

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

**Université « SAAD DAHLEB » -BLIDA**

**INSTITUT D'AERONAUTIQUE DE BLIDA**

**IAB**

**PROJET DE FIN D'ETUDE POUR L'OBTENTION DU DIPLOME DE**

**(D- E- U- A)**

**SPECIALITE : AVIONIQUE**

**THEME**

**ETUDE ET DEPANNAGE D'UN CALCULATEUR DE LA CHAINE DE**  
**ROULIS D'UN P/A « SP-77 » (BOEING 737-200)**



**Promoteur :**

**Mr : RIDOUH. Y**

**Co-promoteur:**

**Mr: ZAABOUT. A**

**Réalise par :**

**Mr: BOUADMA Rachid et**  
**Mr: ZAHOUANI Med Es-Salih**

**Promotion**  
**2003/2004**

066/04  
EX2



# Remerciements

069/04  
ER



Nous tenons à exprimer nos sincères remerciements à toute l'équipe de l'atelier pilote automatique et la direction technique, sans oublier la PVD et Mr ZEROUG MOHAMED (C.B. ATR).

Nous tenons à remercier Mr RIDOUH .Y d'avoir accepté de nous prendre en charge pendant cette période, et d'assurer notre encadrement, et remercier toute l'équipe de l'atelier pilote automatique.

Nous remercions nos enseignants et les responsables de l'Institut d'Aéronautique de BLIDA (I.A.B. de BLIDA), tout en particulier notre copromoteur Mr Zaabout .A

Enfin nous remercions en vous disants mille fois merci à Mr MOUSSLAHMED et toute l'équipe de l'atelier RADIO.

Merci à tous

# DEDICACES

*Je dédie ce modeste travail :*

*Aux deux êtres les plus chers*

*A mon cœur ma mère la plus douce des mères, pour sa grande patience  
durant toutes ces années.*

*A mon père, le meilleur qui existe pour moi, pour son soutien et surtout  
pour son amour.*

*A ma grande mère, yéma BAYA pour son amour.*

*A mes frères et sœurs.*

*A tous mes amis ceux de blida et surtout ceux de Draa el mizan.*

*Surtout mon binôme ZAHOUANI MOHAMED ES-SALIH et toute sa  
famille.*



# DEDICACES

*Je* dédie ce modeste travail :

*Aux* deux êtres les plus chers

*A* mon cœur ma mère la plus douce des mères, pour sa grande patience  
durant toutes ces années.

*A* mon père, le meilleur qui existe pour moi, pour son soutien et surtout  
pour son amour.

*A* mes frères et sœurs.

*A* tous mes amis ceux de BLIDA et surtout ceux de BENI OURTHILANE.

*Surtout* mon binôme BOUADMA RACHID et toute sa famille.

# Sommaire

## CHAPITRE I : INTRODUCTION

I.1) Historique de l'aviation.....	page 2
I.1.1) Généralités.....	page 2
I.1.2) Aviation.....	page 6
I.1.3) Aviation.....	page 8
I.1.4) L'Organisation des enquêtes techniques.....	page 12
I.2.) Historique de l'unité d'accueil.....	page 13
I.2.1) Repères historique.....	page 13
I.2.2) La composition de la flotte de la compagnie.....	page 14
I.2.3) Organisation de la direction technique de la compagnie.....	page 15

## CHAPITRE II : LES FONCTIONS DU PILOTAGE AUTOMATIQUE

II.1) Introduction.....	page 18
II.2) Le pilotage automatique.....	page 20
II.2.1) Rôle de pilotage automatique.....	page 21
II.2.2) Fonctions assurées et possibilités offertes.....	page 23
II.2.2.1) Stabilisation (fonctions de pilotage.....	page 23
II.2.2.2) La facilité des évolutions.....	page 23
II.2.2.3) Guidage.....	page 24
II.2.2.4) Constitution et fonctionnement de P/A.....	page 24
II.2.3) Les éléments constitutifs fondamentaux.....	page 25
II.2.4) La boîte de commande de pilotage automatique.....	page 26
II.2.5) La boîte d'accessoires du pilote automatique.....	page 29

## CHAPITRE III : LE CALCULATEUR DE LA CHAÎNE DE ROULIS

III.1) Généralités.....	page 31
III.2) Principe de fonctionnement de la chaîne de calculateur de roulis.....	page 31
III.3) Définition de calculateur de la chaîne de roulis.....	page 32
III.4) La composition de calculateur de la chaîne de roulis.....	page 34
III.4.1) Définitions des composantes de RCC.....	page 34
III.5) fonctionnement.....	page 39
III.5.1) Avant l'engagement.....	page 39
III.5.2) Après l'engagement.....	page 47

---

III.6) Logique de la fonction Heading select, Heading Hold ET Heading off.....	page 48
III.6.1) Généralités.....	page 49
III.7) Les modes de fonctionnement de calculateur de la chaîne de roulis.....	page 52

#### **CHAPITRE IV : LES PROCEDURES DE DEPANNAGE D' UN (RCC)**

IV.1) Description des bancs d'essais.....	page 64
IV.2) Description des manuels.....	page 68
IV.3) Description des instrumentations utilisées.....	page 70
IV.4) Examen des conditions avant le test.....	page 70
IV.5) Organigramme de test sur un RCC.....	page 71
IV.6) Exemple.....	page 73

#### **Conclusion**



## CHAPITRE I

# INTRODUCTION

### **I.1) HISTORIQUE DE L'AVIATION :**

I.1.1) GENERALITES

I.1.2) AVION

I.1.3) AVIATION

I.1.4) L'ORGANISATION DES ENQUETES TECHNIQUES

### **I.2.) HISTORIQUE DE L'UNITE D'ACCUEIL :**

I.2.1) REPERES HISTORIQUES

I.2.2) LA COMPOSITION DE LA FLOTTE DE LA COMPAGNIE

I.2.3) ORGANISATION DE LA DIRECTION TECHNIQUE

# INTRODUCTION

Une étude théorique ne peut être qu'en la complétant par une pratique ou une assistance sur terrain. C'est particulièrement vrai pour un système qui doit gérer automatiquement un avion dans les différentes étapes de son évolution. C'était l'objectif de notre stage pratique de technicien supérieur au sein de la société Air Algérie, là où la compétence, la spécialisation, l'expérience et la pratique sur le terrain sont ses atouts pour la réussite, l'adaptation et l'évolution.

Le pilote automatique est constitué de plusieurs sous systèmes liés entre eux et qui réalisent des fonctions élémentaires distinctes pour assurer la réussite d'un objectif commun, cet objectif peut être résumé dans le pilotage de l'avion en minimisant l'intervention des pilotes.

Ces différentes caractéristiques font intervenir plusieurs spécialités en même temps, citons par exemple : l'aéronautique, la mécanique, l'électronique, l'automatique et d'autres. En tant que technicien supérieur en maintenance aéronautique, on nous a été proposé une étude globale de la chaîne de calculateur de roulis de système de pilotage automatique des avions type Boeing 737, ainsi que toutes les procédures de panne sur cette chaîne de système de pilotage automatique et les tests qui lui sont effectués.



**I.1) HISTORIQUE DE L'AVIATION :**

**I.1.1) GENERALITES :**

**Léonard de Vinci (1452-1519)**

- Léonard de Vinci imagine une machine volante.

**Le ballon des frères Montgolfier**

- La volonté d'échapper aux lois de la pesanteur est l'un des plus anciens rêves de l'homme, les premières tentatives restèrent théoriques (Leonard de Vinci) ou de l'ordre de la légende, car les connaissances en physique étaient insuffisantes, ce n'est que le 21 novembre 1783 que les (frères Montgolfier) parviennent à s'élever dans les airs au moyen d'un ballon gonflé à l'air chaud. Ce ballon a la particularité, qu'il est plus léger que l'air et donc " flotte ", mais on ne peut pas vraiment dire qu'il " vole ".

**(Le Bris)**

- 1856 : Premier vol d'un : plus lourd que l'air.

**"L'Eole"**

- 1890 : L'Eole de Clément Ader fait un bond de 12 m.

### **Le planeur de Lilienthal**

- Il faut attendre encore cent huit ans pour que l'allemand Otto Lilienthal met au point un premier planeur, en 1891. Il effectue environ deux mille vols non motorisés. Les résultats de ses expériences seront une aide précieuse aux premiers aviateurs. Il met notamment au point un profil destiné à améliorer la portance des ailes, appliqué depuis lors à toutes les surfaces portantes. Il meurt lors d'un vol en 1896.

### **Le premier bimoteur.**

- 1897 : Clément Ader : La construction de premier bimoteur.

### **Les frères Wilbur et Orville Wright**

- Les frères Wilbur et Orville Wright de Kitty Hawk, aux états- unis reprennent les résultats de ses travaux et construisent le premier avion à moteur. Le 17 décembre 1903, ils réalisent leur premier vol d'une durée de douze secondes.

### **Farman**

- 1908 : Farman accomplit un vol d'un km.

### **La distance de Bouy à reins (27km)**

- Dans les années qui suivent, les exploits se succèdent. en 1908, le premier vol sur longue distance a lieu en France : la distance de bouy à reins (27km) est franchie en vingt minutes.

**Louis Blériot**

- 1909, Louis Blériot traverse la Manche.

**Latham**

- 1910, Latham dépasse pour la première fois les 1000 mètres d'altitude, et même année.

**Morane**

- 1910, Morane atteint une vitesse de vol de 106 Km/h.

**Le premier vol Londres-Paris**

- 1911 a lieu le premier vol Londres Paris sans escale

**Louis Blériot**

- 1913 : Louis Blériot traverse la Méditerranée.

**Boehm**

- 1914, Boehm vole pendant 24 heures et 12 minutes, battant le record du monde de durée de vol.
- 1914-1918 : Généralisation de l'aviation.
- 1927 : Lindbergh traverse l'Atlantique.

- 1935-39 : Développement de l'aviation militaire.
- 28 juin 1939 : Premier vol transatlantique avec passagers (Boeing 314).
- 11 novembre 1946 : Premier vol d'un avion à réaction.
- 1970-1980 : Crise du pétrole - conséquences : les machines sont moins lourdes, les matériaux sont plus solides, plus fiables.
- 1978 : Déréglementation aux USA - "**Airline dérégulation Act**", Carter-  
Le transport aérien se popularise.
- 1976 : Concorde (France - Grande-Bretagne)
- 1997: Premier vol Airbus A 340 - Concurrence Europe / USA.
- juin 99 : Salon du Bourget
- 1999 : Pour la première fois, plus de commandes électriques pour Airbus que pour Boeing.

**I.1.2) AVION :**

Pendant la première guerre mondiale, les premiers avions sont mis à contribution. Tout d'abord utilisé comme moyen de reconnaissance, ils deviennent très vite des avions de chasse, pour contrer les missions de reconnaissance ennemies, puis bombardiers, pour opérer sur le front et derrière les lignes ennemies, l'effort de guerre contribue à l'amélioration rapide des techniques tant sur le plan de la motorisation que sur celui de la stabilité des appareils.

Si bien qu'après la sortie de la guerre les nouveaux appareils sont prêts pour la conquête du monde. en 1919 a lieu la première traversée de l'atlantique, depuis terre-neuve jusqu' à l'Irlande, réalisée par Brown et Alcock .En 1927, Charles Lindbergh effectue son légendaire vol en solitaire entre New York et Paris le trajet inverse est réalisé l'année suivante. A cette époque sont mises en place de nombreuses lignes aériennes, réduisant les distances entre les continents. En 1934 est inaugurée la première ligne postale régulière entre l'Europe et l'Amérique du sud, deux navires ancrés dans l'atlantique servent d'aéroport flottant. les lignes postales constituent les premières applications commerciales de l'aviation, car le courrier est un bien léger et facile à transporter, en outre d'une importance primordiale. En Asie on commence à aménager des lignes vers la Chine, l'Inde et l'Indochine, principalement vers les colonies anglaises et françaises. L'URSS développe un important réseau aérien pour pallier le problème de l'immensité de son territoire.

La seconde guerre mondiale donne lieu à un nouvel essor des techniques de l'aviation, dans le même temps, les rôles de l'aviation militaire change radicalement. Du simple rôle d'accompagnement qu'elle avait pendant la première guerre mondiale, elle devient un élément décisif du conflit pendant la deuxième guerre. Une armée victorieuse dans les airs a en général toutes les chances de son côté pour l'issue du conflit. Par ailleurs, une nouvelle pratique de guerre fait son apparition : le bombardement systématique des industries et des villes situées derrière les lignes ennemies, qui entraîne des destructions sans précédent.

## *Chapitre I: INTRODUCTION*

---

Les années de guerre laissent derrière elles un réseau développé d'aéroports et de stations radio, ainsi qu'un important parc d'avions- cargos, à cabines pressurisées, qui peuvent être utilisés pour le transport de passagers (par exemple le "super constellation" de Lockheed, un des principaux appareils de transport de passagers de cette époque).

Il est désormais possible d'acheminer des passagers toujours plus nombreux sur de longues distances, rapidement et par tous les temps. A la fin des années 50, le transport aérien est devenu la solution privilégiée pour les voyages intercontinentaux. La production en série de moteurs à réaction est une étape importante dans l'évolution des performances. Les avions militaires peuvent désormais voler à une vitesse deux fois supérieure à la vitesse du son, les avions civils de transport de passagers gagnent en taille: le nouveau Boeing 707 a une capacité de cent quatre-vingts passagers, contre quatre -vingt dix pour un super constellation.

A la fin des années 60, le Boeing 747 "jumbo jet" transporte jusqu'à cinq cents personnes à une vitesse de près de 1000km/h.

Dans les années 70, le concorde est le premier avion supersonique de transport des passagers.

### **I.1.3) AVIATION:**

Domaine qui regroupe tout ce qui concerne le transport par voie aérienne, c'est - a- dire Les sciences et techniques de l'aéronautique, les moyens de transport (avions, hélicoptères, dirigeables, etc.), les aménagements au sol (aéroports) et la logistique du transport aérien (surveillance des espaces aériens, balises radio, etc.).

Il convient de distinguer entre aviation civile et aviation militaire

- **Aviation civile:**

La situation actuelle de l'aviation civile moderne est extrêmement complexe, et subit des influences de plusieurs natures. tout d'abord, le nombre de passagers en croissance constante - les 2 milliards par an seront bientôt dépassé- a pour conséquence la saturation des aéroports, dont les capacités ne suffisent plus à venir à bout du trafic. Les retards et les annulations de vols pour cause d'encombrement du ciel ne sont pas rares. Les grèves de pilotes et d'aiguilleurs du ciel viennent encore aggraver la situation.

D'autre part, le nombre de passagers sur les lignes intérieures ne cesse de baisser, car les trains à grande vitesse font concurrence aux avions.

Sur le marché des avions de transport, la concurrence est particulièrement intense entre les deux leaders: l'américain Boeing et l'européen Airbus (regroupement de plusieurs constructeurs européens). Boeing a bénéficié pendant la guerre froide des subventions consacrées par les Etats-Unis à l'effort technologique pour se maintenir face à l'URSS. Mais Airbus est parvenu à imposer sa gamme d'appareils et à gagner des parts de marché sur son concurrent.

Il est à noter que la concurrence dans ce domaine n'est pas seulement commerciale, mais elle présente également un aspect politique. Les constructeurs ne peuvent assumer seuls les investissements énormes nécessaires à la conception de nouveaux modèles, et sont de ce fait dépendants des subventions publiques. Les états cherchent à ménager au moins un marché régional pour leurs firmes nationales, au moyen de barrières commerciales. Cette situation aboutit souvent à des conflits commerciaux entre l'Europe et les États-Unis.

Il convient de prendre également en considération les problèmes d'ordre écologique. Dans un premier temps, il était surtout question de pollution sonore. On s'interroge à présent sur les effets à long terme du rejet par les avions de gaz d'échappement dans les hautes couches de l'atmosphère.

On observe actuellement un développement assez inattendu du côté des dirigeables. Plus de soixante ans après la catastrophe d'Hindenburg, qui semblait marquer la fin de l'ère des dirigeables, les usines Zeppelin mettent actuellement au point un nouveau modèle. On espère disposer rapidement d'un moyen de transport pour des charges élevées, capable en outre de desservir des régions difficilement accessibles. Le "Cargo Lifter" devait mesurer plus de 240 mètres de long et transporter des charges pouvant atteindre 160 tonnes. Un exemple de projet d'utilisation serait le transport à partir de l'Allemagne d'une turbine pour la construction d'un barrage en Inde. Il n'existe sur place aucune infrastructure pour l'acheminement par voie aérienne classique, et un transport par mer et par route prendrait des mois. Avec une autonomie de 8000 à 12 000 Km, le Cargo-Lifter devrait être en mesure de remplir cette mission en quelques jours.



- **Aviation militaire :**

Les tout débuts de l'aviation militaire furent plutôt modeste, mais très vite on réalisa que l'on pouvait dans les airs prendre un avantage décisif dans le déroulement d'un conflit. On utilisa tout d'abord les ballons et avions pour disposer d'une vue d'ensemble sur les lignes de front. Puis on remarqua le potentiel offensif de cette nouvelle arme.

Depuis lors, l'effort militaire a été le moteur des progrès les plus marquants de l'aviation.

Après la première guerre mondiale, qui avait déjà vu un certain nombre d'avancées dans les domaines de la construction d'avions et de moteurs d'aviation, des progrès considérables furent accomplis alors que l'Allemagne se préparait activement à la seconde guerre mondiale. Des compétitions étaient organisées pour battre des records de vitesse, le but étant , à terme, d'utiliser comme avions de chasse les appareils coûteux et performants mis au point à cette occasion. Au déclenchement de la seconde guerre mondiale, la supériorité écrasante de la Luftwaffe en matière de technologie, de stratégie et de nombre d'appareil surprit les autres belligérants et les obligea à fournir un effort comparable dans ce domaine. C'est au cours des années de guerre que des innovations telles que la cabine pressurisée , le radar ou le chasseur à réaction virent le jour.

Cette tendance à mettre le progrès technique avant tout au service du militaire s'est prolongés, et même accentuée, pendant la guerre froide. La course à l'armement engloutissait dans les deux camps des sommes fantastiques .Pendant longtemps, pas un seul avion à réaction civil n'a été construit aux Etat -Unis .D'autre domaines techniques profitèrent de cette situation : l'électronique, l'optique, la recherche dans le domaine

des matériaux industriels furent mis à contribution pour concevoir des appareils fiables dans toutes les conditions météorologique, et équipés d'armement intelligents.

On cessa bientôt la construction massive d'avions de guerre pour se concentrer sur la précision et la discrétion des appareils. Le "Stealth Bomber", mis au point dans les années 80, illustre bien cette tendance. Cet appareil est quasiment indétectable par les radars et est ainsi en mesure d'effectuer des attaques surprises, au moyen d'armes intelligentes atteindre leur cible au mètre près. Ces possibilités furent exploitées pendant la guerre du Golfe en 1991. On fit alors remarquer que, pour un observateur extérieur, l'utilisation de ce genre d'engins ressemblait à un jeu vidéo, critique rapidement écartée par la propagande.

Ces derniers temps, l'importance de l'aviation militaire a considérablement décliné, car la menace d'attaque imminente qui planait tout de la guerre froide a aujourd'hui disparu.

Portant, l'évolution suit son cours, même si la pression est moins importante. Les dernières innovations sont des bombardiers intelligents, capable d'atteindre leur cible à très haute altitude au moyen de système de navigation guidée par satellite (GPS).

#### **I.1.4) L'ORGANISATION DES ENQUETES TECHNIQUES :**

L'organisation des enquêtes techniques sur les causes des accidents dans l'aviation civile répond à une exigence de la communauté internationale qui dès décembre 1944 constitua un ordre international de l'aviation civile en adoptant la convention de Chicago et créa l'Organisation Internationale de l'Aviation Civile (OACI). La convention de Chicago fixe la responsabilité de chaque Etat d'ouvrir et de conduire une enquête technique pour tout accident survenu sur son territoire ou dans son espace aérien.

L'OACI, par son Conseil permanent, adopte depuis 1951 en matière d'enquête technique des normes et pratiques recommandées qui font l'objet de l'Annexe 13 à la Convention de Chicago.

En France, les enquêtes techniques ont été conduites depuis la guerre conformément aux prescriptions de la Convention et de son Annexe 13. C'est d'abord dès 1946 le secrétariat général de l'aviation civile et commerciale qui fut chargé de ces enquêtes, puis, depuis le décret du 16 janvier 1952, l'Inspection générale de l'aviation civile au sein de laquelle fut créé le 20 janvier 1962 le Bureau Enquêtes-Accidents (BEA).

Le décret 2001-1043 de novembre 2001 crée le nouvel organisme d'enquête technique, le Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la sécurité de l'aviation civile, qui reprend le sigle BEA, et qui est institué service à compétence nationale rattaché au ministre chargé de l'aviation civile et placé auprès du chef de l'inspection générale de l'aviation civile.

## **1.2.) HISTORIQUE DE L'UNITE D'ACCUEIL :**

### **1.2.1) REPERES HISTORIQUES :**

La compagnie Air Algérie est une entreprise national de transport aérien à utilité public, elle a été crée en 1949 dans le but d'exploiter un réseau dense et régulier de lignes aériennes entre l'Algérie et la France .Ce même réseau était desservi depuis la fin de la seconde guerre mondiale par la société "Air Transport " dans les lignes s'étendaient Afrique occidentale Française.

- Le 23 avril 1953, à la suite d'une fusion de ces deux organismes, la compagnie générale du transport aérien Air Algérie "CGTA" entra officiellement en service.
- Le 18 février 1963, elle est devenue une compagnie nationale sous la tutelle du ministère des transports, l'état possédait 51% des actions de la compagnie.
- L'année 1970 était caractérisée par la croissance dans la participation de l'état (83% des actions), sa flotte, cette mesure a permis à la compagnie de procéder à un renouvellement de sa flotte.
- En 1972 et conformément à la politique de nationalisation, les dernières actions détendues par les sociétés étrangères étaient rachetées par l'état .Air est Algérie est devenue une entreprise totalement algérienne, dont l'étendu de son réseau et l'importance de sa flotte font d'elle d'une des plus importance compagnies aériennes sur le continent africain.
- La principale préoccupation de la compagnie est de satisfaire le besoin de ses clients.

### **I.2.3) ORGANISATION DE LA DIRECTION TECHNIQUE :Figure I.2**

La direction technique est chargée d'assurer la maintenance des appareils proposés à AIR ALGERIE ainsi que ceux qu'il leur sont confiés par les tiers (Étrangers).

Elle est organisée et structurée pour faire face aux travaux d'entretien, de réparation et de révision des équipements ((accessoires et aéronefs)).

Le personnel de maintenance est en majeure partie composée d'agents ayant un profil technique correspondant aux qualifications requises pour l'entretien des avions et de leurs équipements.

- **Procédure de travail:**

A chaque visite programmée, c'est-à-dire l'avion subit une immobilisation pour la maintenance préventive et curative, les techniciens procèdent donc, à des diverses tâches (inspection, vérification et changement des accessoires ...) suivant les protocoles déposés.

**A la fin des visites, l'avion est remis en configuration normale de vol  
Jusqu'à la prochaine visite.**

### **I.2.2) LA COMPOSITION DE LA FLOTTE DE LA COMPAGNIE :**

Après le crash meurtrier du Boeing 737 d'Air Algérie sur l'aéroport de Tamanrasset (1.9000km au sud d'Algérie), le gouvernement Algérien prévoit un premier compte lancer prochainement un appel d'offres pour l'acquisition, des 2003, d'une dizaine d'appareils neufs.

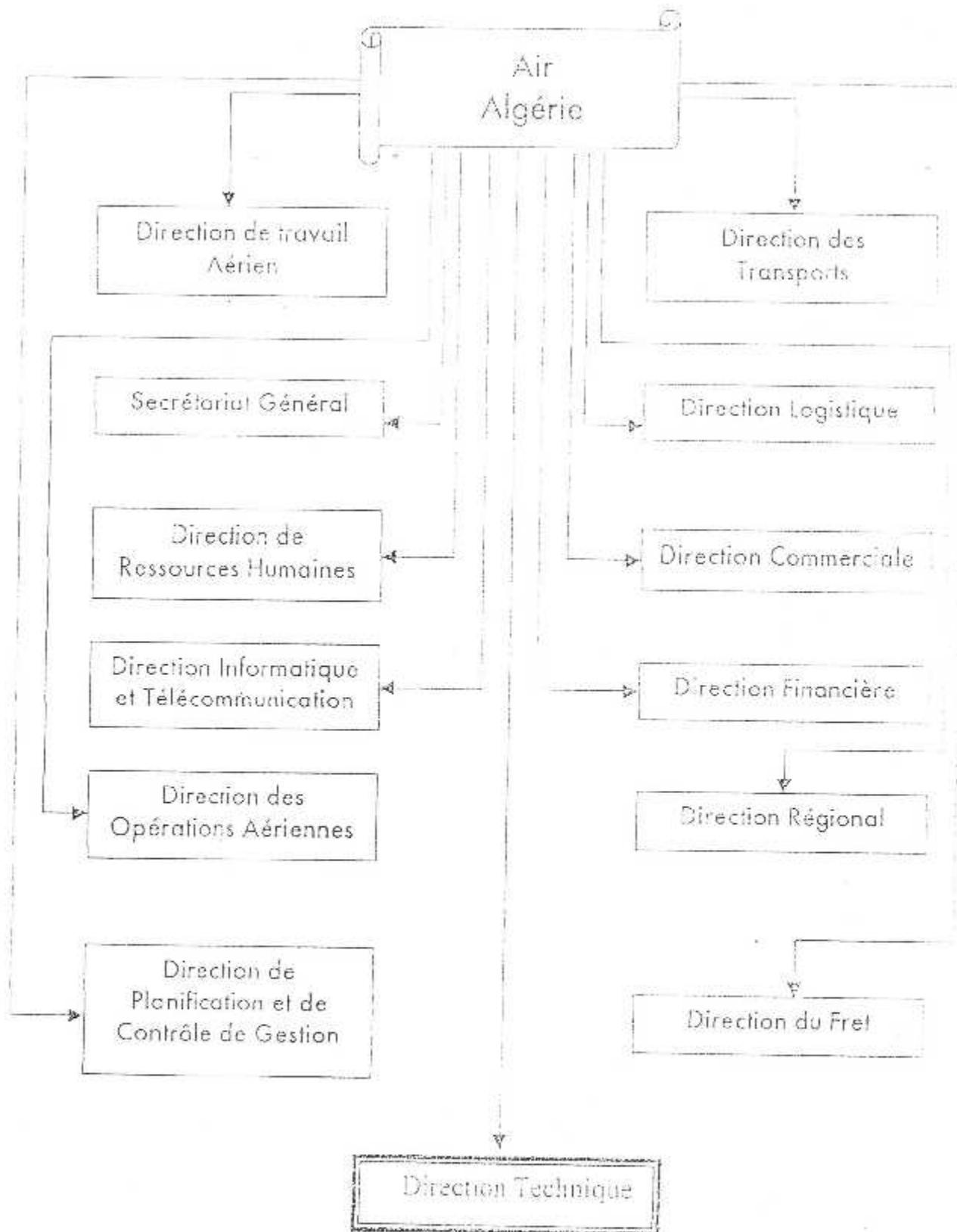
Le renouvellement complet s'étalerait sur trois ans, avec une "opération d'urgence" pour l'année en cours, qui consistera en l'acquisition d'une dizaine d'avions neufs courant 2003, cette mesure servirait au remplacement des plus vieux appareils datant des années 1970 et ayant plus de 25ans de navigation, notamment ceux qui sont sous le coup d'une interdiction de navigation dans les espaces aériens étrangers.

L'avionneur Airbus aurait déjà fait une proposition aux algériennes, et un appel d'offre international sera lancé prochainement par la compagnie nationale publique.

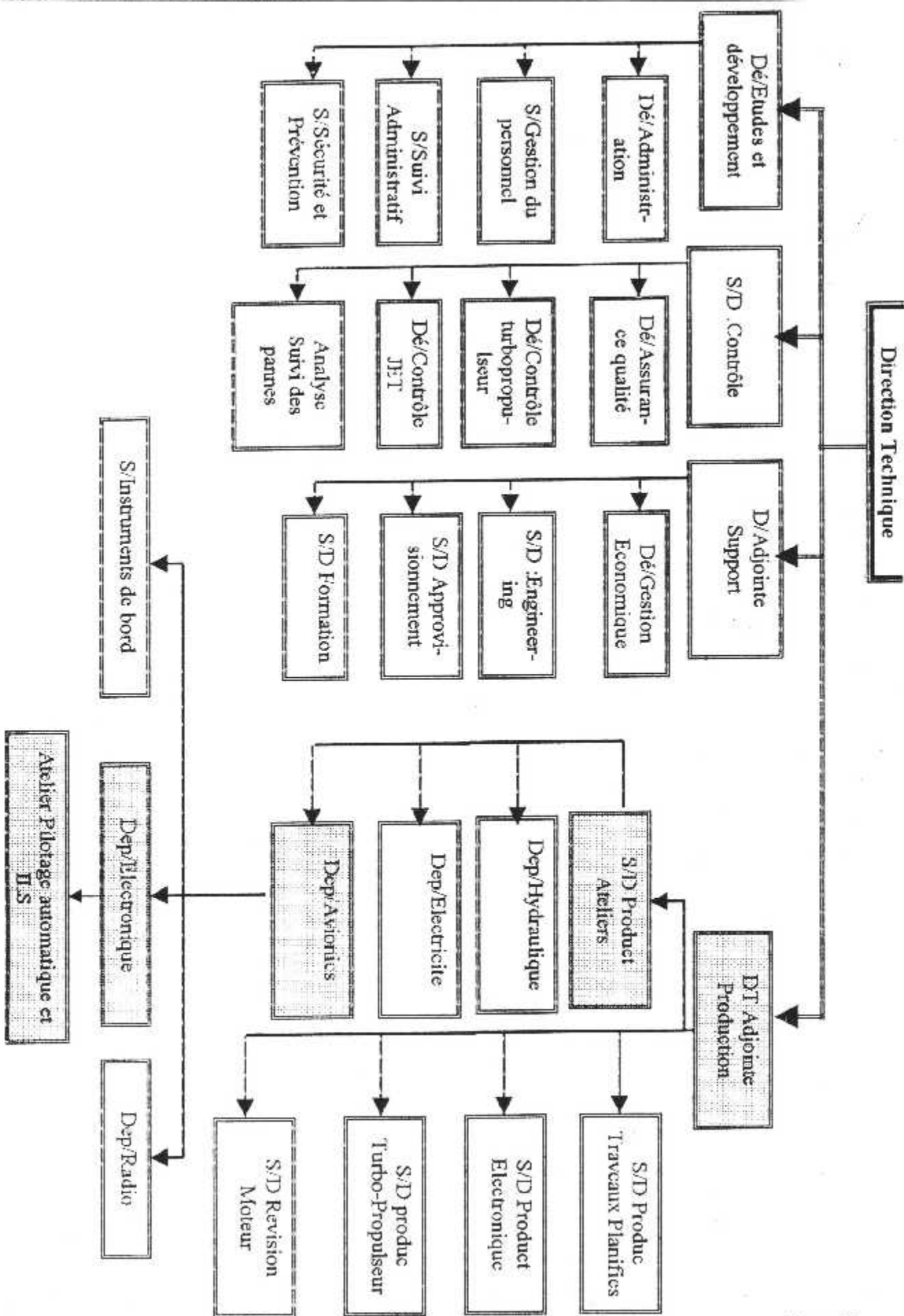
Jusqu'à présent, Air Algérie est équipé essentiellement en Boeing plus au moins anciens la compagnie dispose ainsi de 11 Boeing 727, dont trois sont réformés et trois autres vendus, 16 Boeing 737-200, dont le plus récent a été acquis en 1982, trois Boeing 767, âgés d'une dizaine d'années. Par ailleurs, 12 Boeing 737-600 et 737-800 neufs, utilisés principalement sur les lignes internationales, ont été acquis ces deux dernières années.

La compagnie possède également dans son parc deux Airbus A310 qui datent de 1984 et sept Focker de 40 places dont la mise en circulation remonte aux années 1970.

Le nouveau c'est la compagnie AIR ALGERIE a acheté 06 avions français ATR (Avion de Transport Régional) et 04 avions Air Bus A330



L'ORGANIGRAMME D'AIR ALGERIE Figure I.1



LA DIRECTION TECHNIQUE D'AIR ALGERIE Figure I.2



## CHAPITRE II

# LES FONCTIONS DU PILOTAGE AUTOMATIQUE

### **II.1) INTRODUCTION:**

### **II.2) LE PILOTAGE AUTOMATIQUE :**

II.2.1) ROLE DE PILOTAGE AUTOMATIQUE

II.2.2) FONCTIONS ASSUREES ET POSSIBILITES OFFERTES

II.2.2.1) STABILISATION (FONCTION DE PILOTAGE)

II.2.2.2) LA FACILITE DES EVOLUTIONS

II.2.2.3) GUIDAGE

II.2.3) CONSTITUTION ET FONCTIONNEMENT DE P.A

II.2.4) LES ELEMENTS CONSTITUTIFS FODAMENTEUX

II.2.5) LA BOITE DE COMMANDE DE PILOTAGE AUTOMATIQUE

II.2.6) LA BOITE ACCESSOIRES DU PILOTE AUTOMATIQUE

### **II.1) INTRODUCTION: Figure II.1**

Piloter un appareil, c'est assurer à celui-ci une position angulaire déterminée par rapport à un certain repère de référence.

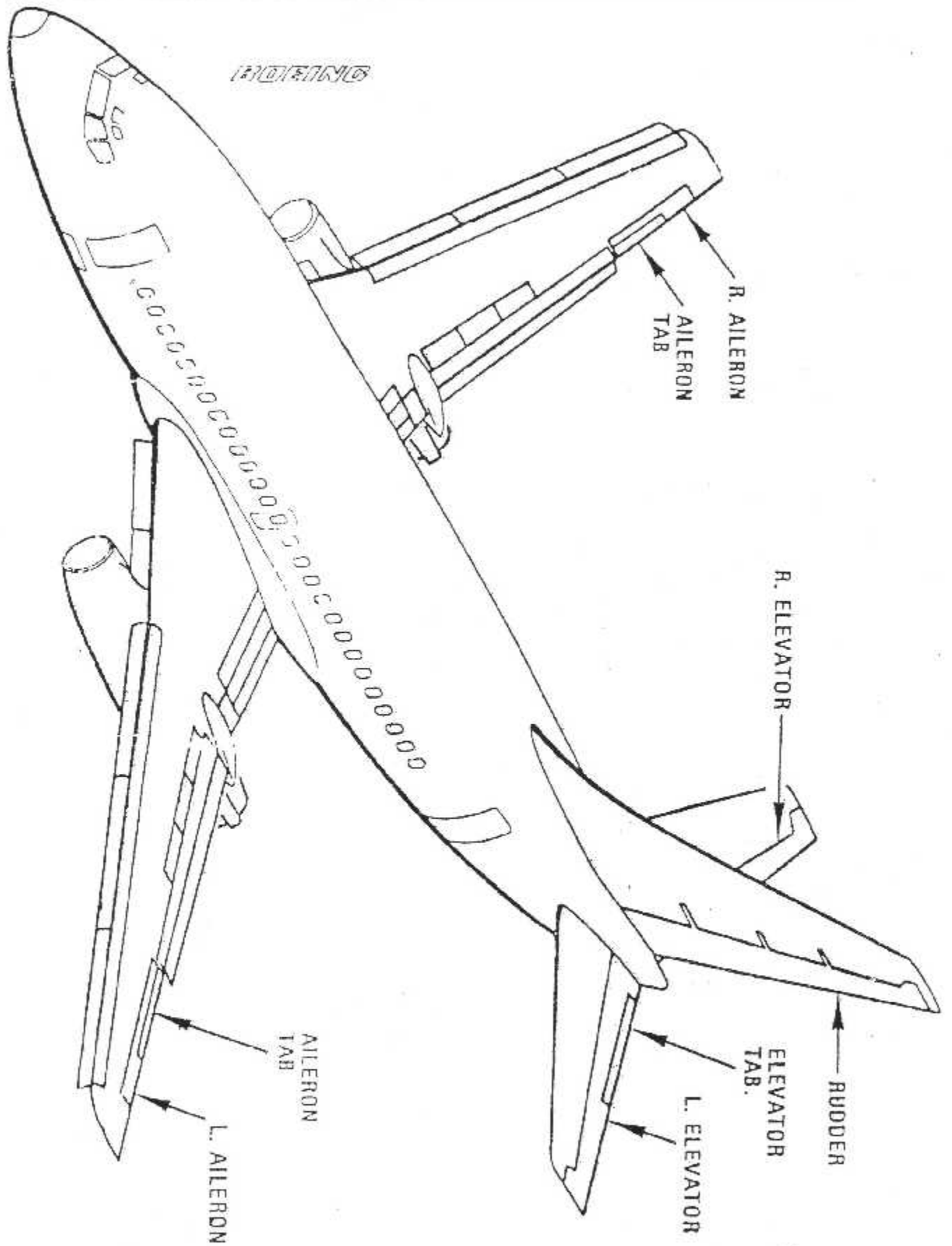
Le pilotage automatique ne consiste pas à choisir cette position mais seulement à assurer qu'elle soit prise et conservée.

Le système de pilotage automatique a deux effets:

- Stabilisation de l'orientation de l'appareil en présence de perturbation.
- L'exécution des ordres du système de guidage.

Le système de pilotage automatique de l'avion BOEING 737-200 est constitué des différents canaux qui sont:

- Le canal de profondeur "PITCH"
  - Le canal de roulis "ROLL"
  - Le canal de lacet "Yaw damper"
1. Le canal de profondeur "pitch" a pour but de canaliser toutes les évolutions de piquées et cabrées de l'avion. Sa principale fonction est le maintien d'altitude.
  2. Le canal de roulis "roll" a pour but de calculer toutes les évolutions de virage (virage à droite, virage à gauche). Sa principale fonction est le maintien du cap.
  3. Le canal de lacet "Yaw damper" a pour but d'amortir l'avion dans toutes ces évolutions de virage et dans les zones de perturbation.



LES COMMANDES DE VOL PRIMAIRES Figure II.1

## II.2) LE PILOTAGE AUTOMATIQUE :

Le principe de pilotage manuel est de suivre une trajectoire horizontale et verticale définie. Pour ce faire, le pilote interprète les instruments à sa disposition et si nécessaire, engage une action sur les gouvernes correspondantes.

Ce processus peut s'apparenter à un asservissement entre le pilote et la trajectoire du centre de gravité de l'avion (position de l'avion grâce à la lecture des instruments de bord).

Pour modifier la position de l'avion dans l'espace (virage, montée, descente...), le pilote doit agir sur les gouvernes et créer du tangage, du roulis et du lacet.

Cette action s'apparente à un deuxième asservissement inclus dans le premier, ou le pilote agit sur les gouvernes pour changer la position de l'avion autour de son centre de gravité.

On retrouve ce principe pour le pilote automatique. Quel que soit le mode engagé, les asservissements de pilote automatique font appel à deux ou trois boucles asservies superposées dont la boucle la plus interne est **la boucle de gouverne** comme le montrent les schémas de la chaîne de roulis et la chaîne de profondeur.

Le pilotage automatique est un dispositif de commande automatique qui maintient l'avion sur un cap magnétique donné, choisi par le pilote et qui fait revenir l'avion à ce cap lorsqu'il en est écarté. Le PA maintient également l'avion autour de ses axes: horizontal, latéral et longitudinal.

### II.2.1) ROLE DE PILOTAGE AUTOMATIQUE : Figure II.2

Le rôle du pilotage automatique consiste avant tout à soulager le pilote dans ses tâches, pour lui permettre de se consacrer à la surveillance et au contrôle du vol.

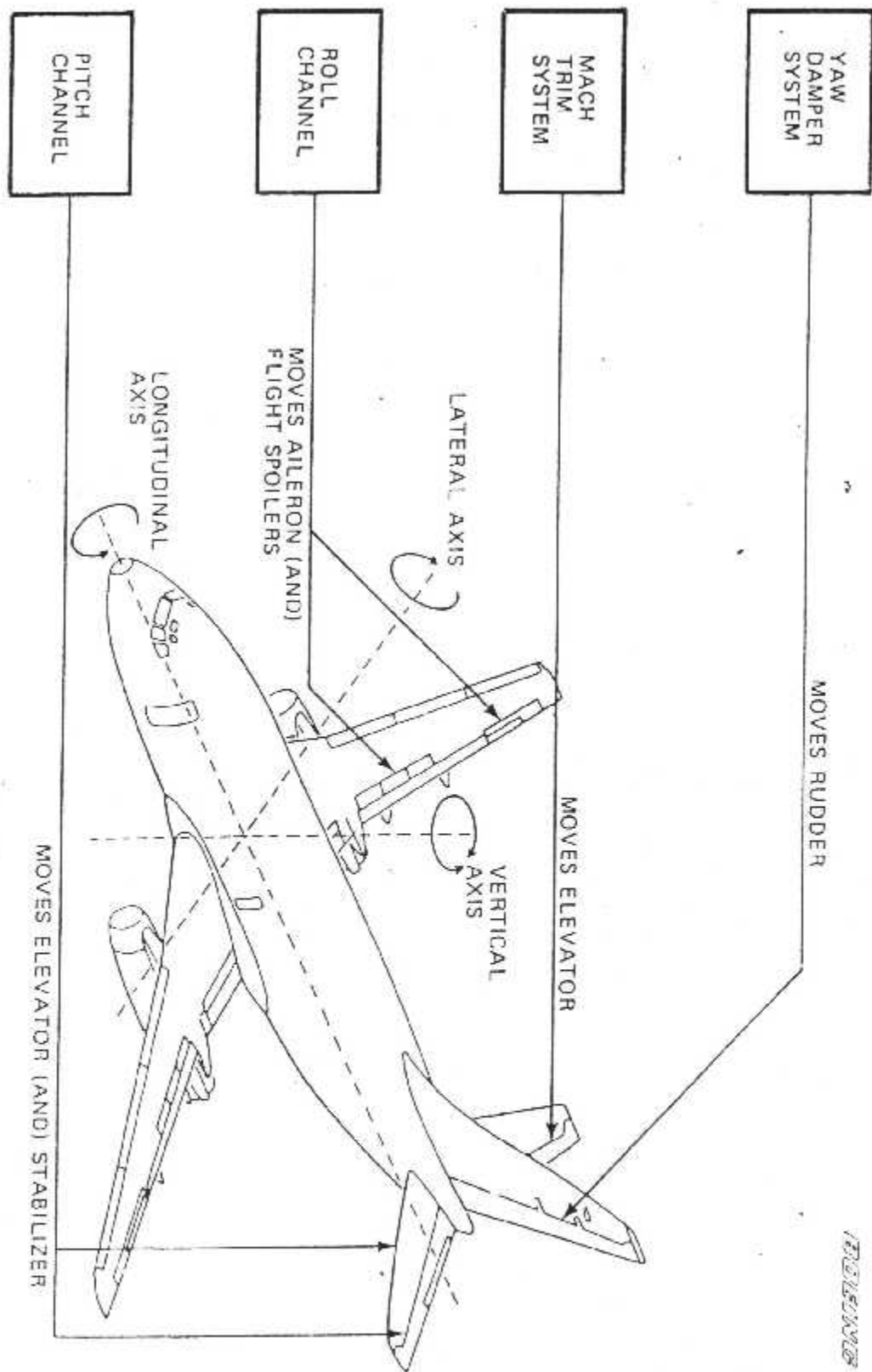
Ce rôle peut être décomposé en trois rubriques essentielles:

- Il stabilise l'avion, fonction à réaliser au cours de vols longs et fastidieux, par la même, il améliore les qualités du vol.
- Il facilite les évolutions grâce aux diverses compensations ou corrélations introduites et dosées automatiquement. Le pilote n'a donc plus qu'un bouton à tourner ou à enfoncer pour réaliser ces manœuvres courantes mais délicates.

\*\* Certains PA permettent d'améliorer le confort du pilotage manuel, pilotage transparent ou CWS (Control Wheel Steering).

- Il guide automatiquement l'avion sur les routes ou dans les plans déterminés et facilite l'exécution des manœuvres délicates tel l'atterrissage. De ce fait, il améliore les performances d'une part et la sécurité d'autre part.





LES SYSTEMES ET LES MOUVEMENTS DE L'AVION. Figure II.2

## **II.2.2) FONCTIONS ASSUREES ET POSSIBILITES OFFERTES:**

### **A) Fonctions assurées:**

Du point de vue mécanique de vol, on peut classier les différentes fonctions d'un P/A. de la manière suivantes:

- Les fonctions de pilotages qui consistent à stabiliser et surveiller les mouvements autour du centre de gravité de l'avion.
- Les fonctions de guidage qui consistent à contrôler automatiquement l'avion sur les routes et dans les plans.

### **B) Possibilités offertes:**

Afin d'illustrer ce qui précède, on peut énumérer de façon non exhaustive les différentes possibilités dans un P.A qui peut être doté.

### **II.2.2.1) STABILISATION (FONCTION DE PILOTAGE) :**

Stabilisation autour des trois axes:

- Tenue de l'assiette longitudinale
- Maintien "ailes horizontales"
- Anti-dérapiage "amortisseur de lacet".

### **II.2.2.2) LA FACILITE DES EVOLUTIONS :**

- Virage à inclinaison consiste avec corrélation (correction de l'assiette)
- Capture d'altitude pression.
- Correction d'assiette lors de la manœuvre des volets d'intrados
- Capture de faisceaux H.S.
- Pilotage transparent

**II.2.2.3) GUIDAGE:**

- Tenue d'altitude- pression
- Tenue de cap affiché au de route inertielle
- Tenue de la vitesse verticale
- Tenue d'axe de radioguidage:

- Axc VOR.
- Faisceaux ILS

**II.2.3) CONSTITUTION ET FONCTIONNEMENT DE P.A :**

**A) Constitution :**

Le pilotage d'un avion s'effectue autour de trois axes (tangage, roulis, lacet). un P.A se comporte généralement de trois chaînes ou canaux de pilotage:

- A.1)** Une chaîne de tangage (profondeur).
- A.2)** Une chaîne de roulis (gauchissement).
- A.3)** Une chaîne de lacet (direction).

Ce pendant, certains avionneur préfèrent dissocier la chaîne de lacet dont le but essentiel est d'amortir les oscillations de dérapage, des deux autres chaînes.

Dans ce cas le P.A est constitué de deux chaînes seulement, de lacet étant contrôlée par un système séparé dénommé " amortisseur de lacet" (yaw damper).



**B) Le fonctionnement :**

Chacune des chaînes du pilotage automatique constitue un servomécanisme qui asservi l'avion autour de l'axe correspondant à des ordres imposés par le pilote.

**II.2.5) LES ELEMENTS CONSTITUTIFS FODAMENTEUX :**

Chaque chaîne comporte les éléments constitutifs fondamentaux suivants:

**A) Des organes d'affichage d'ordre E**

Ordres imposés à l'avion encore appelés " MODES ou FONCTION"

**Exemple:**

- E = assiette longitudinale et cap imposé
- = virage inclinaison à l'altitude constante
- = capture de faisceaux ILS
- Etc.....

Les ordres imposés à l'avion peuvent bien être entendus en un seul, suivant les cas d'utilisation du pilotage automatique et la nature de la chaîne de pilotage: profondeur, roulis, lacet.

**B) Des détecteurs S:**

S= repenses de l'avion aux ordres E

Retour d'asservissement



**II.2.8) LA BOITE DE COMMANDE DE PILOTAGE AUTOMATIQUE : Figure II.3**

La boîte de commande du pilotage automatique se trouve dans le cockpit à la portée du commandant de bord elle sélectionne les différentes fonctions du pilotage automatique d'où elle comprend:

**1) Les palettes d'engagement des calculateurs de roulis et de profondeur:**

- La première palette permet d'engager le calculateur de roulis (Roll Control Channel).
- La deuxième palette permet d'engager le calculateur de profondeur (Pitch Control Channel).

**2) Le sélecteur de mode du calculateur de profondeur :**

Les positions du sélecteur de "PITCH" sont :

- **La position "Turbulence"** : (Turb) celle-ci est utilisée en présence de turbulence dans l'air .
- **La position "Off"** : Le sélecteur de pitch ne rentre pas en compte dans cette position
- **La position "Maintien d'altitude"**: (Altitude Hold) cette fonction permet de maintenir l'altitude de l'avion .

**3) Le sélecteur du mode de navigation: (NAV mode selector).**

Le sélecteur du mode de navigation a trois positions:

- **La position MAN**: C'est la position qui permet de navigation en mode HDG Select (position initiale).
- **La position VOR/ LOC** : Celle-ci permet de passer au mode VOR/LOC.
- **La position AUTO/APP**: celle-ci est utilisée pour l'auto approche du boeing lors de l'atterrissage .

**\*\* La position MAN/ G/S :** Cette position permet de forcer la capture du (LOC) (fréquence paire) pendant le vol, dès son enclenchement le sujet descend de 3°.

La sélection du mode navigation revient à son mode manuel, si la bobine du sélecteur n'est pas alimentée .

#### **4) Un switch de sélecteur de système : (System Selector)**

C'est un sélecteur de servocommande hydraulique .Il est opérationnel en "B" dans a position "INOP" le pilotage automatique ne s'engage pas.

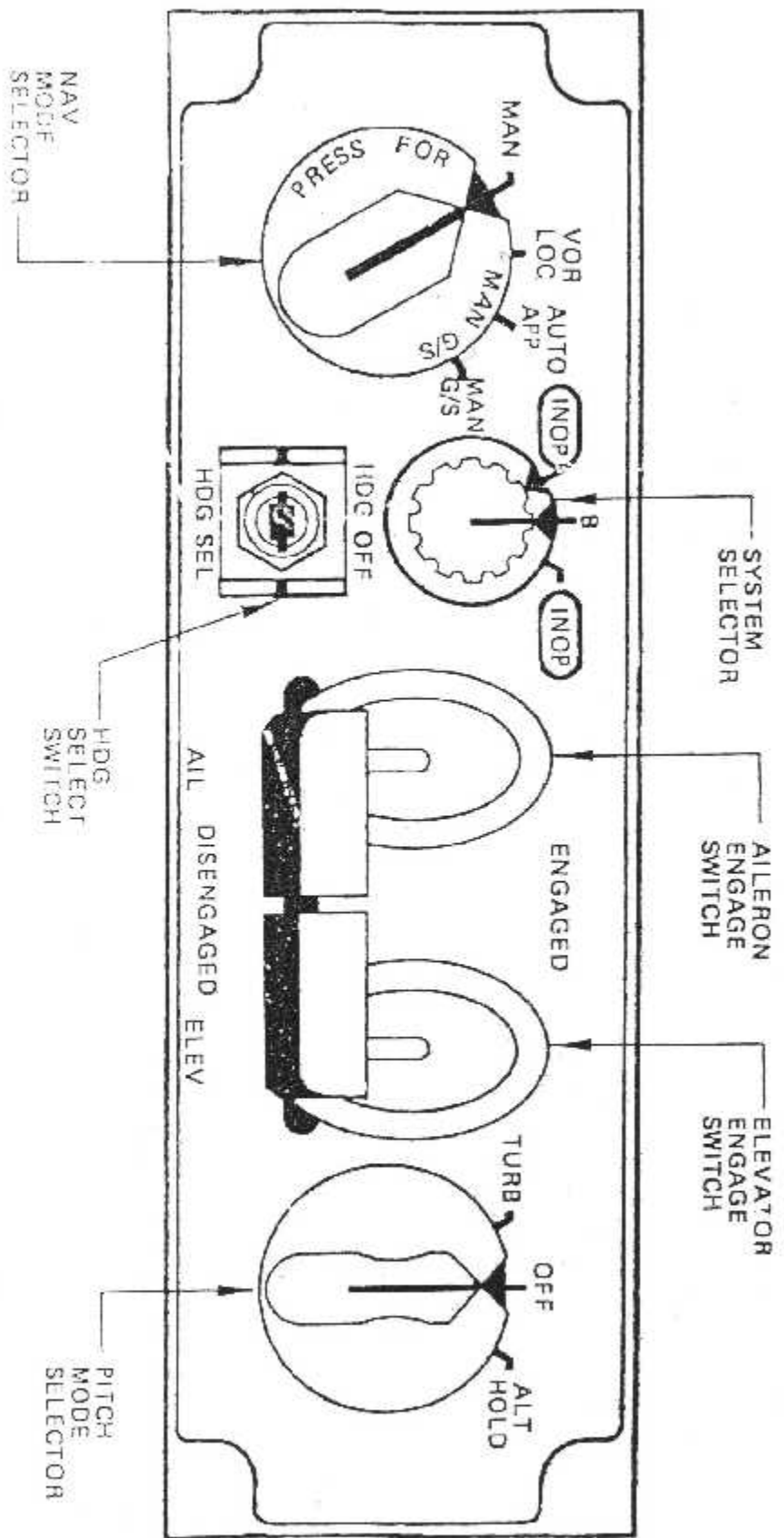
#### **Remarque :**

Dans les anciens '737' ce sélecteur contenait la position "B" ainsi que la position "A" , pour commuter entre les servocommandes "A". "B" , par défaut le pilotage automatique est effectué avec la servocommande "B" en premier lieu .

#### **5) Le switch de sélection de cap : (Heading Select Switch)**

Il a trois positions :

- **La position Centrale :** La position centrale est automatique, c'est la position originale du commutateur .
- **La position cap sélectionné :** (Heading Selected) Le pilote actionne ce bouton après avoir sélectionné l'angle que doit faire le nez de l'avion le nord magnétique (le cap).
- **La position Cap non sélectionné :** (Heading Off) Dans cette position , le cap présélectionné est plus suivi , l'avion se refera au roulis du manche de commande du pilote.



LA BOITE DE COMMANDE DE PILOTE AUTOMATIQUE Figure II.3

**II.2.6) LA BOITE ACCESSOIRES DU PILOTE AUTOMATIQUE :**

La boite accessoires pilotage automatique comprend quatre circuits d'interrupteurs calibré à 100 ms en cas de perte d'alimentation inférieur à 100 ms le système reste engagé.

- Sélecteur de mode de navigation.
- Le calculateur de roulis (ROLL).
- Le calculateur de profondeur (PITCH).
- Le calculateur de lacet (YAW damper )

Un module flasheur, en cas de désengagement du pilotage automatique deux lampes rouges clignotent au niveau du cockpit , coté commandant de bord et coté copilote .

Ceci permet le signal du commandant de bord de désengagement du P.A.

Il y a deux relais , système hydraulique et système H.S.

## CHAPITRE III

# LE CALCULATEUR DE LA CHAÎNE DE ROULIS

**III.1) GENERALITES :**

**III.2) PRINCIPE DU FONCTIONNEMENT DE LA CHAÎNE DE ROULIS :**

**III.3) DEFINITION DE CALCULATEUR DE LA CHAÎNE DE ROULIS :**

**III.4) LA COMPOSITION DU CALCULATEUR DE ROULIS :**

III.4.1) DEFINITION DES COMPOSANTS DE CALCULATEUR DE ROULIS :

**III.5) FONCTIONNEMENT :**

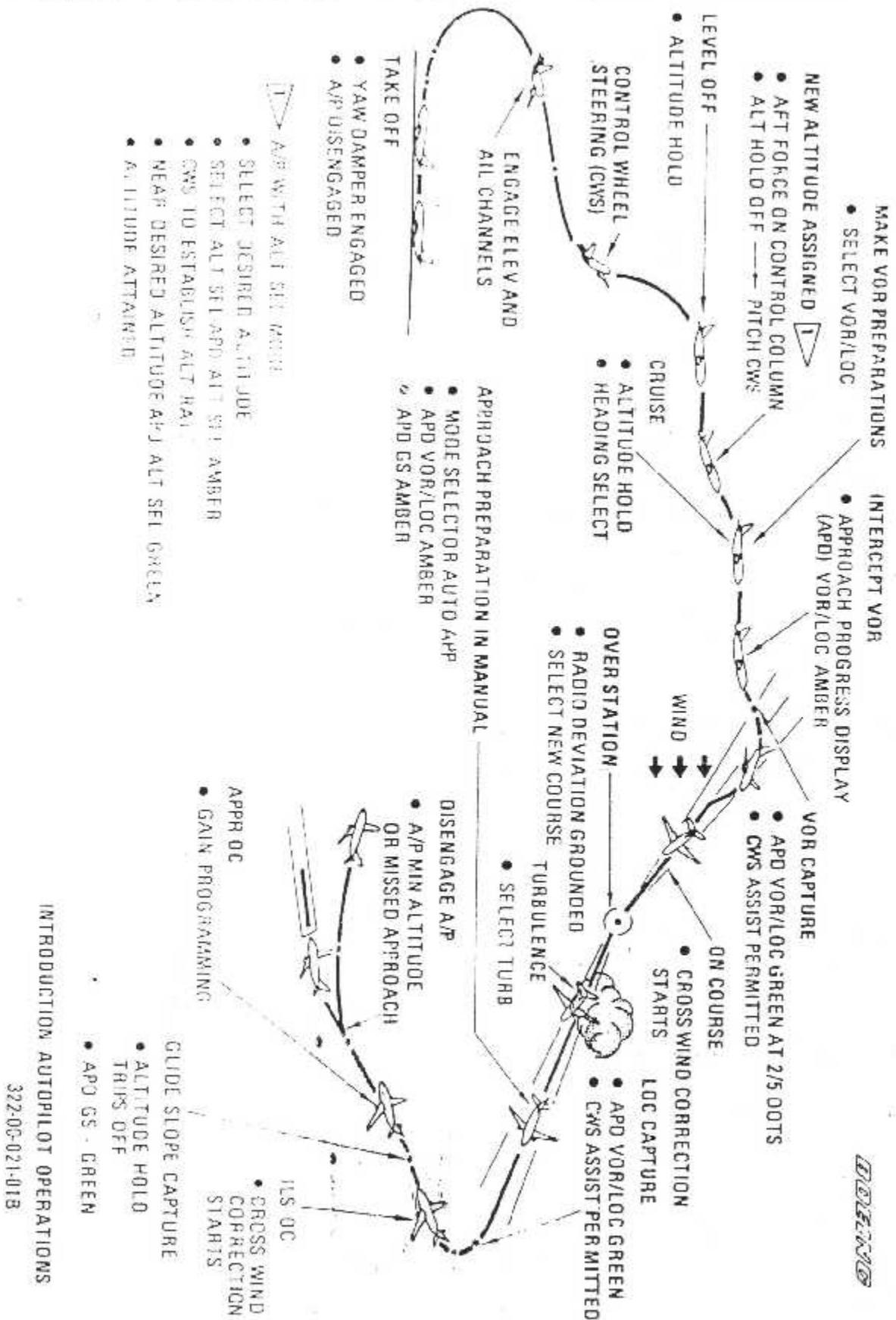
III.5.1) Avant l'engagement

III.5.2) Apres l'engagement

**III.6) LOGIQUE DE LA FONCTION HEADING SELECT, HEADING HOLD (CENTRE) ET HEADING OFF:**

III.6.1) GENERALITES

**III.7) LES MODES DE FONCTIONNEMENT DE LA CHAÎNE DE**



INTRODUCTION AUX OPERATIONS DE P.A Figure III.1

### **III) LE CALCULATEUR LA CHAÎNE DE ROULIS (RCC) :**

#### **III.1) GENERALITES : Figure III.1**

Cette chaîne constitue le mode latéral, du pilote automatique, dans le sens où elle gère la stabilité latérale de l'avion.

Le mode de base de la chaîne de roulis est de maintenir le roulis ou l'assiette latérale que possédait l'avion au moment de l'embrayage du pilote automatique.

Le calculateur de roulis (RCC) donne une stabilisation à l'avion dans l'axe latéral, dès que le Switch aileron qui se trouve dans la boîte de commande P.A est en position (ENGAGED).

#### **III.2) PRINCIPE DU FONCTIONNEMENT DE LA CHAÎNE DE ROULIS : Figure III.2**

Le pilote envoie des consignes par l'intermédiaire du poste de commande du pilote automatique (la boîte de commande de pilote automatique).

La consigne élaborée est transformée dans le calculateur de roulis (RCC) puis amplifiée en un ordre de braquage commandé ( $\beta_c$ ). Cet ordre de braquage (électrique) est envoyé à un servo commande hydraulique qui applique un braquage  $\beta$  aux ailerons de l'avion.

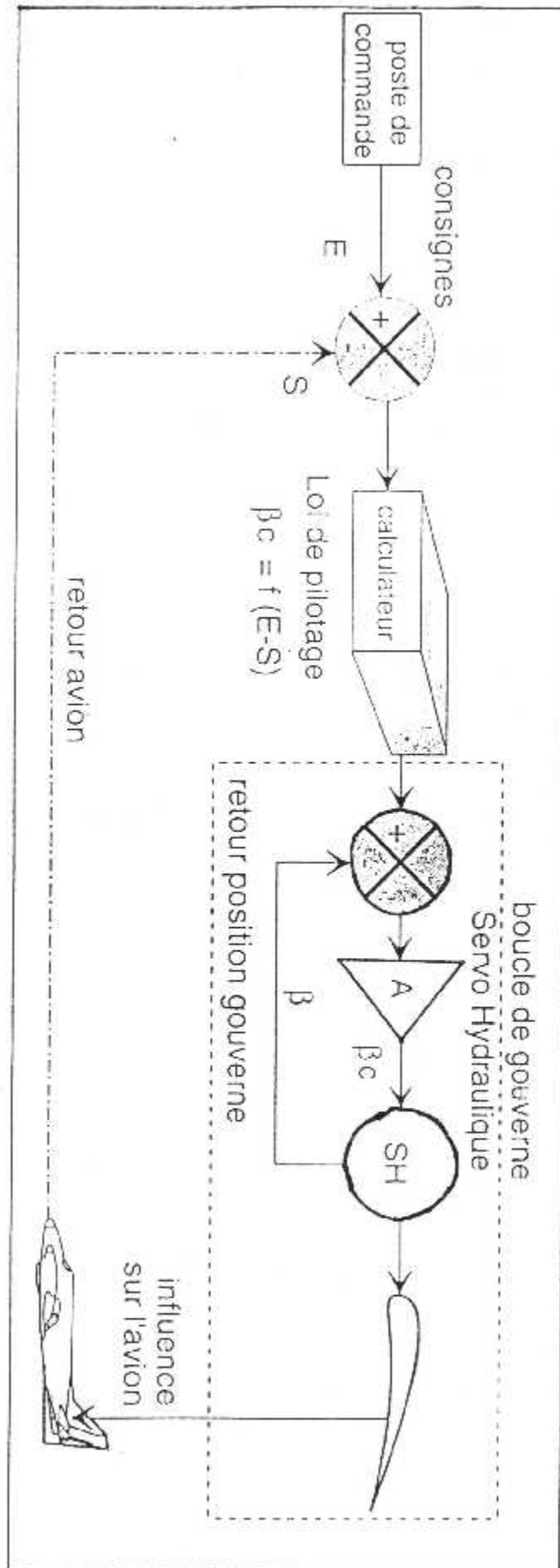
- La boucle des ailerons réalise ensuite  $\beta_{sortie} = \beta_{commande}$ .
- La boucle avion vérifie que la trajectoire de l'avion est conforme aux consignes envoyées par le pilote (entrée = sortie).



**III.3) DEFINITION DE CALCULATEUR DE LA CHAINE DE ROULIS :**

Le calculateur de roulis est un accessoire, qui a pour but de traiter toutes les évolutions du virage avec une limite stop de 32° (virage à droite et virage à gauche) pour le Boeing 737-200.

Il effectue aussi les fonction control Wheel Steering, Heading Sélect et mode VOR/LOC.



PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT DE (RCC) Figure III.2

**III.4) LA COMPOSITION DU CALCULATEUR DE ROULIS : Figure III.3**

Le calculateur de roulis comprend :

- Compas Gyroscopique De Taux De Roulement (Roll Rate Gyro).
- Servo Ampli de Roulement ( Roll Servo Ampli).
- Synchroniseur De Titre (Heading Synchroniser).
- Ordinateur De Roulement (Roll Computer).
- Coupleur Lateral De Chemin (Lateral Path Coupler).
- Calibreur De roulement (Roll Calibreur).
- Assemblée De Bloc De Roulis (Roll Rack Assembly).

**III.4.1) DEFINITION DES COMPOSANTS DE CALCULATEUR DE ROULIS :**

**A) Compas Gyroscopique De Taux De Roulement (ROLL RATE GYRO):**

C'est un accessoire. qui détecte tous les mouvements de l'avion. ces signaux sont envoyés au servo ampli du roll control Channel, afin d'amortir les signaux de commande d'attitude.

**B) Servo Ampli de Roulement (ROLL SERVO AMPLI) :**

C'est un module. qui amplifie les signaux provenant du roll computer et les envoie au servo commande (ailerons).

**C) Synchroniseur De Titre (HEADING SYNCHRONISER) :**

C'est un module. qui nous donne la référence du cap. il a pour but de synchroniser la position d'avion par rapport au nord magnétique. Il traite aussi la fonction Heading Select ( HDG SELECT).

**D) Ordinateur De Roulement (ROLL COMPUTER) :**

C'est module qui calcule et traite toutes les informations d'entrées (CWS- HDG Sélect-VOR/ LOC) et les envoie au Roll Servo Ampli. Il reçoit principalement la référence du vertical gyro (l'assiette de l'avion).

**E) Coupleur Lateral De Chemin (LATERAL PATH COUPLER) :**

C'est un module qui reçoit et traite les signaux radio et les envoie aux différents modules.

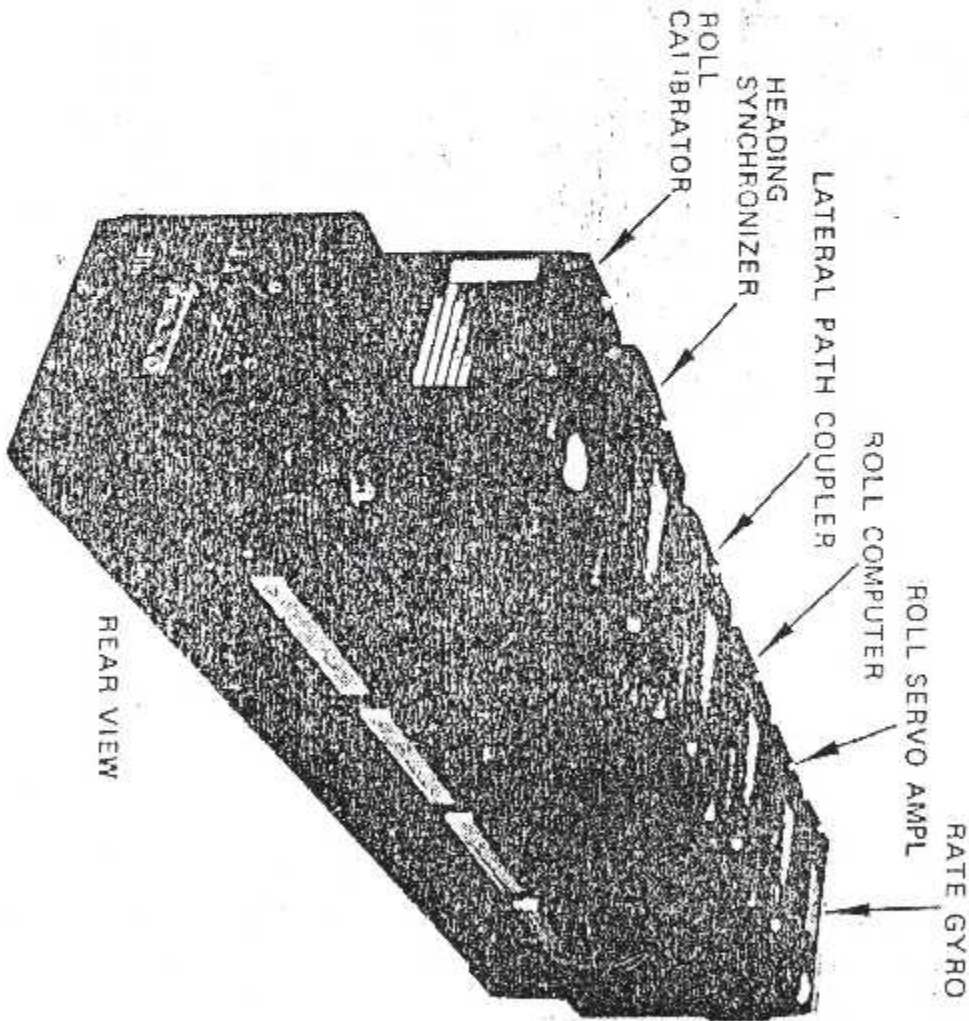
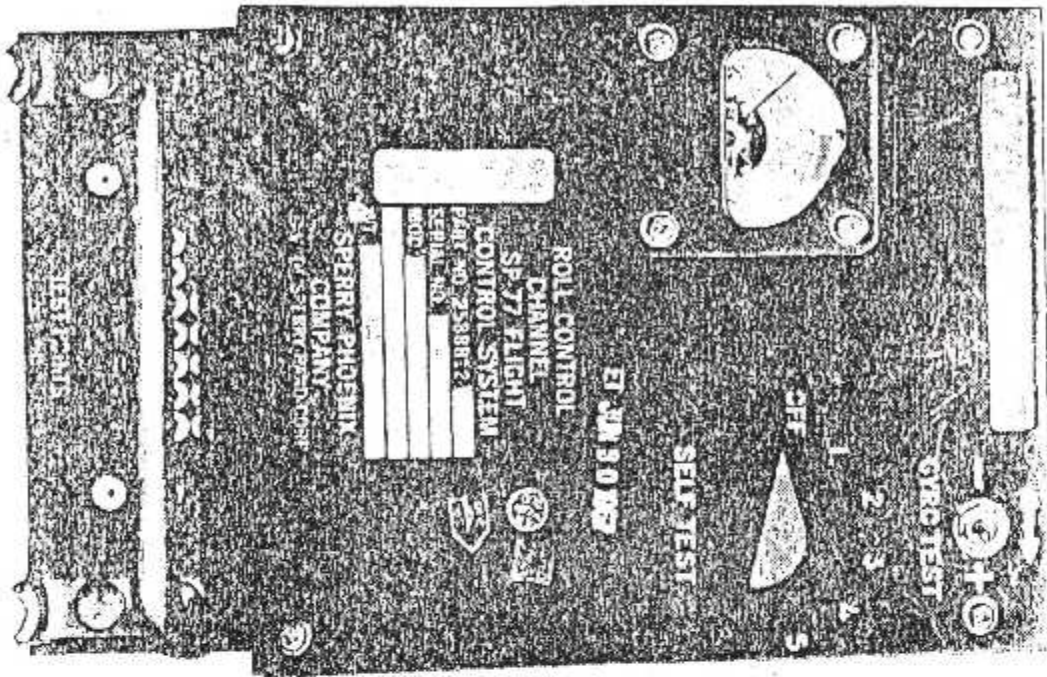
**F) Calibreur De roulement (ROLL CALIBREUR) :**

C'est un module, comprenant un réseau des résistances et transformations d'adaptation d'impédance. Il sert surtout à adapter les signaux de commande vers le calculateur de roulis.

**G) Assemblée De Bloc De Roulis (ROLL RACK ASSEMBLY) :**

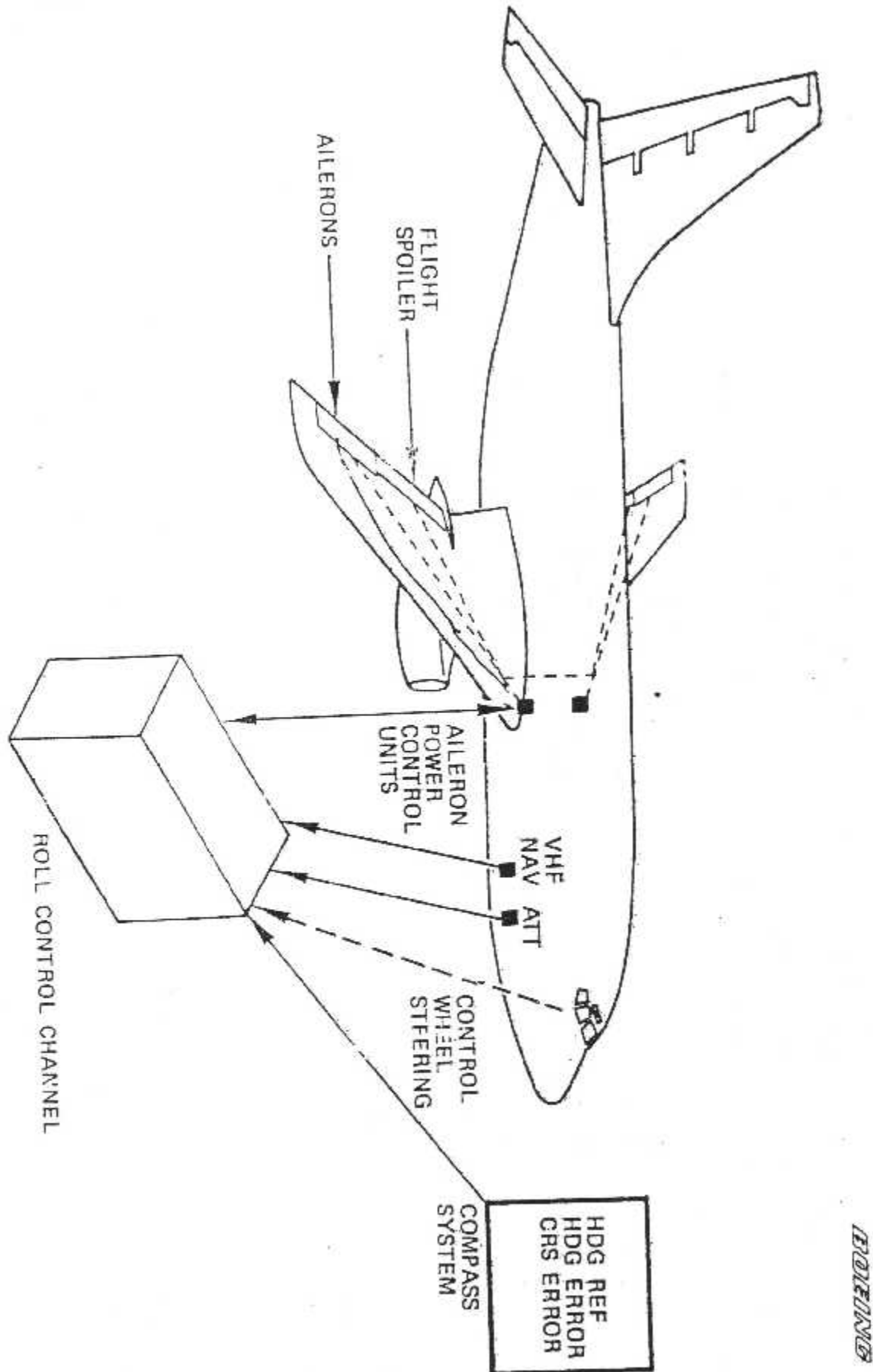
**II. COMPREND :**

- **Une carte logique d'interlock :** qui sert à :
  1. L'engagement du calculateur de roulis.
  2. L'excitation de la bobine d'engagement.
  3. Engagement de la palette.
  4. Maintien du sélecteur heading mode sur position VOR/LOC (armé-capture).
  
- **Une carte d'alimentation :** elle fournit l'alimentation nécessaire aux différents composants du roll tel que ( +5.5 VDC, -15VDC, +15VDC , +30VDC, +26 VAC , 26 VRM OUT PHASE).

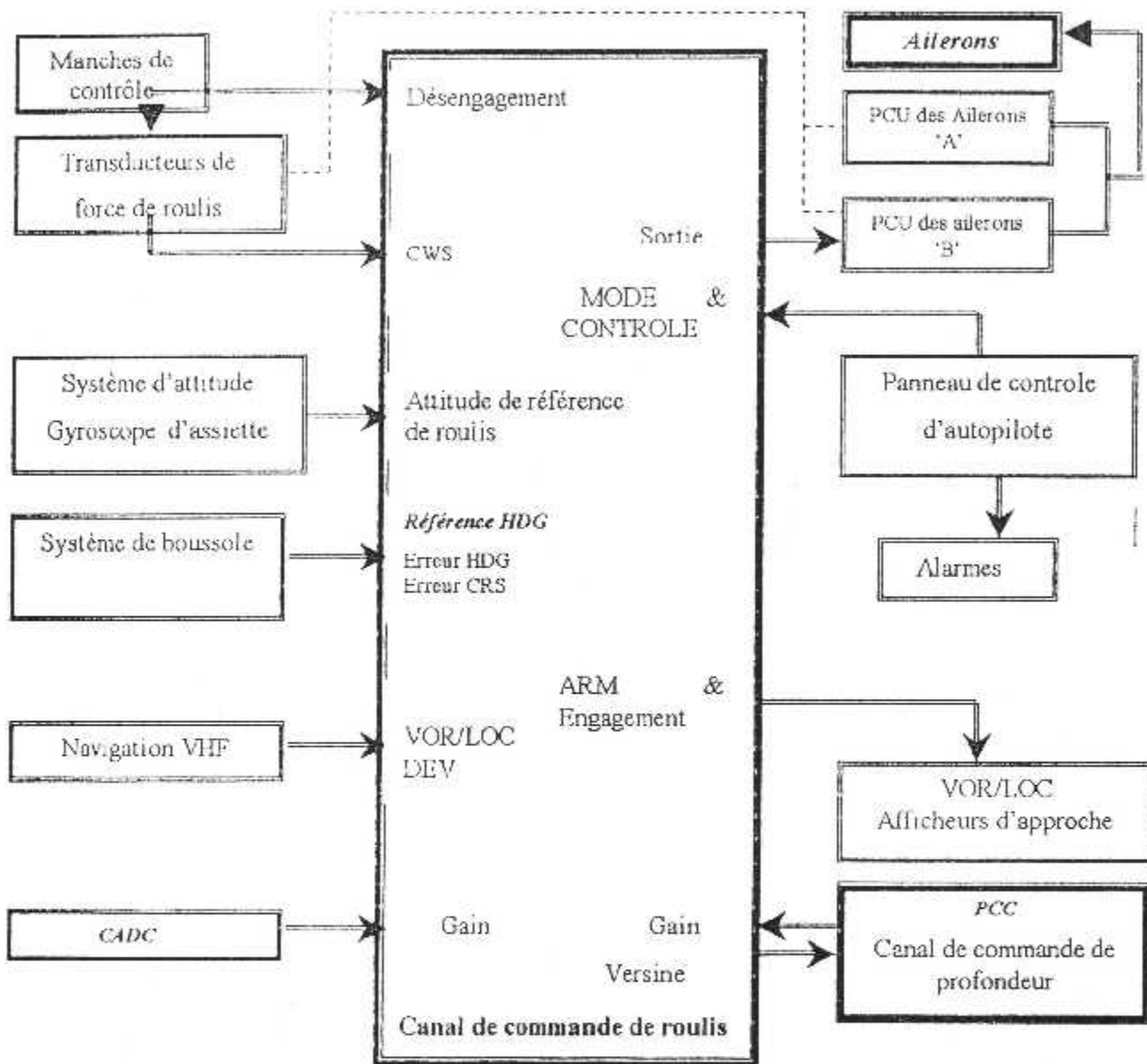


BOEING

LES COMPOSANTES DE CALCULATEUR ROULIS Figure III.3

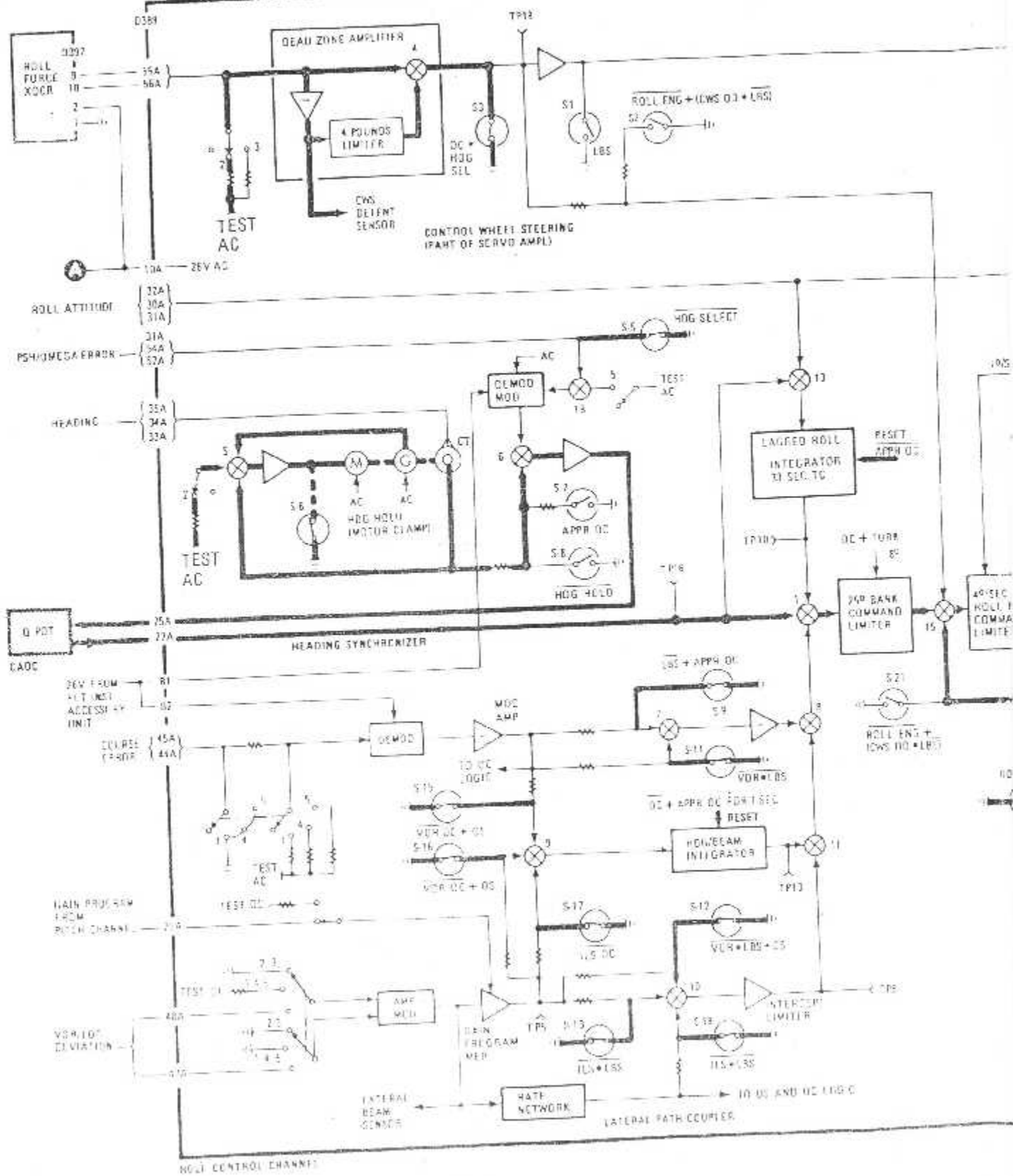


LE CALCULATEUR DE LA CHAINE DE ROULIS Figure III.4



SCHEMA FONCTIONNEL DE SIGNAL DU (RCC) Figure III.5

# Chapitre III : LE CALCULATEUR DE

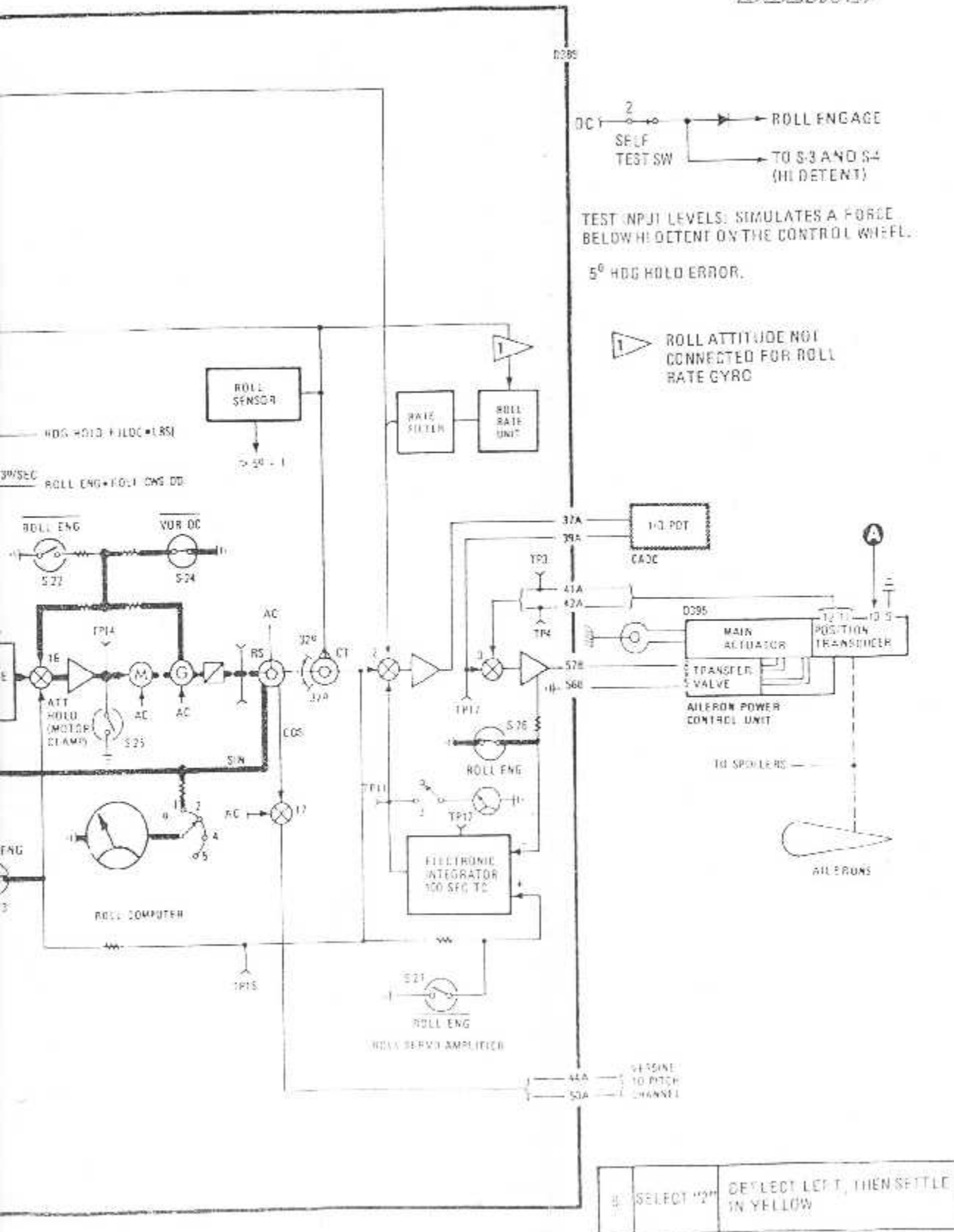


SCHEMA ELECTRIQUE DE



# LA CHAINE DE ROULIS

606107



LA CHAINE DE ROULIS Figure III.6

### **III.5) FONCTIONNEMENT :**

#### **III.5.1) Avant l'engagement :**

- **Mode de synchronisation :**

La synchronisation du calculateur de roulis est une opération, qui se fait automatiquement dès la mise sous tension. L'axe de roulis est synchronisé de façon à maintenir l'équilibre du circuit de sortie de l'amplification (aileron) afin que l'engagement ne produit aucun changement brutal d'attitude.

Elle est réalisée dans un intervalle de virage, qui va  $0^{\circ}$  à  $32^{\circ}$ . La synchronisation de roll se fait en trois phrases :

- 1) Synchronisation de Heading Synchroniser.
- 2) Synchronisation de roll computer.
- 3) Synchronisation de servo ampli.

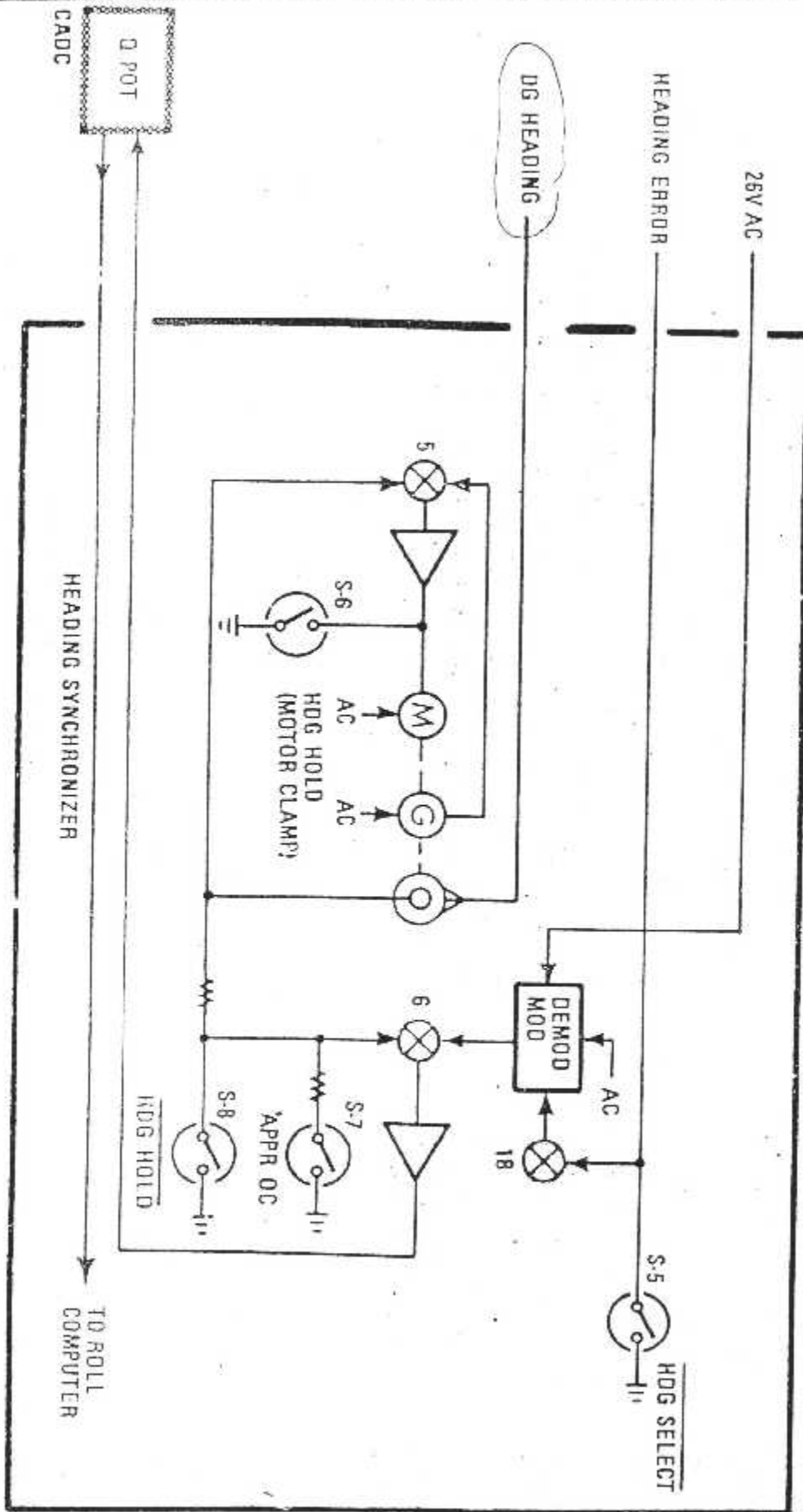
**1) Synchronisation du CAP (HDG Synchroniser) : Figure III.7**

Le roll Control Channel est synchronisé avec la référence du (DG). La boucle d'asservissement de la section heading consiste :

Un moteur, un générateur et un synchro sont couplés mécaniquement, le stator du synchro CT (Control Transformer) est couplé au stator du HDG synchro dans le DG (Directionnel Gyro).

Si la direction du DG change, un signal est perçu à la sortie du rotor au point de sommation (5). Ce signal est amplifié et fait tourner le moteur, la vitesse de moteur ne dépend que de la fréquence.

La présence du générateur, transforme la vitesse de rotation proportionnellement au signal de commande, et permet d'avoir un temps de réponse très court à des variations du signal de commande. Le changement de position du synchro CT réduit le signal perçu par le rotor jusqu'au nul, à ce moment là, le moteur s'arrête, ce même synchro et le signal de sortie du rotor seront utilisés par une autre boucle d'asservissement, qui incluse l'avion lorsque la logique HEADING HOLD est vraie, à ce moment là sortie de l'ampli est à la masse.



BREVETÉ

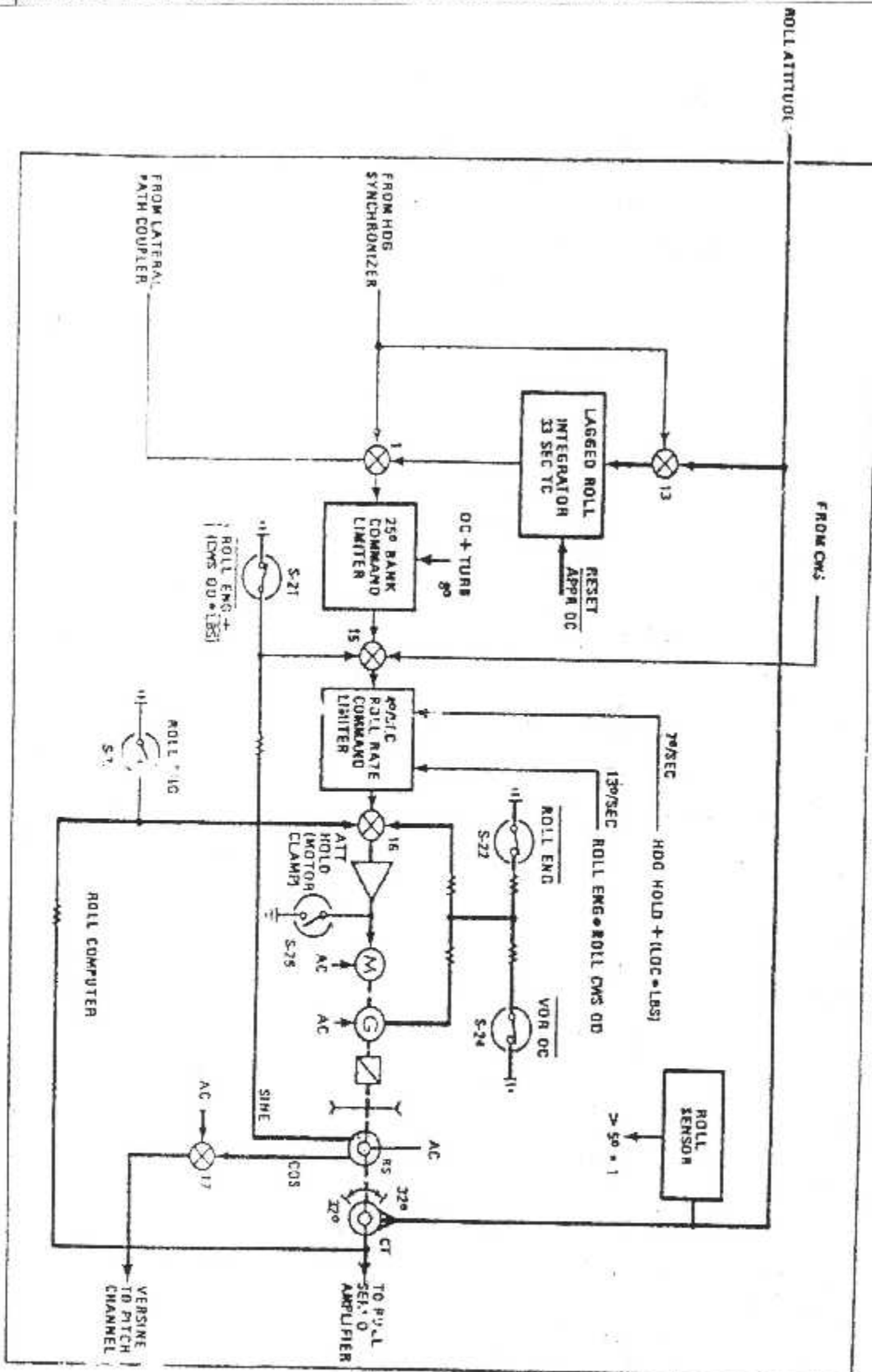
SYNCHRONISATION DU CAP (HDG SYNCHRONISER) Figure III.7

**2) Synchronisation du roll computer : Figure III.8**

Le mode de synchronisation nous permet d'avoir un nul à la sortie du control transformer (CT) avant l'engagement du roulis grâce au switch S23 , qui est sur la position OFF .

On a un signal de référence, (signal du VG) qui va au control transformer et à sa sortie, on trouve un signal qui va au point de sommation (16) pour fermer une boucle d'asservissement, de telle façon à annuler le signal et avoir la ailler on neutre (ce signal de retour est en opposition de phase et proportionnel).

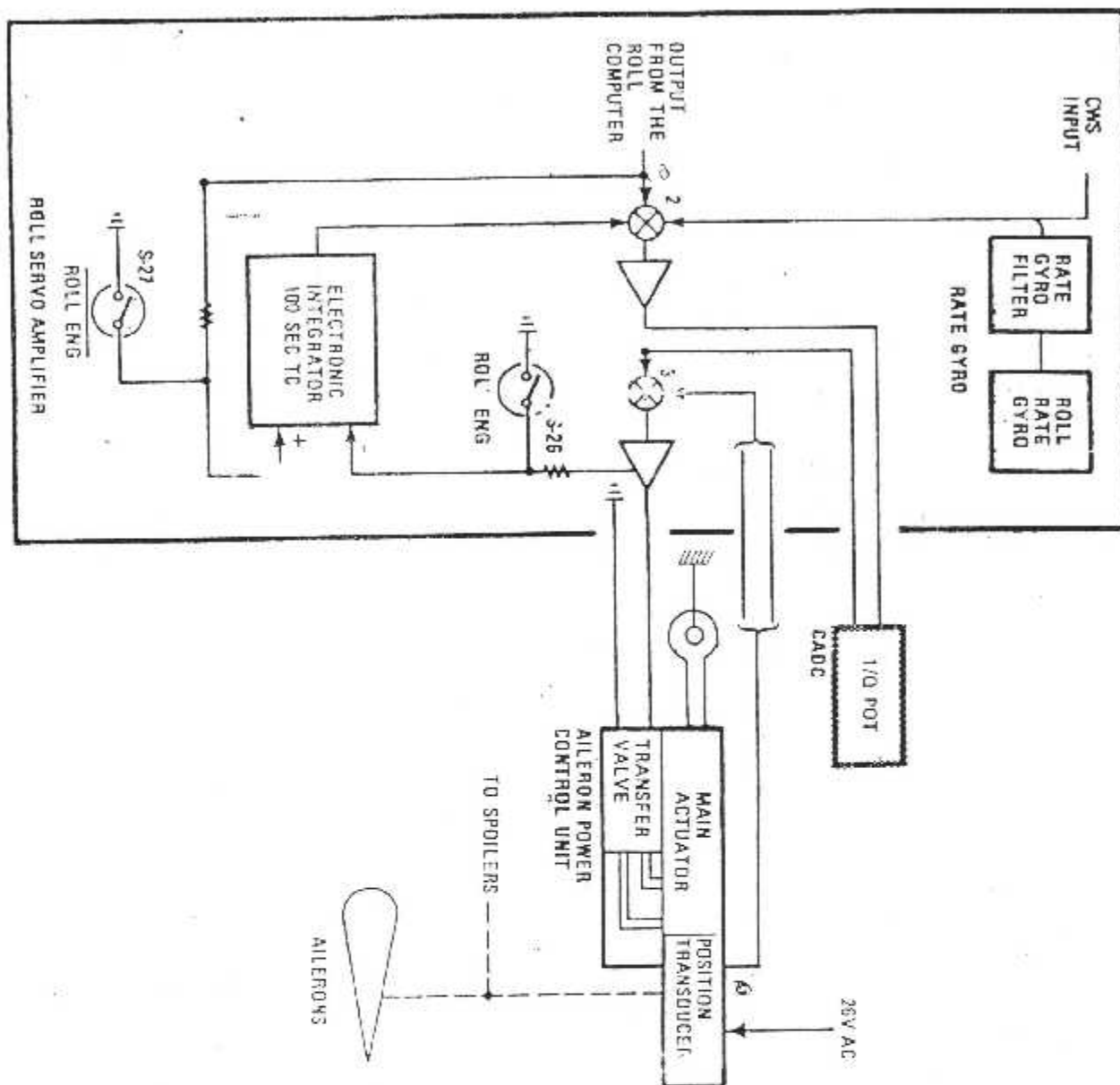




SYNCHRONISATION DE ROLL COMPUTER Figure III.8

### **3) Synchronisation du Servo Ampli : Figure III.9**

Avant l'engagement du roll( c'est-à-dire le swich S26 n'est fermé et le swich S27 est fermé) donc l'entrée de l'intégrateur est mise à la masse dans l'intégrateur , ce signal sera phase opposé à celui de commande .Les deux signaux s'additionneront algébriquement au point de sommation (3) jusqu'au nul, lorsque l'entré de l'amplificateur est nul la synchronisation s'achèvera .



SYNCHRONISATION DE SERVO AMPLI Figure III.9



• **Engagement logique du roll : Figure III.10**

Pour que le switch "ALL ENGAGE" se déplace vers la position engage, le déverrouillage d'engagement est conditionné par l'excitation de la bobine.

1. La masse de la bobine est donnée par le contact du relais à l'état repos (aileron force limiter) et le contact de switch d'engagement à l'état repos.
2. La tension 28 VDC est donnée par la condition de la validité logique de la porte © qui se trouve dans la boîte de commande (pilotage automatique) qui est conditionné par 3 entrées :
  - La première entrée est conditionnée par la porte "ET", qui se trouve à l'intérieur de la carte d'interlock du calculateur de roulis, qui est elle-même conditionnée par 5 entrées:
    1. Les deux switches de coupure doivent être fermés (se trouvent dans le manche).
    2. La tension 28 VDC d'avion soit validée.
    3. L'alimentation 30 VDC du calculateur du roulis (monitor) doit être valide.
    4. LA VALIDITE DE LA CADC :
    5. La cinquième entrée est conditionnée par une porte "OU" à deux entrées.
  - ROLL engage est connecté directement à la masse à cause de ce contact de switch engagement, qui doit être à l'état "O" (CWS IN DETENT) qui permet la synchronisation du roll.
    - La deuxième entrée est validée par les batteries de secours (le switch sur normal).
    - La troisième entrée de la porte d'excitation © est conditionnée par le sélecteur hydraulique sur position "B" on sachant que la position (A) et (AB) sont inop.
      - Le switch flight control sur position "ON".
      - La validité du DG1 ou DG2 (DG1 valide position sur normal ou DG2 valide position sur 2).
      - La validité du VG1 ou VG AUX (VG1 valide position sur normal ou VG AUX valide position sur auxiliaire).

### **III.5.2) Après l'engagement :**

Après l'engagement, les trois contacts se ferment.

1. La bobine va retrouver sa masse à travers le contact de travail (aileron force limiter) et contact de sélecteur d'engagement par le circuit d'interrupteur calibré à 100 ms
2. Le contact de travail d'engagement va exciter la bobine du servo commande (actuator solénoïde).
3. Le troisième contact va donner un "1" logique à la porte "A" afin de permettre au CWS de changer d'état sans désengager le canal roulis.



### **III.6) LOGIQUE DE LA FONCTION HEADING SELECT, HEADING HOLD (CENTRE) ET HEADING OFF:**

#### **III.6.1) GENERALITES:**

Les switch HDG OFF, HDG SEL sur la boîte de commande du pilotage automatique permettent entre les deux fonctions d'avoir la fonction HDG HOLD ( maintien du cap) sur la position intermédiaire . Le canal roll doit être engagé sur les trois modes Heading. Le mode HDG OFF ne peut être engagé que si le mode sélecteur switch se trouve sur "MAN ".

#### **1. HEADING HOLD (centré) :**

La logique heading hold est déterminée par la validité de la porte "D" qui a trois entrées.

- La validité de porte "E" est déterminée par :
  - Il ne faut pas que le mode VOR/LOC soit engagé.
  - Il faut que la fonction Control Wheel Steering soit IN DETENT .
- La deuxième entrée est validée par le "O" de la bobine d'auto maintien, effectivement le switch heading off est ouvert et le switch heading select est ouvert impérativement, la sortie de la porte logique "A" est conditionnée par le roll sensor, donc il faut que l'inclinaison de l'avion doit être inférieure a 5 degrés ( inférieure a 5 =O ) inverse qui va donner un "1" a la sortie de la porte "A" a partir de cet instant la sortie de la porte "A" sera toujours vraie même si l'angle de virage est supérieur à 5 ,donc on aura la logique HDG HOLD à la sortie de a porte "C"

## 2. HEADING SELECT (MAINTIEN DU CAP):

Ce schéma représente la logique d'interlock du switch HEADING SELECT, qui se compose de deux blocs.

**1<sup>er</sup> bloc** : Comprend le circuit d'interlock, qui se trouve au niveau du calculateur de roulis .

**2<sup>eme</sup> bloc**: comprend le sélecteur de mode, qui se trouve au niveau de la boîte commande P.A et le 28V d'alimentation.

- La tension 28V passe par le contact de travail qui va exciter directement le heading select afin que le control Wheel steering passe à 8 pounds et d'autre part le heading select passe à (O) afin de laisser passer le signal heading error.

- Pour l'auto maintien de la bobine ,il lui faut une tension 28VDC et une masse .

La masse est donné par l'engagement du roll et le 28V est donné par la validité de la porte (2) qui a deux entrées.

- La première entrée est donnée par le contact du travail Switch Heading Select.

- La deuxième entrée est donné par la validité de la porte E, qui elle-même conditionnée par deux entrées .Pour satisfaire cette porte il faut que le système ne soit pas en LBS capture et le Control Wheel Steering Off détente .

Une fois la bobine est excitée,, on aura le maintien du switch sur la position Heading Select.

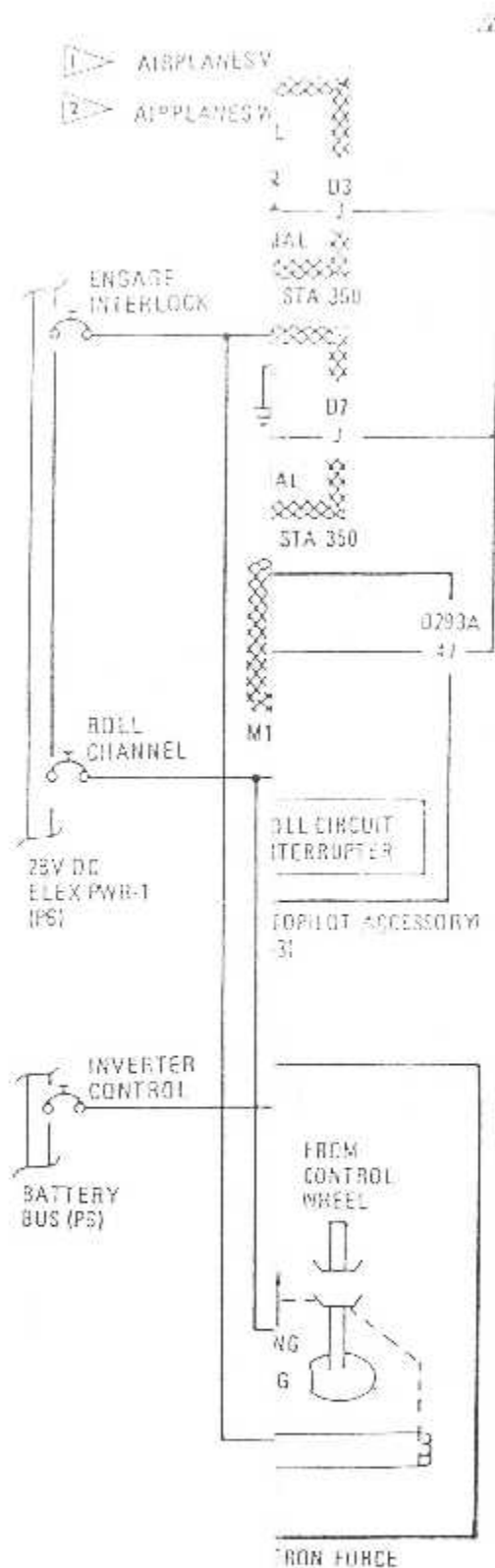
### 3. HEADING OFF:

Dans cette configuration :

- Nous avons maintien de la position de l'avion.
- Nous avons une synchronisation, qui se fait au niveau de Heading Synchroniser afin d'annuler les informations du Cap.

La tension 28 V traverse le contact de travail, comme il est sur position manuelle, on a directement l'excitation de la bobine sans passer par la porte (2) , d'autre part ce (1) va nous donner un (0) a la porte "D" la porte "F" sera validée d'une façon à maintenir la position de l'avion .





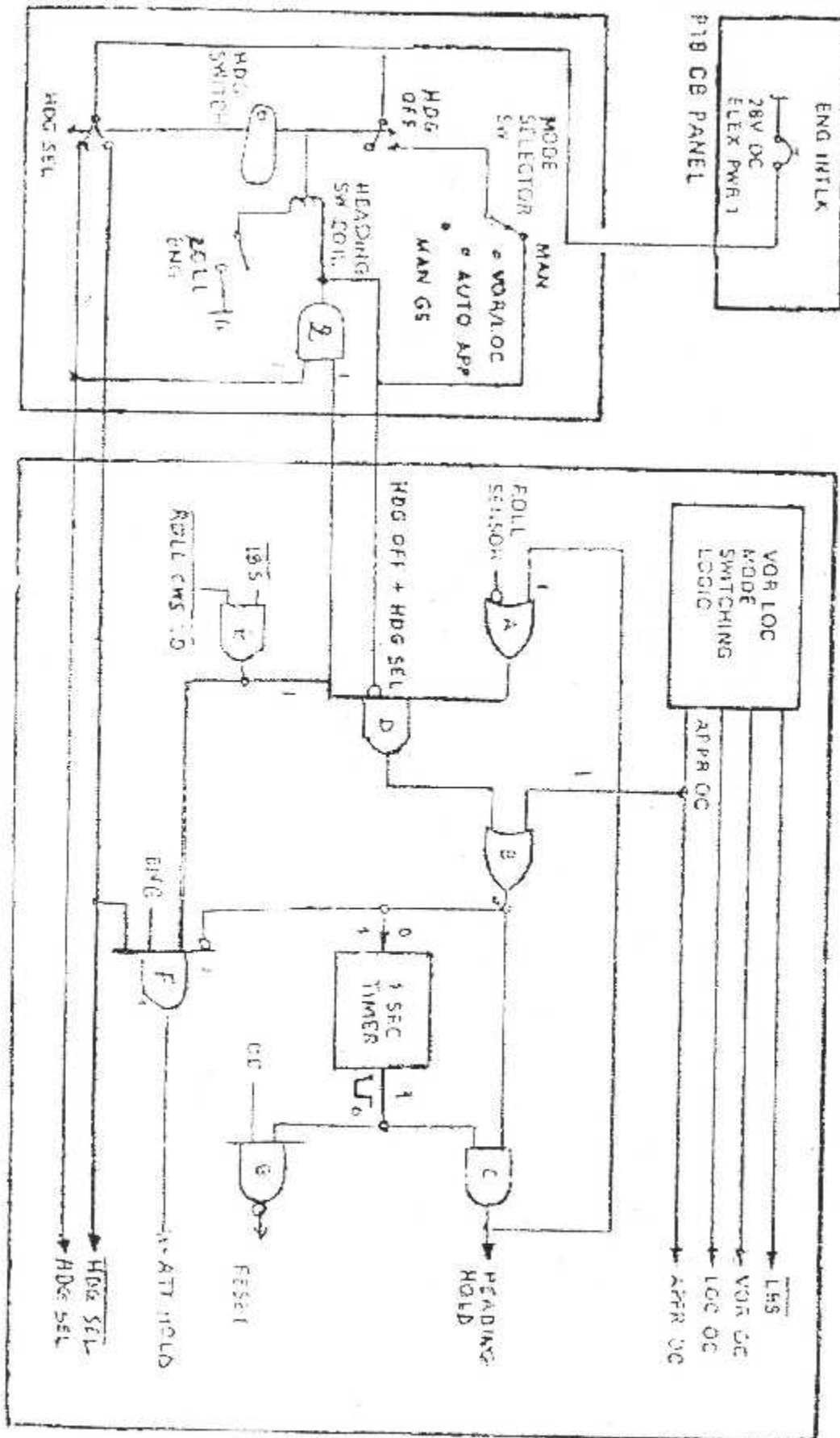
LA LOGIQUE D'ENGAGEMENT DE LA CHAÎNE DE ROULIS Figure III.10

### **III.7) LES MODES DE FONCTIONNEMENT DE LA CHAINE DE ROULIS:**

- **Heading Hold (maintien du cap) Figure III.11**

Une fois que le mode HEADING HOLD est engage, le switch S6 est fermé et S8 est ouvert .La sortie heading error du synchro est appliquée au point de sommation (6) puis amplifiée , le signal passe ensuite à travers la CADC et envoyé au point au point des sommation (14) avant de passer dans un limiter bank . qui réduit la commande à 25° , le "ROLL Rate limiter" limite ensuite le taux de a commande à 7° par seconde.

Au point de sommation (16) le signal est additionné au signal de retour feed back de générateur , le feed back procure un amortissement de roll computer .Le signal amplifié entraîne le roll computer dans la direction requise pour obtenir un nul entre le signal de resolver et le signal heading erreur au point de sommation (15) . le signal d'erreur développé par le synchro du roll computer provoque le déplacement de l'aileron .



TITRE ET PRISE D'ATTITUDE (heading and attitude hold) Figure III.11



- **LA FONCTION HEADING SELECT: Figure III.12**

La fonction Heading select est une fonction principale du calculateur de roulis (maintien du cap) .c'est un guidage qui se fait par rapport au nord magnétique (navigation en Heading Compas).

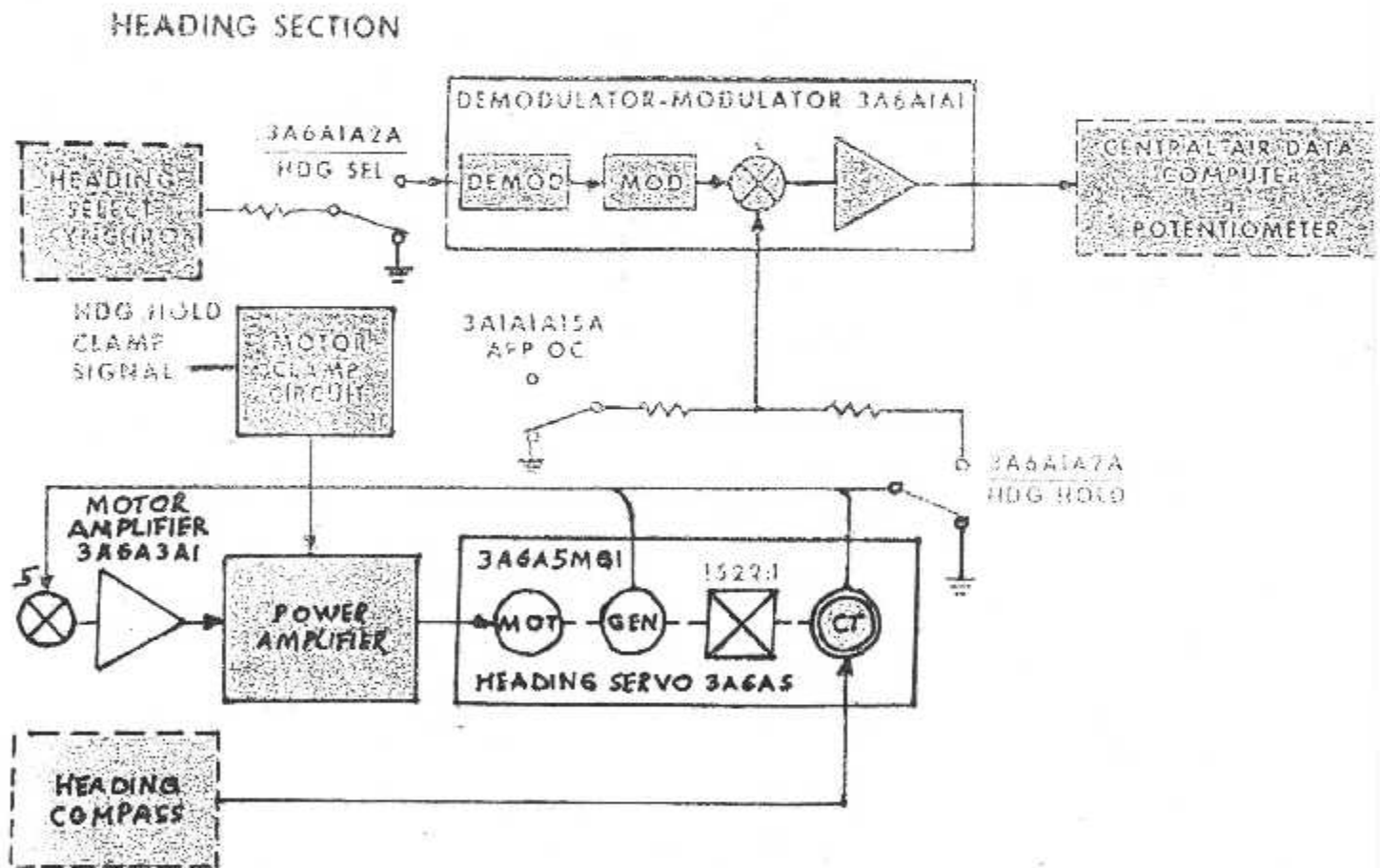
Cette fonction select est utilisée grâce au switcher HDG select qui se trouve dans la boîte de commande P .A . Après l'enclenchement de RCC (roll contrôle chanell) le mode HDG select peut être choisis à tout moment.

Des signaux d'erreurs de cap du synchron (titre choisi dans l'indicateur de déviation HSI) sont appliqués par **(le commutateur dé activé et le démodulateur et le modulateur d'amplificateur)** dans le **(démodulateur amplificateur A6A1A1)** à travers l'additionneur **point (1)**. le modulateur démodulateur exécute une fonction de rejet de cadrature (rejet des composants étrangers de 90°, des signaux en phases ou déclassés) .

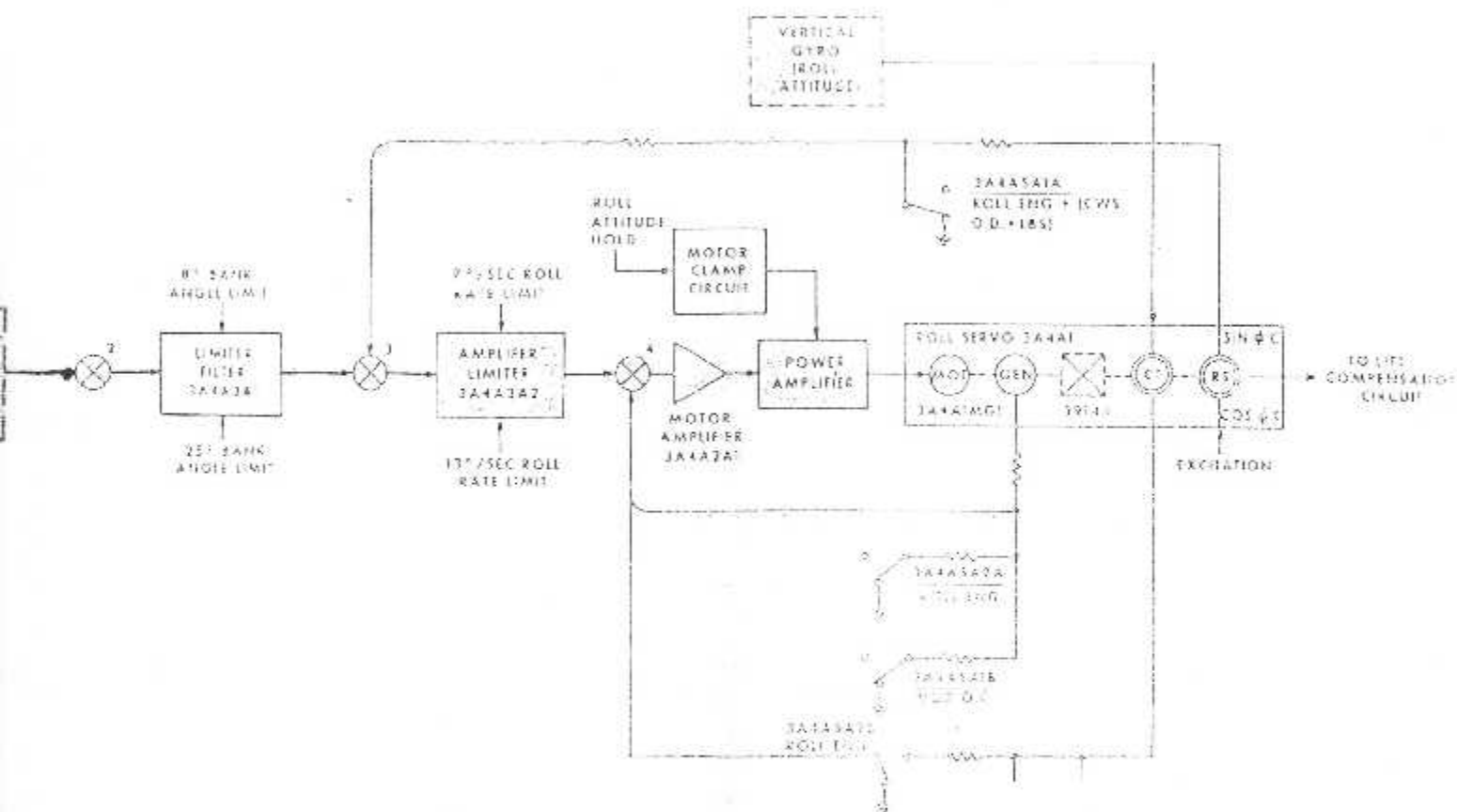
Les signaux d'erreurs du cap additionnés au **point (1)** sont amplifiés par l'amplificateur qui se trouve dans le démodulateur modulateur en passant par la **CADC** pour aller au **point (2)** (le signal de sortie de **CADC** ne conduit que l'**intégrateur de traîne de roulement A4A4** ; car l'**intégrateur de traîne de roulement A4A4** est dans une condition de remise, aucun signal peut le traverse), on traversant le **filtre limiteur A4A3A1**. Pour aller au **point (7)** le titre **limiteur A4A3A1** fournit une limite de commande d'angle de banque de 25°, le signal limite le cap est il s'additionne avec le rendement de roulement **RS** au **point (7)**, on traversant l'**amplificateur limiteur A4A3A2** pour aller au **point (8)**, l'**amplificateur limiteur A4A3A2** limite la commande de taux de roulement a 4°/second en ce mode. Le signal d'erreur de titre additionner au **point (8)** est additionné avec le signal de retour de tachymètre et appliquer a l'ordinateur de roulement par l'**amplificateur de moteur A4A2A1**et l'**amplificateur de puissance**. le signal amplifier conduit l'ordinateur de roulement dans une direction pour permettre au roulement **RS** de déconnecter l'erreur de titre de **point (7)**.

Quand l'ordinateur de roulement est conduit par le signal d'erreur de titre, le roulement CT (control transformer) développe un signal d'erreur. Le signal d'erreur a comme conséquence le déplacement d'aileron. Le déplacement d'aileron produit un tour de banque dans la direction exigée pour réduire les signaux d'erreur et de roulement CT de titre pour annuler l'erreur du cap (gisement).





SCHEMA ELECTRIQUE DE



SINGNALE D'ERREUR DU CAP Figure III.12

- **MODE HEADING OFF:**

Quand le switch sur la boîte de commande est dans la position Heading Off, le calculateur de roulis est engagé et le mode sélecteur switch est sur la position manuel. La logique Heading n'est plus vraie. Le switch S6 est ouvert, la section Heading sera en synchronisation et aucune information Heading n'est envoyée au roll computer. L'information Heading est mise à la masse par le switch S8, qui est fermé.

- **FONCTION CONTROL WHEEL STEERING:(Mode Transparent)**

Le Control Wheel Steering est une fonction prioritaire du calculateur de roulis, elle est déterminée par un sensor calibré à 4 pound (CWS OD). Cette fonction peut effectuer un braquage de 32 degrés maximum (virage à droite, virage à gauche), cette fonction est commandée par le manche où se trouve un transducteur de force, qui fournit un signal de sortie, ce signal de sortie est appliqué au roll computer (sensor).

La fonction CWS va passer si la logique CWS est vraie (supérieure à 4 pound)

Le signal arrive au point de sommation (15) il va à l'intégrateur pour limiter le taux d'inclinaison à 13 degrés / secondes et au servo ampli pour actionner la gouverne à 32 degrés.

- **Le mode "VOR" : Figure III.13**

**a) La théorie de "VOR" :**

La station "VOR" transmet des signaux de fréquence comprises de 108,00 à 117,95 MHz pour des fréquences entre 108,00 et 111,90 MHz. L'émission se fait sur les dizaines paires 109,20 fréquence "VOR" 109,10 fréquence "LOC".

Le principe de la navigation VOR repose sur la transmission de deux signaux :

Le signal de référence et le signal variable, le signal de référence est modulé en fréquence, puis en amplitude par 10 kHz et le signal variable est démodulé.

**Fonctionnement:**

**Le phase armé**

Dans cette phase, tous les interrupteurs du coupleur de trajectoire latérale sont fermés, en mettant l'erreur de course VOR et les signaux radios de déviation à la masse.

L'intégrateur du faisceau de cap est remise à la condition nulle les signaux de déviation VOR sont nodules puis appliqués au capteur de faisceau latérale Beam Sensor pour le contrôle logique.

Durant cette phase, tous les modes manuel peuvent être utilisés. Généralement, le mode heading select est utilisé lorsque les signaux CWS sont générés en fonction des signaux d'erreur de cap développés dans le système d'orientation.

### **La phase après capture:**

Lorsque le faisceau latéral Beam sensor est capté, les interrupteurs S9 S11, S12 s'ouvrent et Permettent au signal d'écart VOR déviation signal, et à l'erreur de course de s'appliquer à SP8.

Dans le capteur de faisceau latéral Beam Sensor, le signal radio de déviation et celui de l'erreur de cours sont en opposition alors tant que le signal, et à l'erreur de cours de s'appliquent à SP8.

Dans le capteur de faisceau latéral Beam Sensor, le signal radio de déviation et celui de l'erreur de course en opposition alors tant que le signal de déviation est plus petit que celui de l'erreur de course, la sortie du sommateur 8 est dirigé vers le canal de roulis et il est utilisé pour orienter l'avion vers le cours sélectionné, durant cette phase, la limite de la commande est de  $25^\circ$ , avec un taux maximum de  $4^\circ/s$

Le CWS peut être utilisé jusqu'à ce que les conditions de course soient atteintes, si celui-ci est utilisé après la capture, les consignes générés à partir du CWS vers sp2 sont remises à la masse avec la fermeture S1 tous les signaux provenant du CWS doivent passer à travers l'indicateur du calculateur

Durant le fonctionnement du CWS le taux maximum de commande en roulis augmente à 13%.

### **La phase en cours**

Pendant cette phase, la mise à la masse est annulée pour l'intégrateur du signal de cap, le signal de l'erreur de cours est démodulé, sa polarité est inversée par un ampli inverseur, modulé, ensuite somme en SP9 avec le signal module de déviation VOR.

L'angle maximum de virage est de  $8^\circ$ , l'interrupteur S24 s'ouvre pour permettre au signal de retour de revenir à SP 16 lorsque le signal de retour provenant de la génératrice est combiné avec le limiteur de taux de roulis  $4^\circ/s$  le taux de roulis effectif est réduit à  $1,7^\circ/s$

**La phase au dessus de la station (Over-station):**

Lorsque l'avion passe au dessus d'une station VOR les interrupteurs S12 S15, S16 se ferment. Le signal de déviation VOR est mis à la masse ainsi que celui de l'intégrateur du faisceau de cap .L'erreur de cours et la sortie de l'intégration du faisceau de cap sont utilisées pour le contrôle de l'avion au-dessus de la station.



- **Le mode: LOC Figure III.13**

### **La théorie du localisateur (LOC):**

Les signaux sont générés pour avoir deux lobes directionnels, le lobe droit est modulé à 150Hz. La course est à une ligne où les deux signaux audio sont égaux. Si l'avion est à gauche du faisceau, la fréquence 90Hz

Sera prédominante la déviation du localisateur sera défléchi vers la droite, indiquant que le calculateur de roulis est à la droite, dans le cas contraire, si l'avion est à la droite du faisceau, c'est la fréquence 150Hz qui sera prédominante et la déviation du localisateur sera défléchi vers la gauche. Dans ce cas, le calculateur de roulis est à la gauche.

### **Fonctionnement :**

#### **La phase armée :**

Cette phase est similaire à celle du VOR sauf que l'erreur de course LOC qui est mis à la masse, ainsi que les signaux de déviation LOC sont modulés puis appliqués au capteur de faisceau latéral 'LBS' pour le contrôle logique, et l'avion doit diminuer d'altitude pour intercepter la radiale de la fréquence LOC' en utilisant le maintien de cap, ou bien le mode sélection de cap.

#### **La phase après capture :**

Lorsque le faisceau latéral « Lateral beam sensor est capté, les interrupteurs S9,S11,S12 tout comme pour le cas du Mode VOR s'ouvrent et permettent au signal d'écart LOC déviation signal et l'erreur de cours de s'appliquer à SP8 la déviation LOC est supérieur au faisceau latéral, mais elle est limitée par un amplificateur limiteur à 25° de l'erreur de cours, la sortie de sommation SP8 fait tourner l'avion pour faire l'interception du cours de pour la première phrase de capture. La déviation LOC et le taux de déviation de celui-ci, ainsi que les signaux d'erreur de cours dirige l'avion vers le cours VOR durant cette phrase l'angle de commande est de 25° et le taux de roulis limite est de 7°/s.

Quelques corrections du manche peuvent être données afin que les conditions de LOC soient atteintes, si celui-ci est utilisé après la capture, les consignes gênées ne sont pas prises en compte. Tous les signaux provenant de CWS doivent passer à travers le calculateur le taux maximum de commande en roulis augmente à 13°/s.

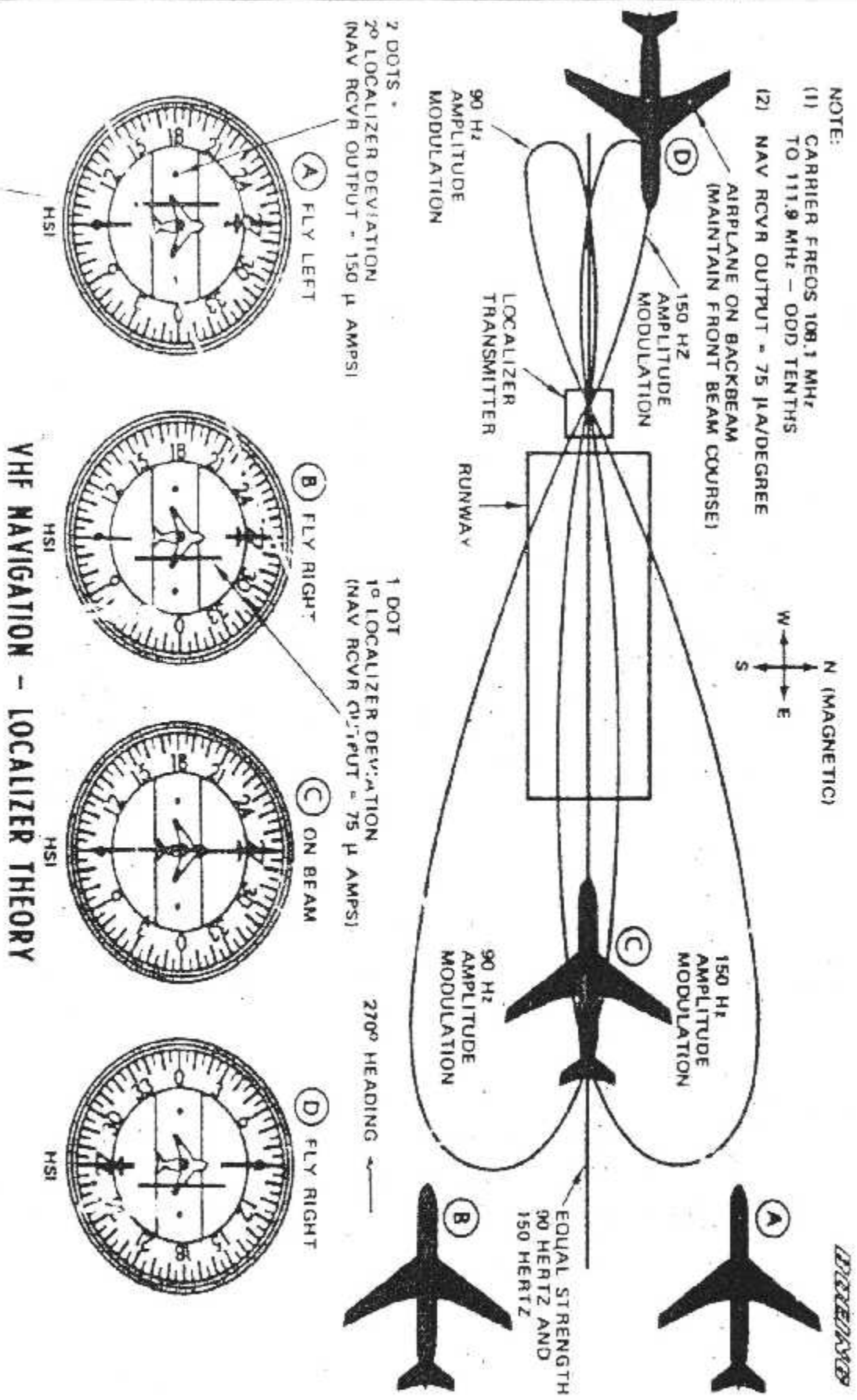
#### **La phase en course :**

Pendant cette phase, la mise à la masse est annulée par l'intégrateur du signal de cap (HBL) et le signal d'erreur de cours est somme avec la déviation LOC modulée. Si une perturbation parvient le HBL fournit un signal de sortie à partir du signal de déviation LOC pour compenser la dérive de la perturbation.

La déviation radio, l'erreur de course et l'intégrateur de faisceau de cap maintiennent l'avion en course. L'angle maximal de virage est de 8° et le taux de roulis effectif est réduit à 1,7°/s.

#### **La phase approche en course :**

Quand l'approche est obtenue, l'erreur de cours est mise à la masse, et le HBI est mis à la masse pendant un second. D'une part d'éliminer n'importe quel angle de compensation, l'erreur de cap est appliquée au SP13 et à l'intégrateur de traîne de roulis lagged roll integrator, ce dernier amortit les réponses pour localiser les signaux de déviation.



LES MODES VOR/LOC Figure III.13

## CHAPITRE IV

# LES PROCEDURES DE DEPANNAGE D'UN (RCC)

### **IV) LES PROCEDURES DE DEPANNAGE D'UN (RCC)**

- IV.1) Description des bancs d'essais**
- IV.2) Description des manuels**
- IV.3) Description des instrumentations utilisées**
- IV.4) Examen des conditions avant le test**
- IV.5) Organigramme de test sur un RCC**
- IV.6) Exemple**

## **IV) LES PROCEDURES DE DEPANNAGE D'UN (RCC) :**

### **Introduction**

Le dépannage de calculateur de roulis 737-200 (SP 77) se fait au niveau des ateliers de maintenance de pilotage automatique grâce a deux bancs d'essais et les adaptateurs avec l'aide des référents manuels de révision '**Honeywell manuel**' (manuel de maintenance utilise pour teste le calculateur de la chaîne de roulis) imposés par le concepteur « **Sperry** » et d'autres instrumentation utilisées. Introduction

### **IV.1) Description des bancs d'essais :**

#### **1. Le premier banc d'essai : Figure IV.1.1**

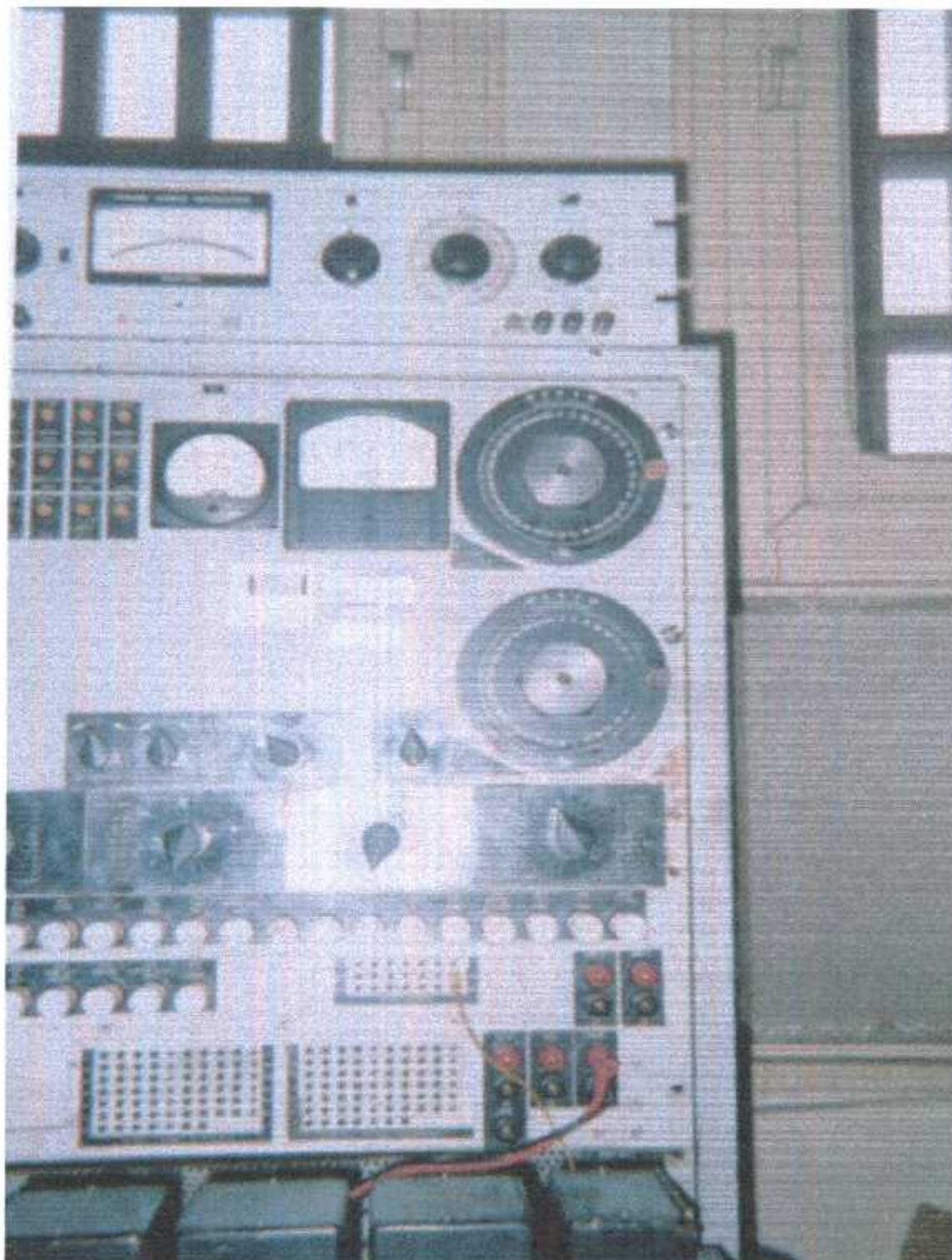
Référence :

T/F Roll Control Channel

Part N° : T 321121-201

Série : 2080 200

C'est un banc d'essai général qui test le calculateur de roulis au premier degré, il nous aide a détectes au niveau de quel module se trouve la panne parmi les sept dont le RCC se compose, on réalisent les essais sous l'ordre indique dans le manuel correspondant.



**Le premier banc d'essai**

**Figure IV .1.1**

**2. Le deuxième banc d'essai : Figure IV.1.2**

Référence :

T/F Module

Part N° T 321145-201

Série N°2080 200

C'est un banc d'essai qui test tous les modules de RCC au deuxième degré, il permet au technicien un dépannage rapide et efficace on changeant au calculateur le module en panne pour y aller très vite, on réalisent les essais sous l'ordre indique dans le manuel correspondant plus détaillé.

• **Les adaptateurs : Figure IV.1.3**

Chaque module de calculateur de la chaîne de roulis a son adaptateur spécial qui nous aide a le testé complètement ,on peut alors même dépanné les éléments interne des modules de RCC (capacités,résistances,amplificateurs...) avec l'aide de grand manuel et les schémas détaillés (schémas d'asservissement et schémas d'interlocks) .



**Le deuxième banc d'essai**

**Figure IV.1.2**



**Les adaptateurs**

**Figure IV.1.3**



**IV.2) Description des manuels :**

'Honeywell manuel et Overhaul Manual' (manuels de maintenance utilisés pour tester le calculateur de la chaîne de roulis) imposés par le concepteur « Sperry » dont se trouve toutes les procédures des essais intégrés sous forme d'un tableau.

**A) Description des tableaux de manuel :**

Dans chaque page de manuel se trouve des tableaux sous forme de colonnes, chaque colonne comprend une note spécifique à chaque essai.

➤ **Description des colonnes du tableau de manuel : Figure IV.2**

- I. Numéro des essais :** Des essais sont normalement numérotés dans l'ordre dans cette colonne.
- II. Position De Commutateur :** Cette colonne indique l'ordre et les positions auxquels des commutateurs de banc d'essai doivent être placés. Un espace après qu'un ou plusieurs arrangements indique l'opérateur doit après accomplir ces tâches décrites dans la colonne d'étapes de travail vis-à-vis du premier arrangement.
- III. Etapes de travail :** Cette colonne décrite : Quand des articles des étapes de travail sont écrits vis-à-vis de la première position de commutateur, exécutez toutes les positions de commutateur d'abord.
- IV. Limites d'opération :** Cette colonne décrite les unités à l'essai rencontreront ces limites avant l'utilisation opérationnelle. Quand un article est FACULTATIF marqué dans cette colonne, l'essai correspondant n'est pas exigé excepté comme une aide dans le dépannage.
- V. Examinez la description :** Cette colonne décrite l'essai exigé dans le détail suffisant pour permettre comprendre le but de l'essai et comment l'essai doit être exécuté.

Chapitre IV : LES PROCEDURES DE DEPANNAGE D'UN (RCC)

Link ID	Procedure		Specification		
	Switch Pos	Work Steps	Mfg Limits	Dpr Limits	Test Description
10.4	B2 - center B4 - IN Ø B6 - 21	<u>Test Localizer Intercept angle</u> <u>cept angle (0.3-volt per</u> <u>degree PSC).</u> Set pavn FUNCTION to 180°. Adjust B1 for a null on pavn. Observe pavn.		-4.35 to -9.95 vac (-7.15 nominal)	<u>Localizer Intercept angle</u> <u>(0.3-volt per degree PSC).</u> A 1150 mvdc radio input (J1A-48 to J1A-47) shall require a 0.3-volt per degree PSC input (J1A-45 to J1A-44) as shown to null the roll CT output (J1A-28).
10.5	B0 - center B2 - center B3 - 10  B4 - OFF B3 - MAN B6 - 1 B7 - 0 B3 - VOR/LOC B4 - IN Ø	<u>Test Localizer Dis-</u> <u>placement gain.</u> Set pavn FUNCTION to 0°. Adjust B2 for pavn Indication obtained in (10.1.1). Observe B2.		+5.4 to +8.2 degrees (+6.8 nominal)	<u>Localizer displacement gain.</u> Simulate the following Interlocks: Manual (open J1B-37 and J1B-38) and VOR/LOC (+27.5 vdc to J1B-37). A Radio signal (J1A-48 to J1A-47) of +25 mvdc shall cause the roll CT to rotate as shown from position of (10.1.1).
10.5.1					

TABLEAU DE OVERHAUL MANUAL

FIGURE IV.2

**IV .3) Description des instrumentations utilisées :**

Plusieurs appareils sont indispensables pour effectuer les différents tests accompagnés les deux bancs d'essais cités au dessus:

- Multimètre modèle 260 ou équivalent.
- Chronomètre.
- Servo-Analyseur.
- Oscilloscope.
- Mégohmmètre.
- Voltmètre.
- PAVM (Phase Angle Volt-Metre) Voltmètre continu.

**IV.4) EXAMINATION DES CONDITIONS AVANT LE TEST :**

Avant de commencer le teste, le technicien doit respecter toutes les conditions imposées par le concepteur de calculateur de la chaîne de roulis.

1. **Le préchauffage :** Permettez un préchauffage de 20-minute avant de réaliser des essais dans la section de circuits.
2. **Les indications étrangères :** Des indications aux sorties, autres que celles indiquées seront négligées.
3. **Examinez l'ordre :** Tous les essais seront normalement réalisés dans l'ordre indiqué.
4. **Calibrage :** Toutes les étapes de travail exigeant des ajustements, des résistances variables situés dans le banc d'essai, ne seront pas exécutées pour la finale.
5. **Terminologie :** Tous les commutateurs visés à la colonne de position de commutateur sont situés sur le banc d'essai, à moins que la ST (Self Test) qui est le commutateur d'Autotest, située sur l'avant de la commande de la chaîne de

roulement. STM soit le (Self Test Meter) également situé sur l'avant de calculateur de la chaîne de roulement.

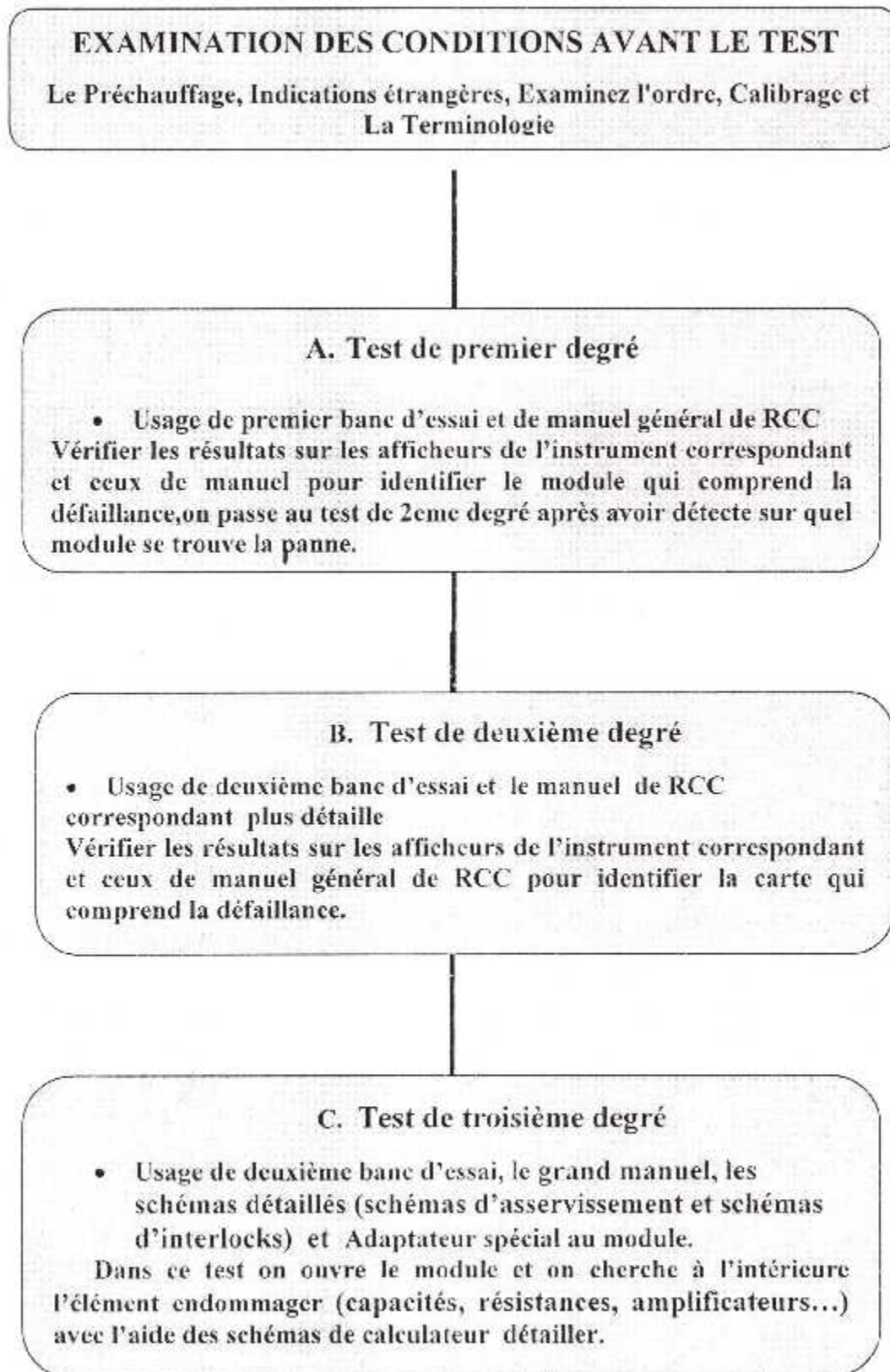
#### **IV.5) ORGANIGRAMME DE TEST SUR UN (RCC) : Figure IV.5**

##### **Introduction au test :**

Suivant l'ordre indique sur le manuel on peut teste le calculateur de roulis comme suivant :

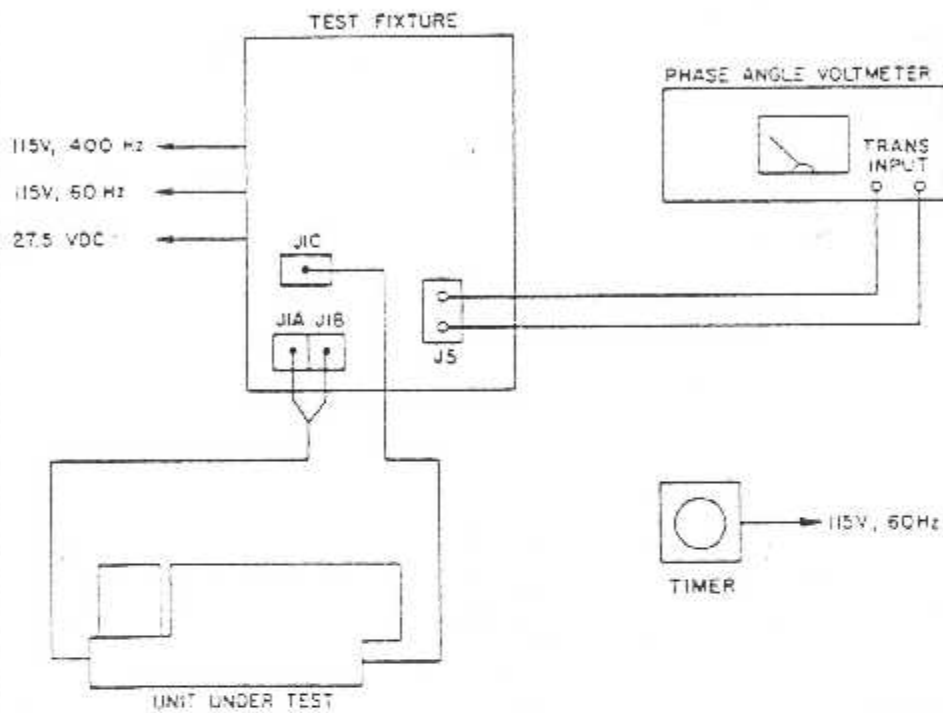
Après avoir ramener un calculateur de roulis du magasin, les techniciens a l'atelier commence les tests sous l'examination des conditions cite a la (page 70) étape par étape jusqu'à l'atteinte de la source de la panne ou l'élément endommager lui-même comme suivant a l'aide des manuels imposé par le concepteur de calculateur de roulis:





Organigramme de teste sur un calculateur de rouis Figure IV.5

For -901 end -904 only



9703-R

Roll Control Channel Test Setup  
Figure 1

Integrated Test Specification  
Table 701 (cont)

**Exemple :**

Suivant l'ordre indique ou manuel, on fait un test sur

**1- Test du courant alternatif :**

Tester le courant alternatif, veut dire tester toutes les sources d'alimentation de calculateur de la chaîne roulis ou la carte d'alimentation de RCC

**A) Test de premier degré :** C'est un test qui s'effectue sur le calculateur complet.

- Usage de premier banc d'essai
- Usage de manuel général de RCC

Vérifiez S8 à 5, S8 à 4, S8 à 3, et S8 à 2 pour des indications à l'échelle de M2, permettent alors le préchauffage de 20-minute.

Observez que les +5.5 (J1A-12), -15 (J1A-13), +15 (J1A-14) et +30 (J1A-8) tensions d'alimentation d'énergie de volts continus sont presque normal et permettez à des 20 minutes de préchauffage.

**1.1 - Test d'excitation des 26 volts ac :**

**1.1.1 - Observer le PAVM : S8-21**

► du +24.5 à +27.7 VAC c'est bon

► sinon, on doit passer à un test de

deuxième degré, car le module concerné est en panne

**B) Test de deuxième degré :** C'est un test qui s'effectue sur le module lui même.

- Usage de deuxième banc d'essai.
- Usage de manuel correspondant de RCC plus détaillé.

On place a ce calculateur de roulis un nouveau module pour y aller très vite, et on test le module endommager dans le deuxième banc d'essai pour détecte au niveau de quel étage (quel carte) se trouve la panne suivant l'usage de manuel impose toujours par le concepteur de calculateur de roulis, on change cette carte a ce module pour y'aller très vite et on passe a un test de troisième degré pour chercher l'élément interne.

**C) Test de troisième degré :** C'est un test qui nous conduit a dépanné les éléments internes de l'étage d'un module de RCC (capacités, résistances, amplificateurs...).

**Dans ce test on doit ouvrir le module et chercher la panne a l'intérieure avec l'aide des schémas.**

- **Usage de deuxième banc d'essai.**
- **Usage de grand manuel et les schémas détaillés (schémas d'asservissement et schémas d'interlocks) .**
- **Adaptateur spécial au module.**

Avec l'aide de cet adaptateur, le PAVM doit ne indique la tension entre les bornes J1A-10 et J1A-1 comme indique au manuel (du +24.5 a +27.7 VAC), sinon on doit consulte les schémas détaillés pour trouve exactement l'élément endommagé ensuite le réparé ou le change (capacité, résistance, amplificateur ...).

#### **1.1.2 - Observer le PAVM : S8-22**

► du -24.5 a -27.7 VAC c'est bon



► sinon, on doit passer a un test de deuxième degré, car le module concerné est en panne.

**B) Test de deuxième degré :** C'est un test qui s'effectue sur le module lui même.

- Usage de deuxième banc d'essai.
- Usage de manuel correspondant de RCC plus détaillé.

On place a ce calculateur de roulis un nouveau module pour y aller très vite, et on test le module endommager dans le deuxième banc d'essai pour détecte au niveau de quel étage (quel carte) se trouve la panne suivant l'usage de manuel impose toujours par le concepteur de calculateur de roulis, on change cette carte a ce module pour y aller très vite et on passe a un test de troisième degré pour chercher l'élément interne.

**D) Test de troisième degré :** C'est un test qui nous conduit a dépanné les éléments internes de l'étage d'un module de RCC (capacités, résistances, amplificateurs...).

**Dans ce test on doit ouvrir le module et chercher la panne a l'intérieure avec l'aide des schémas.**

- Usage de deuxième banc d'essai.
- Usage de grand manuel et les schémas détaillés (schémas d'asservissement et schémas d'interlocks) .
- Adaptateur spécial au module.

Avec l'aide de cet adaptateur, le PAVM doit ne indique la tension entre les bornes J1A-10 et J1A-1 comme indique au manuel (du -24.5 a -27.7 VAC), sinon on doit consulter les schémas détaillés pour trouver

#### **Chapitre IV : LES PROCEDURES DE DEPANNAGE D'UN (RCC)**

exactement l'élément endommagé ensuite le répare ou le change  
(capacité, résistance, amplificateur ...).

Après avoir détecté et répare l'élément endommager, le module se remet au magasin.

**conclusion**

# CONCLUSION GENERALE

L'étude théorique faite sur le calculateur de la chaîne de roulis d'un pilotage automatique SP 77 ainsi que l'organigramme de la procédure de dépannage nous ont permis d'enrichir notre connaissance sur la détection de la défaillance et leur dépannage.

Lors de notre stage pratique effectué aux des ateliers de la compagnie (AIR ALGERIE), il nous a été permis de testé les calculateurs de la chaîne de roulis à l'aide des deux bancs d'essais et les adaptateurs qui existent au sein de l'atelier, et d'assister aussi à leur dépannage, en compagnie d'une équipe d'ingénieurs et de techniciens qualifiés.

L'ensemble des travaux effectués au cours de notre stage, nous a permis d'acquérir des connaissances théoriques et pratiques, surtout dans le domaine de la maintenance ou nous avons constaté l'importance du stage pratique par l'assistance au dépannage de R.C.C.

Nous souhaitons que ce mémoire servira comme support pédagogique et technique aux prochaines promotions.



# Bibliographie

---

## **BIBLIOGRAPHIE :**

Les information cites dans cette thèse sont retirées de :

- 1. Honeywell manuel 'manuel générale de maintenance de P/A'**
- 2. Overhaul Manual 'manuel de maintenance spécial au RCC'**

Les schémas et les figures sont retires de :

- 1. Honeywell manuel 'manuel générale de maintenance de P/A'**
- 2. Overhaul Manual 'manuel de maintenance spécial au RCC'**
- 3. Le grand manuel et les schémas détaillés (schémas d'asservissement et schémas d'interlocks).**

L'organigramme ou la méthode de dépannage été cite par des techniciens qualifiés en maintenance de P/A au sein des ateliers de la compagnie aérienne '**AIR ALGERIE**'.