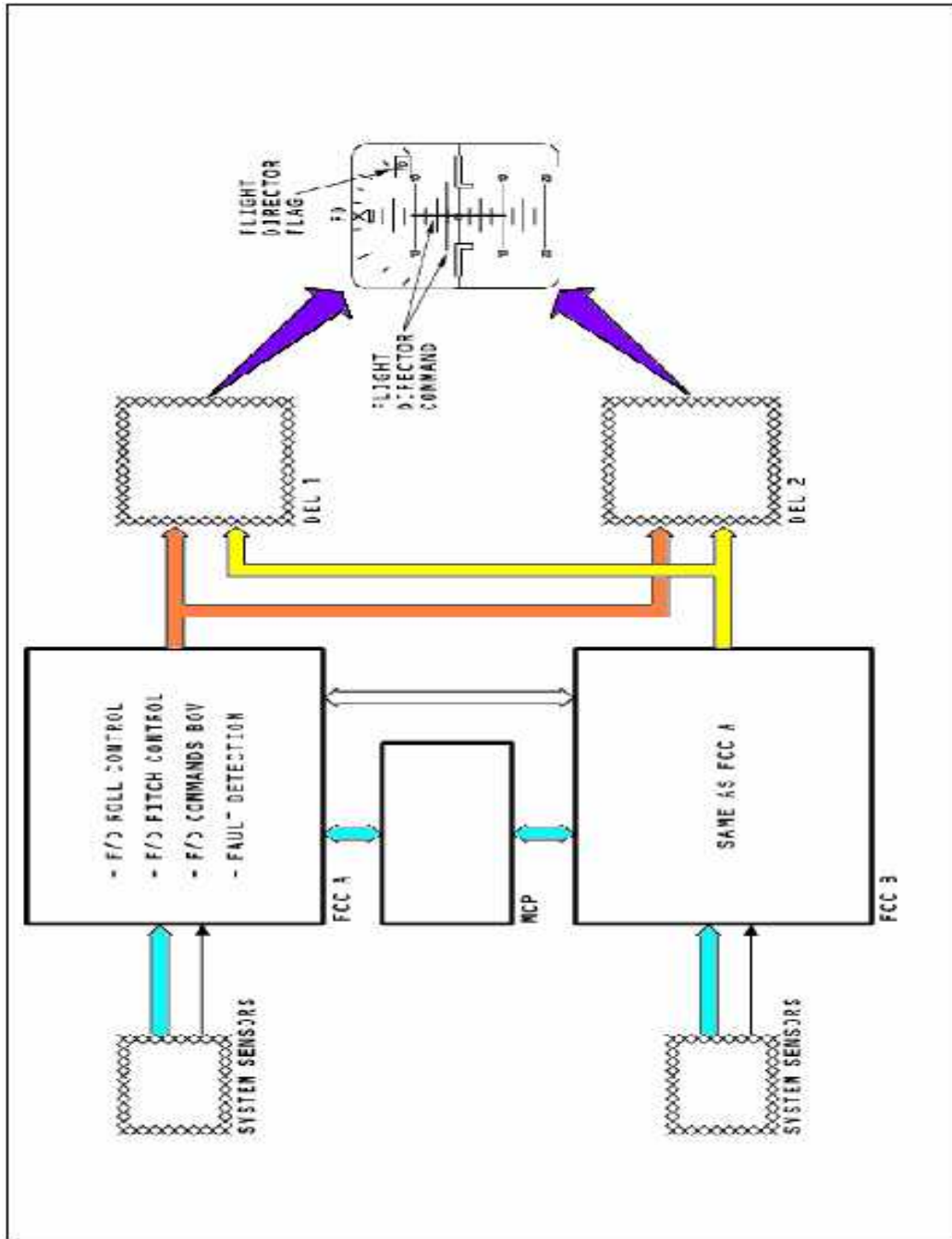


Figure (II-28) : Le schéma fonctionnel de directeur de vol

V- Le système automanette

V-1- Description générale du système d'Automanette :

L'AUTOMANETTE (A /T) est une partie du « FMC » flight Management computer qui est inclus dans le « DFCS »_digital flight control système, Il calcule ses opérations à partir du décollage jusqu'à l'atterrissage .Le système (A /T) peut s'engager en deux modes : le mode **N1**, et mode vitesse ; qui seront affichés sur le **FMA** des **PFDs**, on peut choisir le mode d'A/T en trois méthodes :

- Sélection de mode manuellement à partir de la boite de commande « **MCP** »
- Sélection de mode automatiquement par le « **DFCS** » quand il est engagé
- Sélection de mode à partir des interrupteurs « **TO/GA** » du bras de moteur.

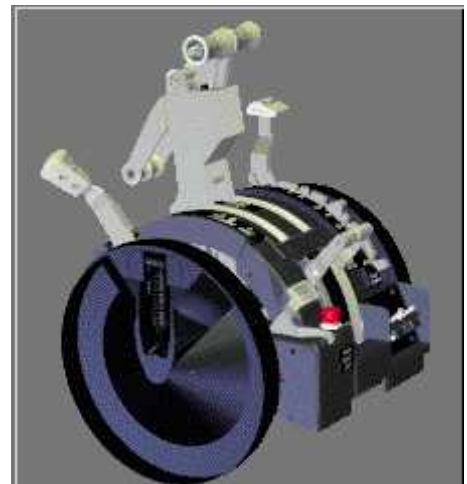
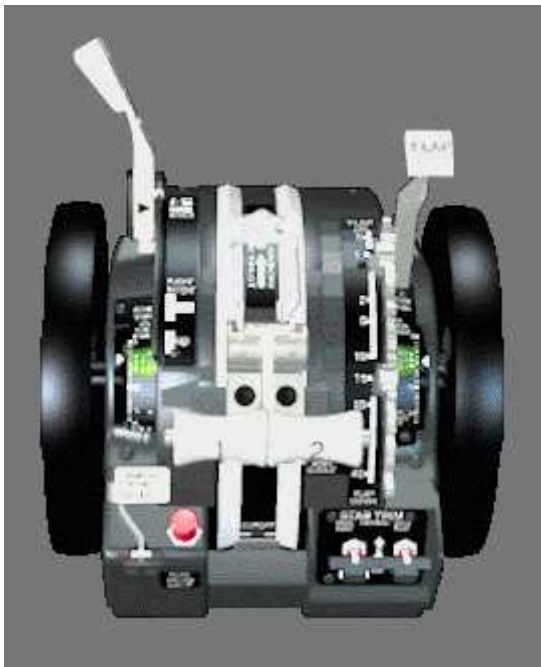


Figure (II-9) : l'automanette

a. Les composants du système d'automanette

Le système d'AUTO MANETTE est constitué de ces composantes :

- 1) les servomoteurs d'A/T.
- 2) Détecteur de position manette.
- 3) Les boutons de manette **TO/GA**.
- 4) La boîte de transmission à freinage par friction et d'embrayage.
- 5) La liaison mécanique qui connecte les manettes aux servomoteurs.

- 6) Un interrupteur d'automanette et les boutons de mode sur le **MCP**.
- 7) Boutons de désengagement de l'**A/T**.

b. Les interfaces d'automanette

L'ordinateur d'A/T reçoit des données numériques à partir de ces composants pour calculer le dosage de la poussée moteur agissant sur les manettes de puissance :

- 1) La boîte de commande « **MCP** ».
- 2) L'ordinateur de commande de vol « **FCC A, B** ».
- 3) Le contrôleur électronique du moteur « **EEC** ».
- 4) Flight management computer.
- 5) Radio Altimètre « **RA** ».
- 6) Stall management yaw damper « **SMYD** ».
- 7) Le système de référence inertielle de position « **ADIRS** ».
- 8) Les servomoteurs d'A/T « **ASM** ».

• L'ordinateur d'A/T reçoit des entrées analogiques discrètes de ces composants :

- 1) la boîte de commande « **MCP** »
- 2) Les boutons de manette **TO/GA** des systèmes de commande.
- 3) Les boutons de désengagement d'A/T
- 4) Auto flight status enunciators « **ASA** ».

* L'ordinateur d'A/T envoie les données de mode et les signaux de contrôle vers ces composants : **ASA, ASMs, FDAU, FCCs, FMCs, DEUs**.

DFCS Mode Control Panel « MCP »

Le système d'A/T a des interrupteurs sur le **MCP** :

- 1) Le bouton d'A/T des manettes de puissance.
- 2) Le sélecteur de mode **N1**
- 3) Le sélecteur de mode vitesse

TO/GA Switches :

Les boutons de **TO/GA** (Tackeeoff, go around) de manette de poussée sont utilisés pour sélectionner le mode du décollage ou le go around ; elles envoient des signaux analogiques vers l'ordinateur d'A/T.

Auto Flight Status Annunciator ASA:

L'A/T envoie un signal vers l'ASA pour afficher l'alerte visuelle (rouge clignotant) de son désengagement.

Le servo moteur d'A/T : « ASM »

L'ASM transforme le signal digital de poussée venu du compteur A/T en un signal de pulsation électrique faisant tourner les servomoteurs qui actionnent les manettes de puissance et ainsi contrôler la poussée des réacteurs.

L'unité d'affichage électronique « DUE » :

L'ordinateur d'A/T envoie les données de mode vers le DEU « display électronique unit » pour montrer les modes qui sont affichées sur le FMA « Flight Management Annunciator » des PFDs.

SMYD :

Le SMYD (Stall Management Yaw Damper) a pour but d'envoyer les données de vitesses minimum d'opération vers l'ordinateur d'A/T afin de calculer la poussée pour éviter le décrochage.

ADIRU

.Les ADIRUs envoient des données vers l'ordinateur d'A/T :

- 1) La vitesse vraie.
- 2) Le Mach.
- 3) L'altitude Barométrique.
- 4) La pression atmosphérique.
- 5) La vitesse inertielle verticale.
- 5) L'accélération.

EEC :

L'A/T utilise le (EEC TRA TARGET) pour maintenir la poussée le décollage ; le (**climb**) et le maximum de poussée pendant l'atterrissage.

FCC :

L'A/T reçoit les discrètes modes requêtes qui sont envoyés par les Fccs pour choisir les modes consistant avec l'activation du mode de Fcc.

Description d'ordinateur d'A/T :

L'ordinateur d'A/T a pour but de calculer les contrôles automatiques pour la manette de poussée ; il comporte deux circuits d'interrupteur en avant qui sont : **ASM 1**, **ASM 2**, elle fournit de l'énergie aux servomoteurs d'A/T .Cet ordinateur envoie les commandes vers ces servomoteurs pour bouger la manette de poussée.

Description de servomoteur d'A/T

Au dessous d'A/T on trouve deux servomoteurs : un à droite et l'autre à gauche, qui ont pour but, de recevoir les commandes de taux de poussée et ils les utilisent pour contrôler la rotation des moteurs. Chaque ASM comporte ces composants :

- a) L'unité de contrôle.
- b) Un récepteur digital.
- c) Un émetteur digital.
- d) Un moteur (power supply)

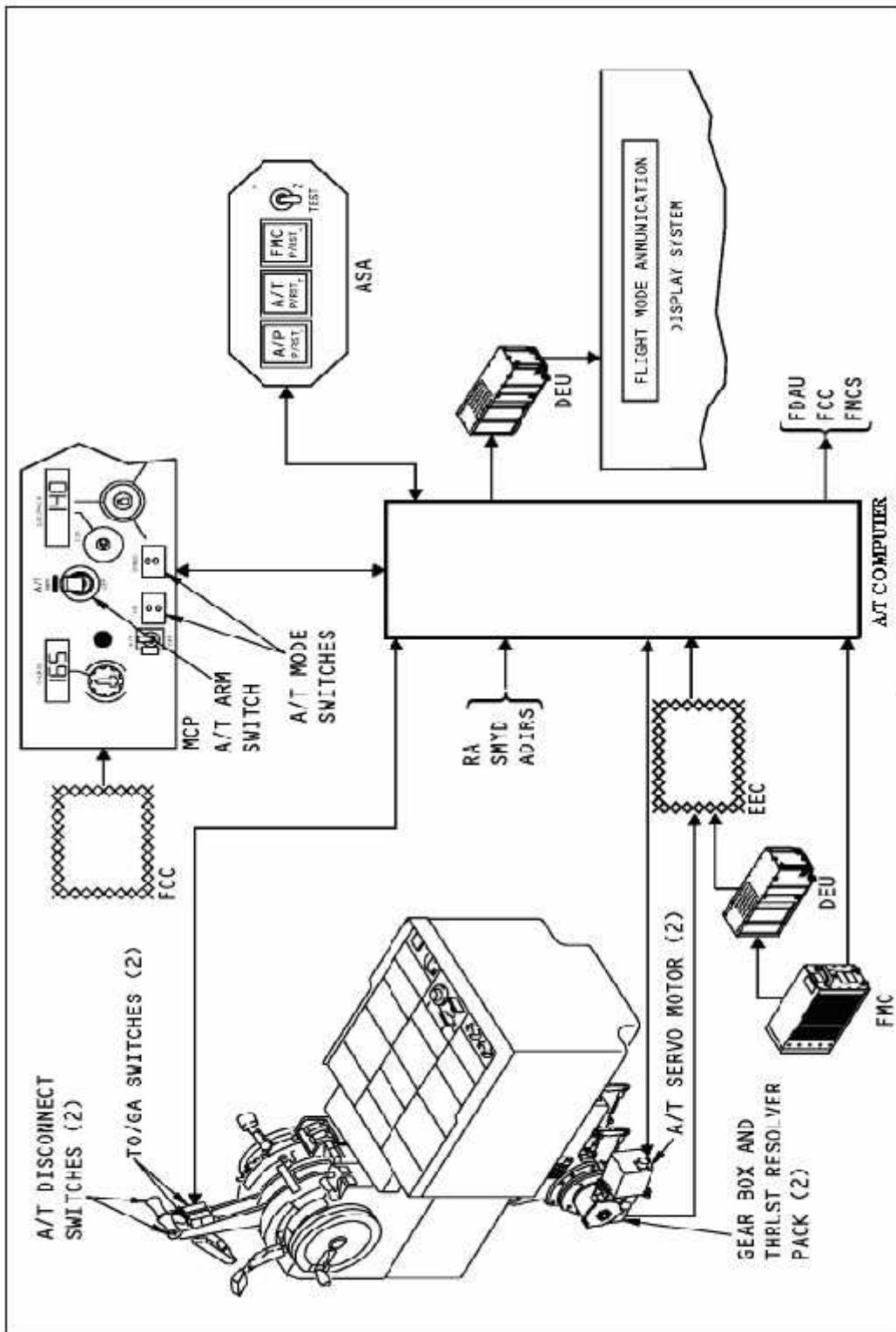


Figure (II-10) : description du système d'automanette

V-2- Le fonctionnement d'A/T

V-2-1- L'ordinateur d'A/T

L'ordinateur d'A/T a pour but de prendre les entrées des systèmes pour calculer les commandes de manette de poussée et ce dernier a ces composantes :

- Access de mémoire directe **DMA**.
- L'unité centrale de processeur.
- Lecteur de la mémoire seule « **ROM** »
- Power supply

- **LE SYSTEME DE DMA :**

Ce système a ces composantes :

- a) Les sorties et les entrées de (**I/O**) devices qui reçoivent les données analogiques discrètes d'ARINC 429 et ces données dirigent vers le contrôleur de **DMA**.

ILS reçoivent aussi les données numériques sortant du **CPU** ; mais les devices **I/O** changent ces données avant qu'elles d'érigent vers les autres systèmes.

- b) Le contrôleur de **DMA** contrôle toutes ces données.
- c) Le **RAM** « Random access memory "**RAM**".

_ Cet ordinateur reçoit et envoie des données discrètes, analogiques.

- **L'unités de processeur centrale CPU ::**

Cette unité fait ces fonctions :

- a) Prendre les décisions quand l'**A/P** est engagé ou désengagé.
- b) Elle décide de qu'elle mode ou opération il s'agit.
- c) Elle calcule les commandes de manette de poussée.
- d) Les opérations de moniteur de control.

* Le moniteur de control de **CPU** décide si les données de sont satisfaites donc il permet l'engagement d'**A/T** et quand elle est engagé, le **CPU** envoie un signal pour maintenir l'interrupteur d'**ARM** d'**A/T** sur la position d'**ARM**.

Sinon, la logique désengage le système d'**A/T** et le **CPU** envoie un signal vers l'**ASA** pour donner une annonce. Le **CPU** a pour rôle aussi de sélectionner les modes d'**A/T** et de calculer les commandes d'**A/T**.

La mémoire ROM :

Elle emmagasine le programme opérationnel de cet ordinateur ; elle comporte aussi une mémoire de maintenance non valide qui emmagasine les résultats de BITE « bite in test Equipment ».

V-2-2- Servomoteur d'A/T

Les **ASMs** reçoivent des entrées discrètes analogiques et digitales en plus de l'énergie fournie par l'ordinateur d'A/T ; les **ASMs** utilisent ces entrées pour contrôler le moteur qui bouge les manettes de poussée.

Les composantes de ASM :

- Un émetteur et un récepteur d'**ARINC 429**.
- L'unité de control.
- Un moteur.
- Power supply.
- **Le récepteur d'ARINC 429 :**

L'ordinateur d'A/T envoie ces signaux vers le récepteur d'**ARINC 429** :

- La commande de taux de poussée.
- La limite maximale de **TRA**.
- Le sectionnement de **TRA** « Thrust Resolver Command ».

Ce récepteur change ces signaux au format propre et les envoie vers l'unité de control.

V-2-3- Les entrées digitales du système d'automanette

Les composantes de ce système et les sondes envoient les données digitales vers l'ordinateur d'A/T qui les utilise pour activer les modes et calculer les commandes de manette de poussée.

1-la boîte de commande MCP

Le MCP envoie ces données vers l'ordinateur d'A/T

- La vitesse voulue.
- L'altitude alerte.
- Le taux d'angle de trajectoire de vol.
- La position des spoilers gauche et droite.
- Les discrètes de **DFCS** modes.

*Le mach et la vitesse de l'air sont utilisées par l'ordinateur d'A/T pour contrôler la vitesse de la boîte de commande ou la vitesse de **FMC**.

2- Stall Management Yaw Damper :SMYD

Le **SMYD** envoie ces données vers l'ordinateur d'**A/T**

- L'angle des volets
- La vitesse minimale d'opération
- Train principaux verrouillés bas et écrasés
- Le signal sol / air

3- Flight Management Computer FMC

Les **FMC** s'envoient ces données vers l'ordinateur d'**A/T**

- Le **N1** voulu
- Le poids
- La vitesse minimale
- L'altitude
- La température statique d'air
- Les modes **FMC**
- La date et l'heure

4-RADIO ALTIMETRE

L'information altitude radio **RA** délivrée par l'émetteur récepteur. Le **R/A** sert pour l'**A/T** à :

- diminuer le gain du **G/S.LOC (ILS)** aux récepteurs concernés.
- Préparer l'avion à l'arrondi (Flare) en finale.

Le « **ASM** » envoie ces données vers l'ordinateur d'**A/T** pour le retour :

- Les statuts du servomoteur.
- Le taux mesuré.
- Le torque mesuré.

5- Electronic Engine Control (EEC) :

Chaque canal d'**EEC** envoie ces données vers l'ordinateur d'**A/T** :

- Thrust resolever angle (**TRA**).
- **N1** command indicated.
- **TRA** for max corrected thrust.
- **TRA** for actual **N1**
- **TRA** for actuel Target.
- **TRA** for **N1**max.
- **TRA** for S degree/sec response.
- L'angle de **TRA** est utilisé par l'ordinateur d'**A/T** pour calculer la commande de **N1**.

3- Air Data Inertial Reference Unit (ADIRU) :

Le ADIRU utilise les données de référence d'air vers l'ordinateur d'A/T:

- 1- La vitesse d'air... (CAS)
- 2- Le mach
- 3- La température d'air total (TAT).
- 4- La température d'air statique « SAT »
- 5- L'altitude de Baro corrigée.
- 6- L'altitude incorrecte.
- 7- Le taux d'altitude.
- 8- La pression statique.
- 9- La pression total.
- 10- La vitesse vraie d'air.
- 11- L'ongle d'attaque.

L'ADIRU envoie ces données de références inertielles vers l'ordinateur d'A/T :

- 1- L'altitude de pitch.
- 2- L'altitude de roll.
- 3- L'accélération longitudinale de (Body).
- 4- L'accélération normale de (Body).
- 5- La vitesse de sol.
- 6- Le taux de pitch de (Body).
- 7- La vitesse verticale.

V-2-4- Les sorties du système d'A/T

L'ordinateur d'A/T envoie des données digitales vers les composants des systèmes et des sensors. L'ordinateur d'A/T envoie ces données en utilisant deux bus digitaux vers les composantes utilisés.

Les sorties digitales d'A/T :

*L'autobus1 d'A/T connecte ces composants

- FCC A et B.
- DEU1 et 2.
- FMCS.
- FDAU.

* L'ordinateur d'A/T envoie ces paramètres au bus1 :

- Les commandes d'**A/T** fast / slow.
- Les repense de **BITE**.
- Les modes d'**A/T** et les statuts.
- La commande de taux poussée.

L'autobus 2 d'**A/T** connect l'**ASM1** et l'**ASM2**, et l'ordinateur envoient ces paramètres sur ce bus :

- La commande de taux de poussée.
- Le sectionnement du **TRA**.
- La limite maximum de **TRA**.

V-2-5- Les opération du système d'automanette :

L'automanette fait des opérations au sol pour le décollage, ainsi que durant le vol ; elle contrôle la poussée de moteur pour ces faces de vol :

- 1) Takeoff.
 - 2) Climb.
 - 3) Cruise.
 - 4) Descent.
 - 5) Approach
 - 6) Flare.
 - 7) Go- around.
- Pour chaque phase de vol ; on choisit soit le mode de N1 ou le mode de vitesse a partir de la boîte de commande .On utilise les boutons de **TAKEOFF GO-AROND** « **TO/GO** » pour actionner les modes de décollage ou l'atterrissage.

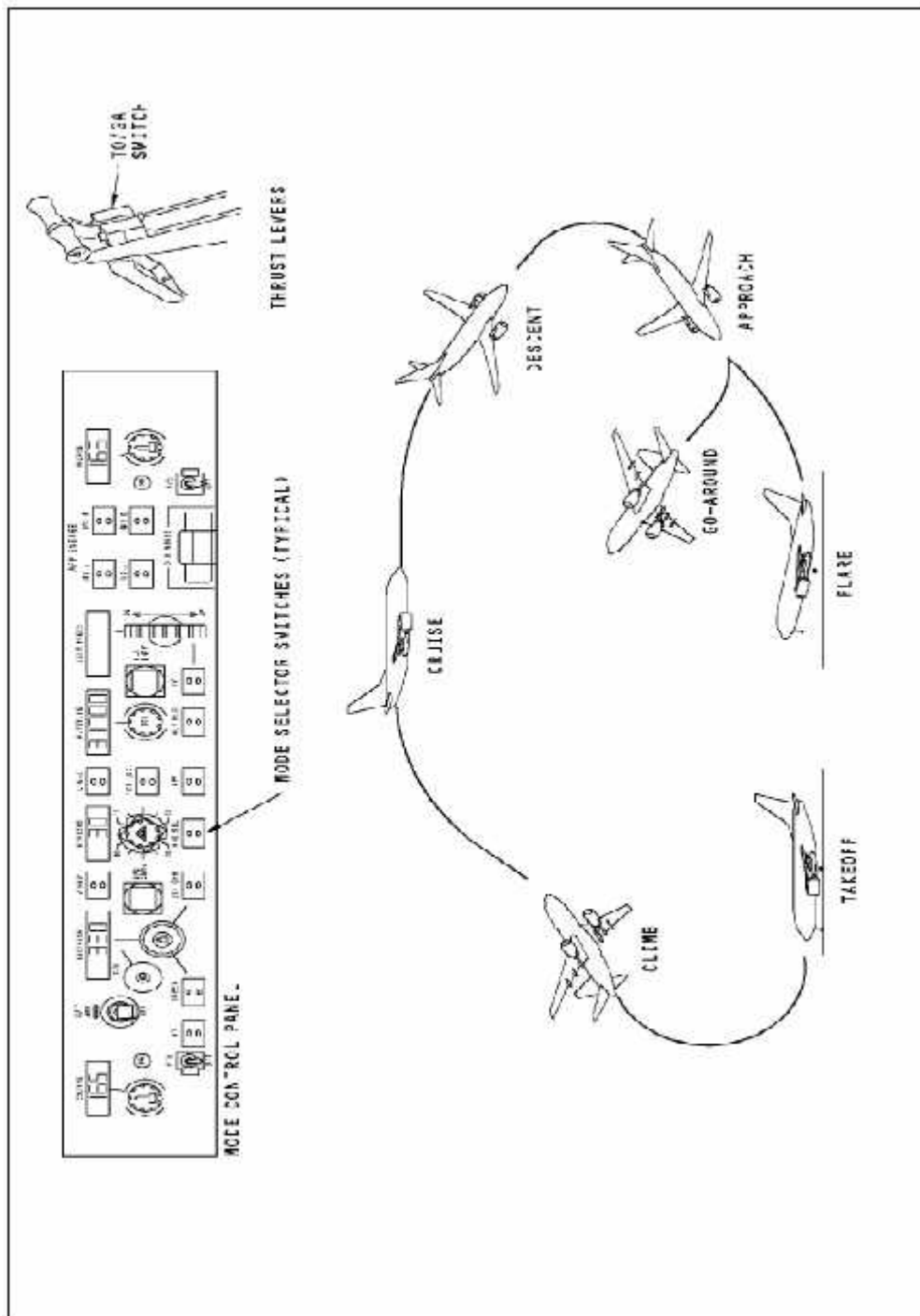


Figure (II-27) : les opérations du système d'automanette

♣ TAKEOFF

Pour préparer le **FMC** et l'**A/T** pour le décollage, on utilise le **FMC CDU** pour rentrer le plan de vol, et la boîte de commande pour sélectionner les paramètres et les modes.

Les séquences de décollage :

- Preflight.
- Takeoff Start.
- Takeoff roll.
- Climbout.

1-Preflight :

Les étapes de Preflight avant le décollage sont :

- On rentre les données dans le **FMC, CDU** .
- On fixe le **MCP** au mode de décollage.
- On fixe le bouton d'**A/T ARM** à la position d'**ARM** sur le **MCP**.

VI- La maintenance

Introduction

La maintenance est définie comme étant l'ensemble des interventions permettant de maintenir ou établir un matériel à son potentiel de performance et de disponibilité à un niveau fixé par l'autorité responsable.

VI-1- Le concept de la maintenance

VI-1-1- La sécurité

L'aéronef doit au cours du temps conserver les caractéristiques de navigabilité définies et approuvées lors de la vérification (vérifier les performances, domaine de vol, intégrité de la cellule et ses propulseurs ; sécurité et disponibilité des systèmes et équipements ; on fonction de l'objectif réglementaire de sécurité).

VI-1-2- la disponibilité

Un aéronef de transport doit être en état d'accomplir sa mission au moment voulue, le retard ou l'annulation ne constitue non seulement une perte pour la compagnie mais nuisant aussi son image devant les passagers (un avion est fait pour voler et non être cloué au sol).

VI-1-3- L'économie

C'est de minimiser le coût d'entretien d'un aéronef.

En aéronautique, la maintenance est un corps important régi par des réglementations tel que le JAR-145

Qui est soumise à une structure organisationnelle technique importante au point que toutes les compagnies aériennes peuvent faire la maintenance indépendamment et sans sous-traitant.

VI-2 Les différents types de la maintenance

VI-2-1 La maintenance préventive

C'est l'ensemble des actions destinées à maintenir ou à remettre l'aéronef ou certains de ses éléments en état d'être exploités normalement c'est « l'aptitude au vol ». Elle est effectuée selon des critères prédéterminés dans l'intensité de sécurité la probabilité de défaillance d'un bien. Le préventif doit permettre d'éviter les pannes au cours d'utilisation par une intervention de maintenance prévue ; préparer et programmer avant la date probable d'apparition d'une défaillance. Il existe deux types de maintenance préventive :

- a) Maintenance préventive systématique.

b) Maintenance préventive conditionnelle.

a-1) La maintenance préventive systématique (vie limite) :

Elle consiste à effectuer des interventions périodiques (visite intermédiaire, révision générale) selon un planning établie en suivant le temps ou le nombre d'heures de vol.

b-1) La maintenance préventive conditionnelle (selon l'état) :

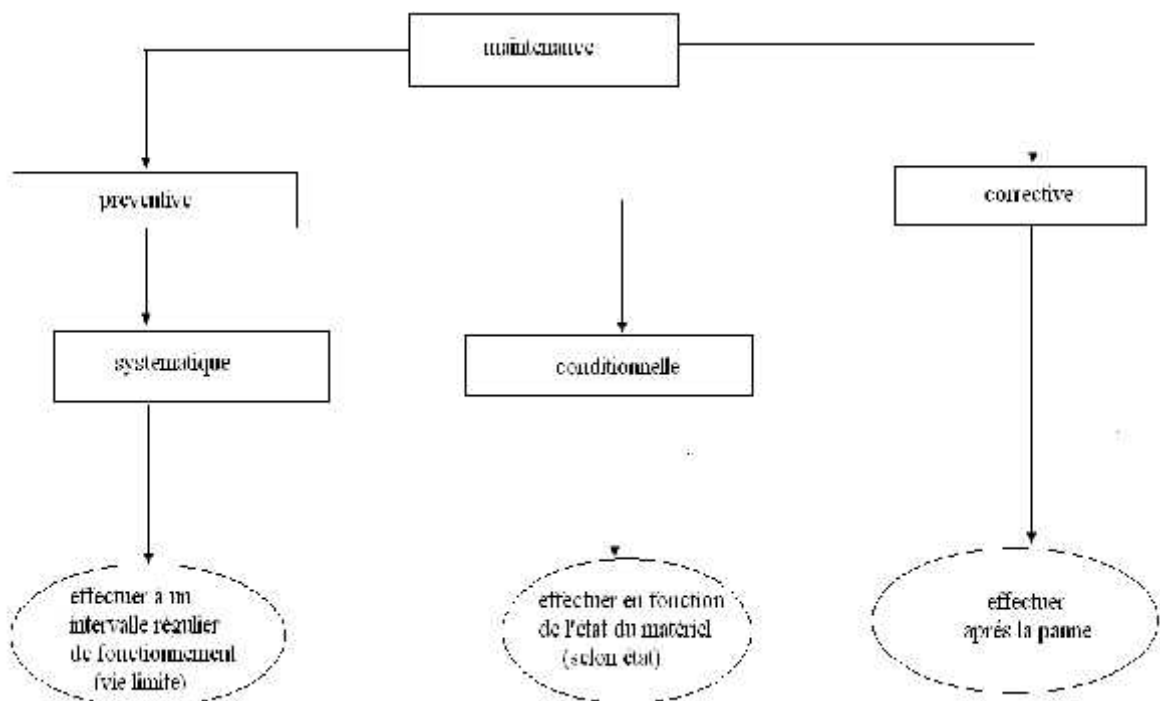
L'application de la maintenance préventive conditionnelle (on condition) est reliée à un type d'événement déterminé en fonction de l'état matériel. Cette forme de maintenance a pour but d'assurer le suivi continu des accessoires avionnés en service et donc gagné de l'argent sur le coup de maintenance.

VI-2-2 La maintenance corrective

Est l'ensemble des opérations non programmées ayant pour objectif de remédier (corriger) les avaries survenus en fonctionnement ou prés détection d'une défaillance.

Ces opérations par exemple sont :

- S'informer et analyser la situation.
- Etablir le diagnostique(les causes probables).
- Vérifier la cause.
- Dépose/pose l'accessoire défaillant.
- Vérifier le résultat de réparation.
- Rédiger le rapport d'intervention.



VI-3- Les différents modes d'entretien

👉 Entretien temps limite (Hard Time).

On dit qu'un élément fait l'objet d'un entretien temps limité, spécifique c.a.d que cet élément devra être déposé avant d'atteindre son potentiel :

-soit pour subir certain travaux qui permettent de donner un nouveau potentiel de vie.

-soit pour être retiré du service (vie limitée).

👉 Entretien selon vérification de l'état (on condition)

On dit qu'un élément fait l'objet d'un entretien selon vérification de l'état signifie que cette élément subit des interventions périodiques ou éventuellement soumis à des observations continues pour déterminer son état. c'est le procédé primaire d'entretien ayant des inspections, des tests répétés pour déterminer son état.

👉 Entretien avec surveillance du comportement (Condition Monitoring)

On dit qu'un élément fait l'objet d'un entretien avec surveillance du comportement en service signifie que l'on n'interviendra sur cet élément qu'après indication de la défaillance (absence de maintenance préventive).

Ce mode d'entretien nécessite la mise en œuvre des moyens appropriés de suivi pour la sélection des éléments dont le niveau de fonctionnement n'est pas satisfaisant (fiabilité, statistique, consommation, etc...)

VI-4- les documents de maintenance du B 737-800 NG

Il existe plusieurs documents de maintenance pour faciliter les tâches de maintenance et pour assurer la bonne organisation de travail.

- Les documents de maintenance non programmée :
 - Fault Reporting Manual « **FRM** » utilisé par l'équipage.
 - Fault isolation manual « **FIM** ».
 - Built in test equipment manual « **BITE** ».
 - Structural repair manual « **FRM** ».
 - Dispatch deviation guide « **DDG** ».
 - Airplane maintenance manual « **AMM** ».

- Les documents de maintenance programmée:
 - Maintenance planning document. **MPD**

-Airplane Maintenance Manual « **AMM** ».

■ Les documents supports utilisée en maintenance programmée et non programmée :

- System Schematic Manual « **ASSM** ».

-Wiring Diagram Manual « **WDM** ».

-Structural Repair Manual **SRM**.

- Illustrated part catalog « **IPC** ».

A/- documents de planification de maintenance « **MPD** »

Le **MPD** défini les taches pour chaque type d'inspection de maintenance programmée. Les compagnies aériennes utilisent le **MDP** pour faire des cartes de tâches que le technicien l'utilise durant les inspections de la maintenance programmée.

B/- Manuel de maintenance avion « **AMM** »

L'AMM est divisé en deux parties (partie I et partie II).La partie I est un manuel appelé **SDS** (Système Description Section) ; le **SDS** apporte des descriptions en interfaces, les fonctions et les opérations des systèmes et sous-système avion.

La partie II comprend les procédures pratiques de maintenance. Ces dernières ont les fonctions suivantes :

-Dépose /pose des composantes.

-Localisation des composants.

-Pratique de maintenance.

-Entretien (Servicing).

-Ajustement /test.

-Inspection /control.

-Nettoyage/peinture.

-Réparation.

C/-Manuel des schémas du système « **SSM** »

Le **SSM** apporte à l'utilisateur une compréhension du fonctionnement du système et l'aide dans la procédure d'isolation de la panne. Il fourni l'interconnexion de tous les éléments « **LRU** » et autres accessoires d'un système ou sous système.

D/-Manuel des diagrammes de câblage « **WDM** »

Le **WDM** fourni des détails sur les câblages d'un point à un point de chaque système ou sous-systèmes dans l'avion.

E/- Catalogue des Pièces & Accessoires illustrés « IPC » Illustrated Parts Catalog

L'**IPC** fourni des données sur le remplacement d'une pièce. Ces données incluent :

- Localisation de la pièce.
- Numéro de pièce de rechange.
- Illustration de pièce.
- Référence de la pièce.
- L'effectivité de rechange recommandé.

F/-Manuel des pannes reportées « FRM »

L'équipage utilise le **FRM** pour améliorer la communication avec le personnel de maintenance.L'équipage utilise le **FRM** pour avoir les codes des pannes qui l'inscrira sur l'**ATL** (Aircraft Technical Log).

G/- Manuel des réparations structures « SRM »

Le **SRM** fournit des informations descriptives et des instructions spécifiques pour aider la réparation de la structure de l'avion sur terrain. Le **SRM** donne des données relatives aux domaines suivants :

- Evacuation des dommages permis.
- Réparation typique.
- Identification matériel.
- Installation rapide.
- Control alignement.

H/-Manuel de maintenance des composants « CMM »

Le **CMM** est utilisé pour connaître la description et le fonctionnement des composants et en autre :

- Des tests et isolation.
- Démontage et montage.
- Nettoyage et réparation.
- Recherche de panne.

I/-Manuel d'équipement d'essai « BITE »

On utilise le manuel **BITE**, pour avoir les données sur la panne de l'équipement de test dans l'aéronef ; et si on commence la procédure d'isolation de la panne avec des pannes observées, le manuel **BITE** va identifier la défaillance et il donnera le numéro de la tache de la procédure de dépannage.

VI-5- Test opérationnel des équipements de pilote automatique sur avion

VI-5-1- Généralités

Le test opérationnel de **DFCS** n'utilise pas des équipements externes et les seuls sources d'énergies qui sont importants pour le faire sont : l'énergie électrique et hydrauliques.



Figure (VI-1) : PFD pendant le teste

On fait ce test à partir de l'unité de control d'affichage (control display unit-**CDU**) ; le premier test est une visite d'ordinateur de **FCC** (software) ensuite, on utilise le test du statut actuel et les cinq tests d'additionnel au dessous de ce statut, et ce test de statut actuel qui est sur le menu des comptes rendus des faut tests de **BITE DFCS** comporte ces derniers tests :

- a) Le test rapide de statut actuel.
- b) Les tests d'additionnel. :
 - Le pilote automatique (groupe 11).
 - Le directeur de vol (groupe 12).
 - Le système de régulateur de trim (groupe 13).
 - Le système de régulateur de vitesse (groupe 14).

VI-5-2-le test

On alimente l'aéronef en énergie électrique.

- 1) On déclenche les disjoncteurs de circuit suivant et on installe l'étiquette de sécurité :''
NE PAS ENCLANCHER ''



Figure (VI-2) : panneau du système électrique

- F/O Panneau du système électrique, **P6-3** : Fig ()

<u>Row</u>	<u>Col</u>	<u>Number</u>	<u>Name</u>
D	18	C00451	LANDING GEAR AURAL WARN

- 3) On ferme ces interrupteurs :

- Le panneau **P18-1** de système électrique de **CAPT** suivant ces données :

<u>Row</u>	<u>Col</u>	<u>Number</u>	<u>Name</u>
D	02	C00451	AFCS SYS A FCC DC

- Le panneau **P6-2** de système électrique de **F/O** suivant ces données :

<u>Row</u>	<u>Col</u>	<u>Number</u>	<u>Name</u>
B	03	C01046	AFCS SYS B FCC DC

4) On positionne le « stab trim cutout switch » sur le « control stand » à la position « cutout ».

Fig



Figure (VI-3) : le stab trim cutout switch

5) Il faut qu'on assure le mode « NAV » c.à.d les cotés droite et gauche d'ADRU sont alignés au mode NAV.



Figure (VI-4) : le mode NAV.

6) Il faut assurer que les boutons de **VHFNAV** et **IRS** dans le **P5** sont à la position **NORMAL**



Figure(VI-06) :panneau 05



Figure (VI-7) : le mode normal

E) – Le test des FCC

♣ On va suivre ces étapes :

- 1) on appuie sur le bouton d'INIT REF qui est sur le CDU.



Figure (VI-8) : le CDU

2) Si **POS INIT** se montre ; on appuie sur **LSK** (Line Select Key) qui adjacent à **INDEX**, et ce la ; fait montrer **INIT / REFINDEX**.

3) On appuie sur le LSK adjacent à **MAINT**.

On appuie sur le **LSK** adjacent à **DFCS** à partir de **MAINT BITE INDX** et dans ce cas le **DFCS** pour faire le teste à lui-même.

♣ Quand le test est terminé on appuie sur le LSK adjacent à **IDENTIFICATION AND CONFIGURATION**

♣ On appuie sur LSK adjacent à Channel A.

♣ On appuie sur LSK adjacent à **PREVMENU**.

♣ On appuie sur LSK adjacent à Channel B.



Figure (VI-9) : le CDU canal A and B

F) - le test de current status

1) On appuis sur le bouton de **INITREF** sur le CDU.

a. On appuie sur le LSK qui adjacent à chaque sélection :

Ñ **INDEX**

- Ñ MAINT
- Ñ DFCS
- Ñ FAULTREVIEW
- Ñ CURRENT STATUS
- Ñ Select **Channel A**, ou **A et B**.



Figure (VI-10): current status test

b. Le teste automatique :

- 1.** On fait tous les instructions qui sont montrées sur le **CDU** et si les étapes qu'on a faites sont justes, **AUTO TEST IN PROGRESS** s'affiche sur le **CDU**.
- 2.** Si **AUTO TEST PASSED** s'affiche sur le **CDU**, donc le test se termine dans défaillance, et qu'on termine tous les tests la page de résumé nous montre : **AUTO TEST PASSED** ou **AUTO TEST FAILED**.



Figure (VI-11) : autotest passed

c. Test Additionnelle :

Remarque : se test se fait immédiatement après qu'on termine le dernier test automatique.

1. On appuie sur le **LSK** qui est adjacent à ce test.

On s'assure qu'on a fait ces tests : Pilote automatique, le directeur de vol, le compensateur de mach, le régulateur de vitesse et l'altitude alerte.

2. *Le pilote automatique :*

- Ñ Les tests de surface.
- Ñ Les tests d'intégrative
- Ñ On assure que le test d'auto pilote est terminé dans défaillance.

3. *le directeur de vol :*

- les tests d'intégrative
- les tests de surface.

VI-6- le teste de la boite de commande à l'ATEC

VI-6-1- Introduction

Dans ce teste on va tester la boite de commande **MCP** dans l'ATEC c'est-à-dire le teste automatique de cette boite.

VI-6-2-Définition de l'ATEC

•L'ATEC c'est de l'abréviation de « Automatic Test Equipment Complexe » qui est un endroit où on peut faire des tests automatique des équipements d'avion pour contrôler leur validité ou bien leur fiabilité.

Les photos au dessus sa nous présent une édit réelle sur cet atelier.

Cet atelier est constitué de :

- **TPS** Test Program Set
- **TUA** Test unit Adaptor
- **Baie**



Figure (VI-12) : L'ATEC



Figure (VI-13) : TUA

VI-6-3- Les procédure de test

Les différentes étapes de conception de notre banc d'essai consiste avant tous de développer un schéma synoptique général qui décrit la relation entre les éléments de montage ainsi que les éléments d'entrées et de sorties du banc d'essai enfin ; une légère réalisation.

Les conditions de testes :

Pour réaliser ce test automatique il faut respecter les conditions suivant :

- La température est entre 15°et 20°.
- Si la variation de la température est de 10°/h, donc n'arrange pas le travail.
- L'humidité entre 20% et 75%.
- les équipements de l'A TEC sont sensibles à l'électricité statique, ces équipements sont posés sur une zone de travail antistatique.
- Pour faire l'opération d'un banc d'essai ; il faut que l'assistant mette un bracelet d'isolation qui décharge tout l'électricité statique dans le corps d'utilisateur, car l'instrument de l'A TEC sont très sensible à l'électricité statique.



Figure (VI-15) : le Bracelet

VI-6-4- Les procédures de test de l'MCP :



Figure (VI-16) : Le tua de l'MCP



Figure (VI-17) : le branchement de TUA



Figure (VI-18) : le branchement de l'MCP



Figure (VI-19) : le lancement du programme

Après on va lancer le programme de l'MCP sur l'ordinateur et on suit les ordres de logiciel.

Ce logiciel fait 17 teste suivant :

1. (continuity and edge lighting test)
2. cannel A initialization and altitude test
3. Altitude fine raw data test
4. remote lighting sensor test
5. Accumulator reset and vertical speed test
6. IAS / MACH test
7. Discrete transmission test
8. IAS / MACH, VERT SPEED, ALT. and Heading test
9. Course 1,Bite and display test
10. power and heartbeat monitor / LCD test
11. A/T engage, F/D 1-2, course 2 channel B test
12. heading calibration check
13. course 1 calibration check

14. course 2 calibration check
15. Arinc signal characteristics
16. Channel B - A/P engage test
17. Channel B – A/P engage test.

Dans chaque test il nous donne le résultat de ce test .S'il est bon il nous a écrit **GO**, Si il ya une panne, il affiche **NOGO** et il mentionne la panne.

Photos prises durant le test

Ces photos sont prises durant le déroulement de test qui nous permet de donner une aidé réelle sur ce logiciel.

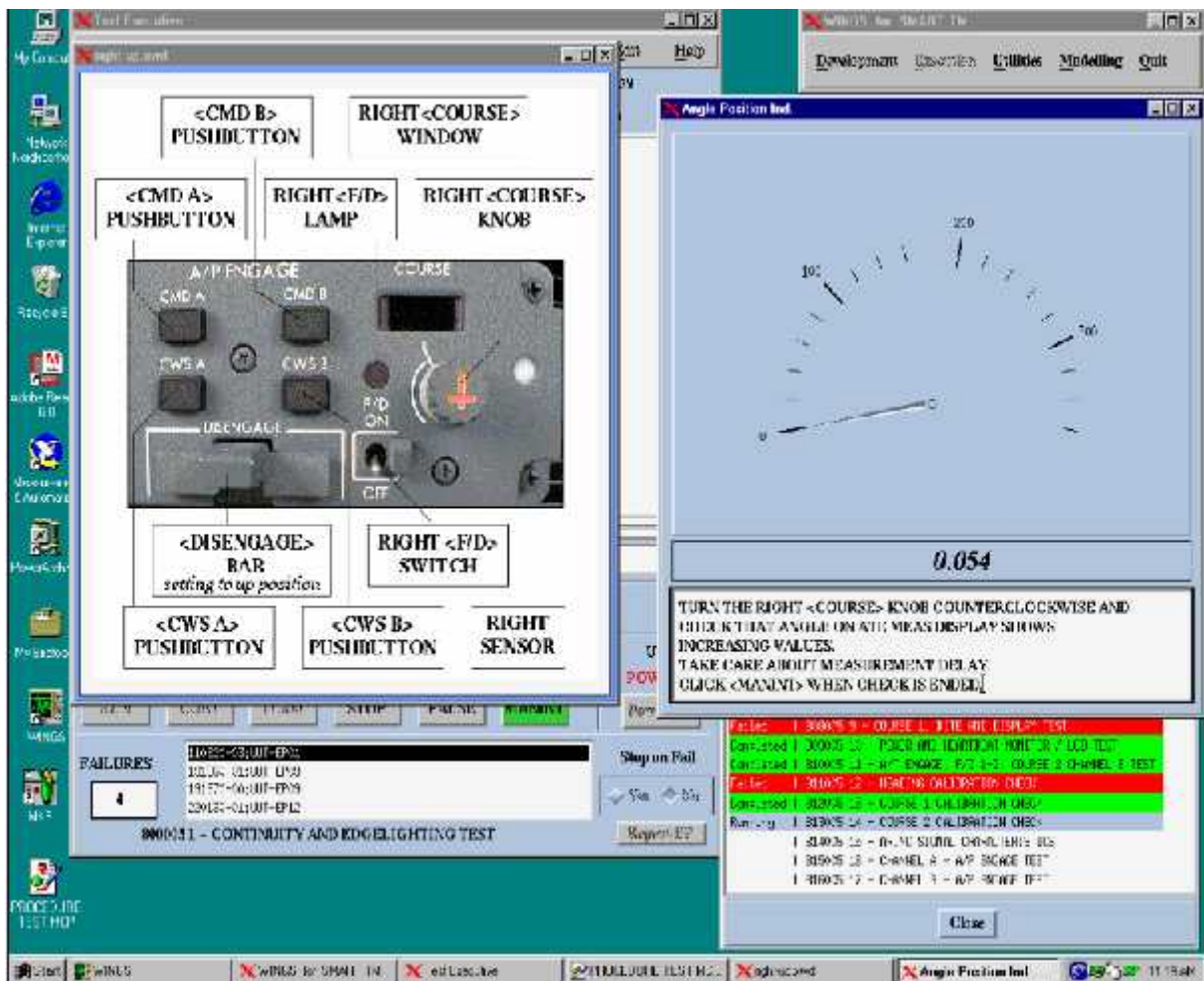
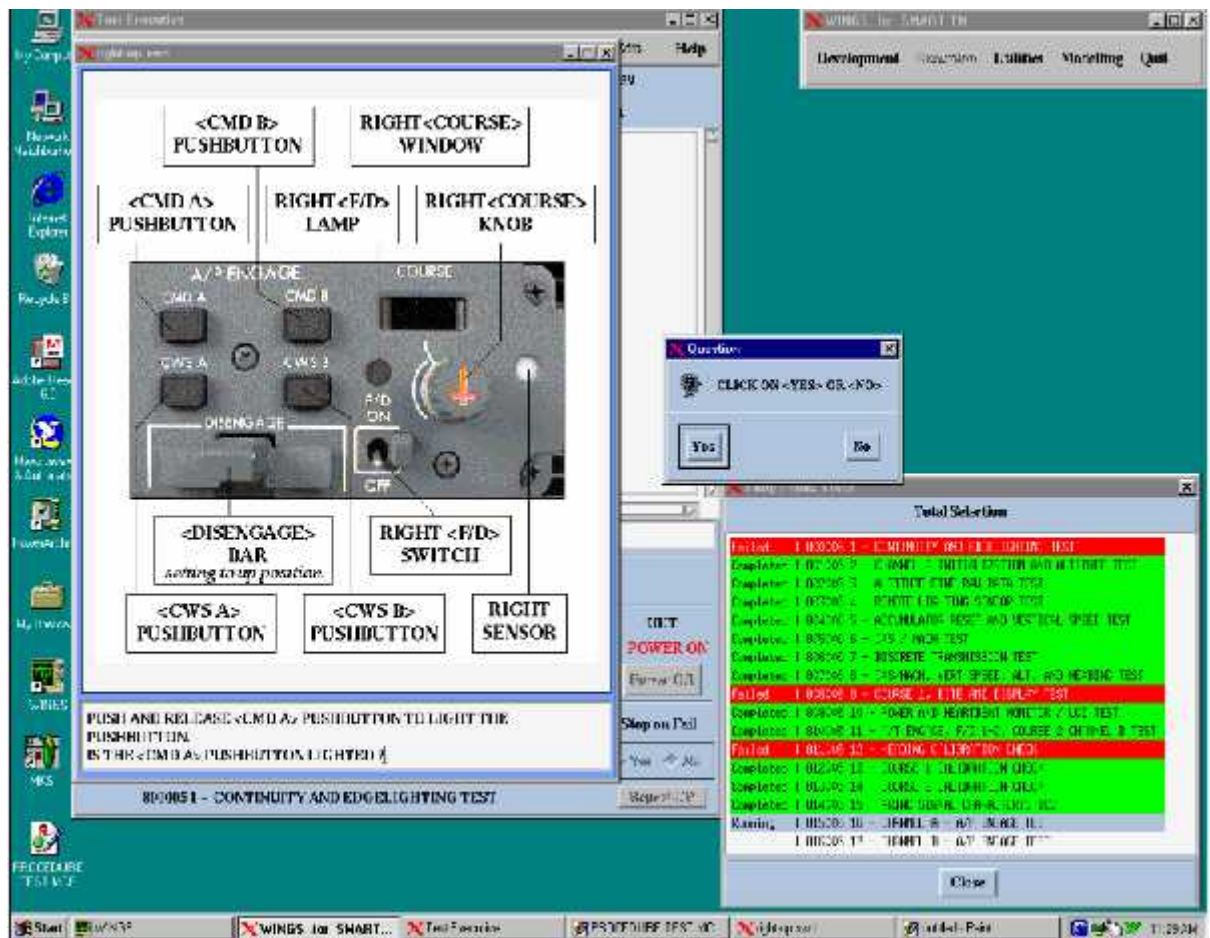
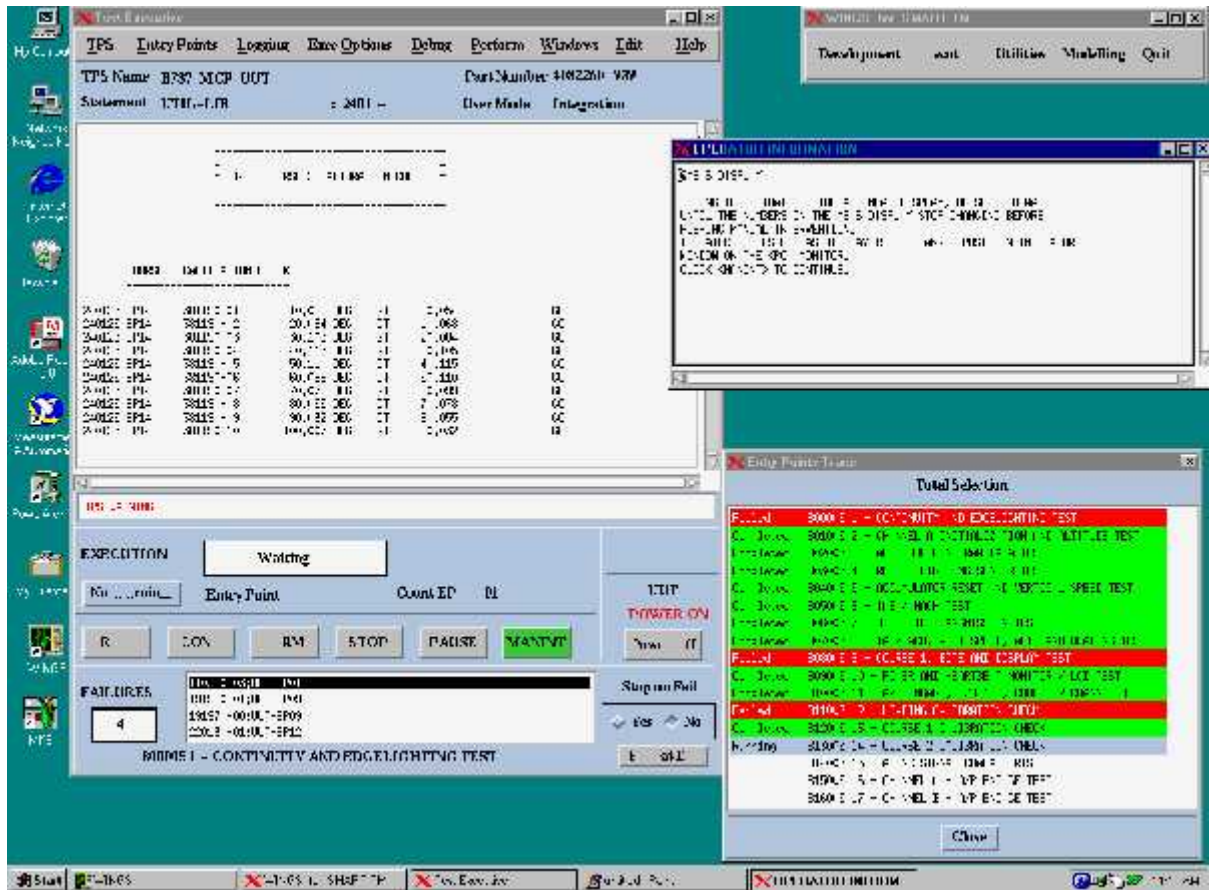


Figure (VI-18) photo du programme



The screenshot displays a software interface for testing a TPS (Test Point Set) unit. The main window is titled 'Test Execution' and shows a table of test results. The table has columns for 'Statement', 'Value', 'Unit', 'Min', 'Max', and 'Status'. The test results show various parameters being tested, such as voltage levels and engine status.

Below the table, there is an 'EXECUTION' section with a 'Waiting' status and a 'Count EP' of 01. There are several control buttons: 'EXEC', 'CONT', 'TERM', 'STOP', 'PAUSE', and 'MANINT'. The 'MANINT' button is highlighted in green.

On the right side, there is a 'FAILURES' section showing a list of failed tests. The first failure is '4' with the message '400005 1 - CONTINUITY AND EDGE LIGHTING TEST'.

An inset window titled 'right-up.wnd' shows a photograph of the physical control panel. The panel has several buttons and a knob. Labels with arrows point to the following components:

- <CMD B> PUSHBUTTON
- RIGHT <COURSE> WINDOW
- <CMD A> PUSHBUTTON
- RIGHT <F/D> LAMP
- RIGHT <COURSE> KNOB
- <DISENGAGE> BAR (setting to up position)
- RIGHT <F/D> SWITCH
- <CWS A> PUSHBUTTON
- <CWS B> PUSHBUTTON
- RIGHT SENSOR

Below the inset window, there is a text box with the following instructions:

MOVE THE <DISENGAGE> BAR TO THE UP POSITION AND HOLD AGAINST THE UP STOP UNTIL INSTALLED TO RELEASE IT. PUSH AND RELEASE THE <CMD A> PUSHBUTTON. [<CMD A> PUSHBUTTON IS NOT LIGHTED] CLICK <MANINT> WHEN DONE!

VI-6-5- Les résultats du teste

```

*****
***      SUMMARY RESULTS FILE      ***
*****

*****
*      S M A R T   T E S T   P R O G R A M      *
*
*      M O D E   C O N T R O L   P A N E L      *
*
*      ( M C P   B 7 3 7 - X X X )              *
*
*      M A N U F A C T U R E R       : H O N E Y W E L L      *
*
*      U U T   P A R T - N U M B E R   : 4 0 8 2 2 6 0 - 9 3 7  *
*      : 4 0 8 2 2 6 0 - 9 3 9                               *
*      S P E C I F I C A T I O N     : S A 4 0 8 2 2 6 0 - 9 0 1 *
*      I S S U E                      : R E V   C              *
*
*      T E S T   P R O G R A M       : M M 4 0 8 2 2 6 0 - 1 1 1 R E V - *
*      R E L E A S E                  : 1 0 / 1 0 / 0 3        *
*      T U A   R E F E R E N C E     : L 6 B Z N Z 1 Z 0 H W 0 1 0 1 *
*      O T H E R S                   : M C P   S U P P O R T L 6 B Z N Z 1 Z 0 H 1 0 1 0 0 *
*
*****

```

```

*****
O P E R A T O R   L O G

U U T   P A R T - N U M B E R   : 4 0 8 2 2 6 0 - 9 3 9
A M E N D M E N T             : N O N E
S E R I A L - N U M B E R     : 0 0 0 9 2 2 6 3
O P E R A T O R              : H . M . D E B B A H
T E S T   J U S T I F I C A T I O N : M C P   T E S T
A T E   N A M E              : D A H 1

D A T E : J U L 1 4 / 2 0 0 7   T I M E : 1 0 : 0 0 : 0 9
*****

```

1 - CONTINUITY AND EDGELIGHTING TEST	(00:05:19)	NOGO
2 - CHANNEL A INITIALIZATION AND ALTITUDE TEST	(00:06:01)	GO
3 - ALTITUDE FINE RAW DATA TEST	(00:03:38)	GO
4 - REMOTE LIGHTING SENSOR TEST	(00:00:31)	GO
5 - ACCUMULATOR RESET AND VERTICAL SPEED TEST	(00:05:07)	GO
6 - IAS / MACH TEST	(00:04:21)	GO
7 - DISCRETE TRANSMISSION TEST	(00:11:00)	GO
8 - IAS/MACH, VERT SPEED, ALT. AND HEADING TEST	(00:01:59)	GO
9 - COURSE 1, BITE AND DISPLAY TEST	(00:11:04)	NOGO
10 - POWER AND HEARTBEAT MONITOR / LCD TEST	(00:01:58)	GO
11 - A/T ENGAGE, F/D 1-2, COURSE 2 CHANNEL B TEST	(00:02:49)	GO
12 - HEADING CALIBRATION CHECK	(00:13:44)	GO
13 - COURSE 1 CALIBRATION CHECK	(00:08:29)	GO
14 - COURSE 2 CALIBRATION CHECK	(00:09:10)	GO
15 - ARINC SIGNAL CHARACTERISTICS	(00:01:41)	GO
16 - CHANNEL A - A/P ENGAGE TEST	(00:20:03)	GO
17 - CHANNEL B - A/P ENGAGE TEST	(00:15:12)	GO

COMPLETE TEST

HIGHEST USER MODE : Integration

CHECKED RESULTS : 697

TOTAL FAILURES : 2

DATE : JUL 14/2007 TIME : 12:03:52

VI-6-6-Exemple d'un teste NOGO :

EDGELIGHTING TEST

=====

110320 EP01 110050 5.100 V UL 5.100 LL 4.900 NOGO
 MEASURED AT : CNX HI J101-15 CNX LO J101-14
 DIAGNOSIS : 5VAC SUPPLY

CHECK THAT PANEL EDGELIGHTING IS <ON>
 AND THAT THERE IS NO LIGHT LEAKAGE OR
 BURNED OUT BULBS.

IF THE LIGHTS ARE <ON> AND THERE IS
 NO LEAKAGE, CLICK ON <YES>
 IF THERE IS LEAKAGE OR BURNED OUT
 BULBS, CLICK ON <NO>

VI-6-7- Exemple d'un test GO:

IAS/MACH TEST

=====

NOTE THAT PICTURES MENTIONED IN THE
 FOLLOWING RESULTS OF THIS TEST CAN BE
 DISPLAYED WITH THE UNIX COMMAND :
 xwud -in <file-name>
 example : xwud -in ias-mach1.xwd

IS <IAS/MACH> WINDOW MATCHES THE
 PICTURE ias-mach1.xwd ?
 100229 LIB 251050 THE ANSWER IS YES EQ YES GO

IS <IAS/MACH> WINDOW MATCHES THE
 PICTURE ias-mach2.xwd ?

100229 LIB 251240 THE ANSWER IS YES EQ YES GO

IS <IAS/MACH> WINDOW MATCHES THE
 PICTURE ias-mach3.xwd ?

100229 LIB 251340 THE ANSWER IS YES EQ YES GO

IS <IAS/MACH> WINDOW MATCHES THE
 PICTURE ias-mach4.xwd ?

100229 LIB 251430 THE ANSWER IS YES EQ YES GO

IS <IAS/MACH> WINDOW MATCHES THE
PICTURE ias-mach5.xwd ?

100229 LIB 251530 THE ANSWER IS YES EQ YES GO

IS <IAS/MACH> WINDOW MATCHES THE
PICTURE ias-mach6.xwd ?

100229 LIB 251630 THE ANSWER IS YES EQ YES GO

IS <IAS/MACH> WINDOW MATCHES THE
PICTURE ias-mach7.xwd ?

100229 LIB 251740 THE ANSWER IS YES EQ YES GO

CONCLUSION

L'étude que nous avons effectuée constitué une base pour bien comprendre la chaîne du pilote automatique P/A de Boeing 737-800 NG, qui est toute une vaste chaîne constitué de diverses équipement qui font leurs fonctionnement afin de soulager le pilote durant le vol et guider automatiquement l'aéronef autour de ces trois axes, mais les considérations de temps et de moyens ont mené à limiter le travail.

Le stage pratique que nous avons fait à Air Algerie sa nous permet d'apprendre pas mal de chose. On a visualisé pratiquement l'ensemble des éléments constituant le P/A, ainsi que leur fonctionnement. On a vu aussi la partie de maintenance sur avion et sur l'ATEC.

Le projet relatif à l'avion proposé est très ambitieux, souhaitant vraiment la suite de sujet aux étudiants de fin d'étude et on espère que se modeste travail va servir comme document de référence pour les étudiants de département d'aéronautique et à tout les personnes qui sont intéressé par ce domaine.

Bibliographie

Les ouvrages

- cellule de Jean Mermoz

Les manuelles

- Site de documentation d'air Algérie (192.168.12.12) chapitre 22
- AMM
- Training manual
- FIM

Les sites d'Internet :

- www.aviation-fr.info/guide/b737
- www.b737.com
- [fr.wikipedia.org/wiki/Pilote automatique](http://fr.wikipedia.org/wiki/Pilote_automatique)

Les CD

CBT Flight Boeing 737-800 NG

CBT Maintenance 737-800 NG