

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

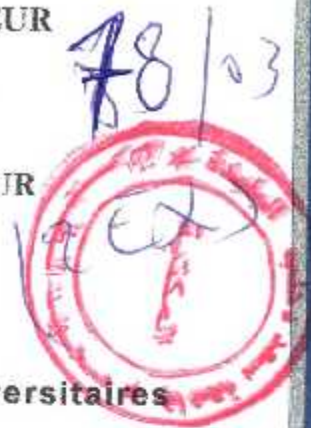
MINISTRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR
ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE



UNIVERSITE DE BLIDA

FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR

DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE



Mémoire :

Présenté pour l'obtention du diplôme d'études universitaires
appliquées

Option : **Avionique**

THEME :

Etude de la boite de
commande du pilotage
automatique
du boeing 737-200

Présenté par :

-Promoteur : Mr.RIDOUH.Y
-Co-promotrice : Melle KHLIFA.Y

-M^{lle} SEMIANE MALIKA
-Mr.MOHRANI NAZIM

PROMOTION 2003

REMERCIEMENTS

Nous remercions «**DIEU tout puissant** » de nous avoir donné la santé et nous avoir permis d'achevant notre cursus universitaire par ce modeste travail.

Au terme de ce modeste travail, nous exprimons notre reconnaissance infinie envers tous ceux qui ont contribué à la réalisation de ce mémoire et surtout à :

- Notre promoteur Mr. RIDOUH.Y pour son aide précieuse tout au long de notre stage.
- Mr.HASNAOUI REDOUANE.
- Notre copromotrice Mlle.KHLIFA pour sa disponibilité.
- A tous les techniciens de la sous direction atelier en général.
- A tous les professeurs de l'institut.
- A tous ceux qui nous ont soutenu moralement durant nos études.

*****DEDICACE*****

Je dédie ce modeste travail

- A ma très chère aimée mère.
- A mes sœurs et mon frère adorés.
- A ma très chère fiancée adorée.
- À mes très cher grands parents, mes oncles, mes tantes, mes cousins et cousines.
- A tous mes amis.
- A tous les professeurs de l'institut.
- A la mémoire de mon très cher regretté oncle Mr. BOUCHEBOUBA RAMDANE ainsi qu'à sa femme tata HÉLÈNE et ses filles.
- A BADJI SAÏD que j'aime tant.
- À KARIM BROURI et sa famille.

N.MOHRANI

DEDICACE

Je dédie ce modeste travail à :

- Mes très chers parents, pour leurs encouragements.
- Ma Grand-mère, pour son sacrifice.
- Mes Frères et Mes Sœurs.
- La famille Auai et à tous les membres de la famille Semiane.
- A tous les enseignants et responsables du département d'aéronautique.
- A tous ceux qui m'ont aidé à réaliser ce mémoire.

M.SEMIANE

****SOMMAIRE****

Chapitre I : Généralités

I.1. Historique de l'aviation.....	1
I.2. Historique de la compagnie.....	2
I.3. Introduction.....	7

Chapitre II : Les fonctions du pilotage automatique

II.1. Introduction.....	8
II.2. Le pilote automatique.....	9
II.2.1. Le rôle du pilotage automatique.....	9
II.2.2. Fonction assurées et possibilités offertes.....	10
II.2.3. Stabilisation.....	10
II.2.4. La facilité des évolutions.....	10
II.2.5. Le guidage.....	11
II.2.6. Consultation et fonctionnement.....	11
II.2.7. Elements constitutifs fondamentaux.....	12
II.2.8. La boîte de commande.....	13
II.2.9. La boîte d'accessoire.....	15
II.2.10. Les étapes du pilotage automatique.....	16
II.3. Le calculateur de roulis (roll control channel).....	17
II.3.1. Généralités.....	17
II.3.2. Fonctionnement.....	20
II.3.3. Logique de la fonction heading select, heading hold ET heading off.....	23
II.3.4. Les modes de fonctionnement.....	26
II.4. Le calculateur de profondeur (pitch control channel).....	32
II.4.1. Généralités.....	32
II.4.2. Les sous ensemble du pitch.....	32
II.4.3. La synchronisation.....	34
II.4.4. La logique d'engagement du calculateur de profondeur.....	35
II.4.5. La fonction control wheel steering.....	37
II.4.6. La logique d'auto maintien du calculateur de profondeur.....	37
II.4.7. Les modes de fonctionnement.....	39

II.5. Yaw damper.....	44
II.5.1. Généralités	44
II.5.2. Mode de synchronisation.....	45
II.5.3. L'engagement du yaw damper.....	45
II.5.4. Le servo commande de direction.....	46
II.5.5. Le fonctionnement.....	46
II.5.6. cockpit test.....	47

Chapitre III : Détection des pannes

III.1. Procédure de panne sur un système de pilotage automatique du Boeing 737.....	48
III.1.1. Procédure de panne du calculateur de roulis.....	50
III.1.2. Procédure de panne du calculateur de profondeur.....	51

Conclusion.

Annexe.

CHAPITRE I :

GENERALITES

I.1. Historique de l'aviation :

La volonté d'échapper aux lois de la pesanteur est l'un des plus anciens rêves de l'homme. Les premières tentatives restèrent théoriques (Léonard 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 aires au moyen d'un ballon gonflé à l'air chaud. Ce ballon a ceci de particulier qu'il est plus léger que l'air et donc flotte, mais on ne peut pas vraiment dire qu'il vole.

1. Définition de l'aviation :

Domaine qui regroupe tout ce qui concerne le transport voie aérienne, c'est-à-dire les sciences et technique 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.

I.2.La compagnie :

I.2.1.Historique :

La compagnie des transports aériens algériens a été fondée dans les années de l'après-guerre. Les années 60 sont marquées par l'utilisation de la Caravelle et des DC 3 et 4 qui cèdent bientôt leur place aux Boeing 727 et 737/200.

Deux Airbus 310/200 renforcent la flotte dans les années 80 tandis que 3 nouveaux Boeing 767/300 sont acquis dans les années 90.

Air Algérie est depuis le 17.02.1997, une entreprise publique économique dont la totalité des actions est détenue par l'Etat algérien à travers le holding services.

Troisième transporteur d'Afrique, Air Algérie accueille sur ses lignes 3.500.000 passagers par an. Elle dessert 45 escales dans 24 pays répartis sur 3 continents (Afrique, Europe et Asie). Elle est l'instrument principal de la politique d'ouverture de l'Algérie sur le monde et le partenaire privilégié du tourisme et ce grâce à ses liaisons directes de l'Europe, du Proche et Moyen-Orient vers le sud algérien.

Les liaisons avec l'Allemagne ont débuté avec l'Indépendance de l'Algérie le 05.07.1962. A l'heure actuelle, trois vols hebdomadaires sont programmés au départ de Francfort/Main et Berlin-Schönefeld.

Quelques 8500 collaborateurs sont engagés dans le renouveau perpétuel qu'impose l'évolution technologique et les mouvements humains grandissants. Ils sont déterminés à oeuvrer face à la concurrence des compagnies européennes sur la voie du retour et face à celle des compagnies privées algériennes.

I.2.2.Perspectives :

La compagnie vient de réceptionner son 4ème Boeing 737/800. Au total, ce sont 9 avions qu'Air Algérie a commandés, les 4 prochains étant attendus pour 2001.

Ces avions, peu bruyants, dotés de systèmes de navigabilité haute technologie et de systèmes de communication par satellite, répondent ainsi aux normes européennes.

I.2.3. Objectifs et mission d'Air Algérie :

La compagnie Air Algérie est une entreprise de prestation de services dans le domaine des transports aériens de passagers et de marchandises elle a pour mission d'assurer :

- L'exploitation des lignes nationales et internationales en vue de promouvoir le transport publique des personnes, des bagages, de marchandises et de courrier.

- La participation dans toutes les opérations d'entretien, de révision, de réparation et toutes autres opérations de maintenance des équipements des aéroports, soit pour son propre compte, soit pour le compte de tiers dans le cadre de conventions d'assistances.

I.2.4. La flotte de la compagnie :

Après le crash meurtrier du Boeing 737 d'Air Algérie sur l'aéroport de Tamanrasset (1.900km au sud d'Alger), le gouvernement algérien prévoit un premier train de mesures d'urgence. Outre l'indemnisation des familles des victimes, il compte lancer prochainement un appel d'offres pour l'acquisition, dès 2003, d'une dizaine d'appareils neufs.

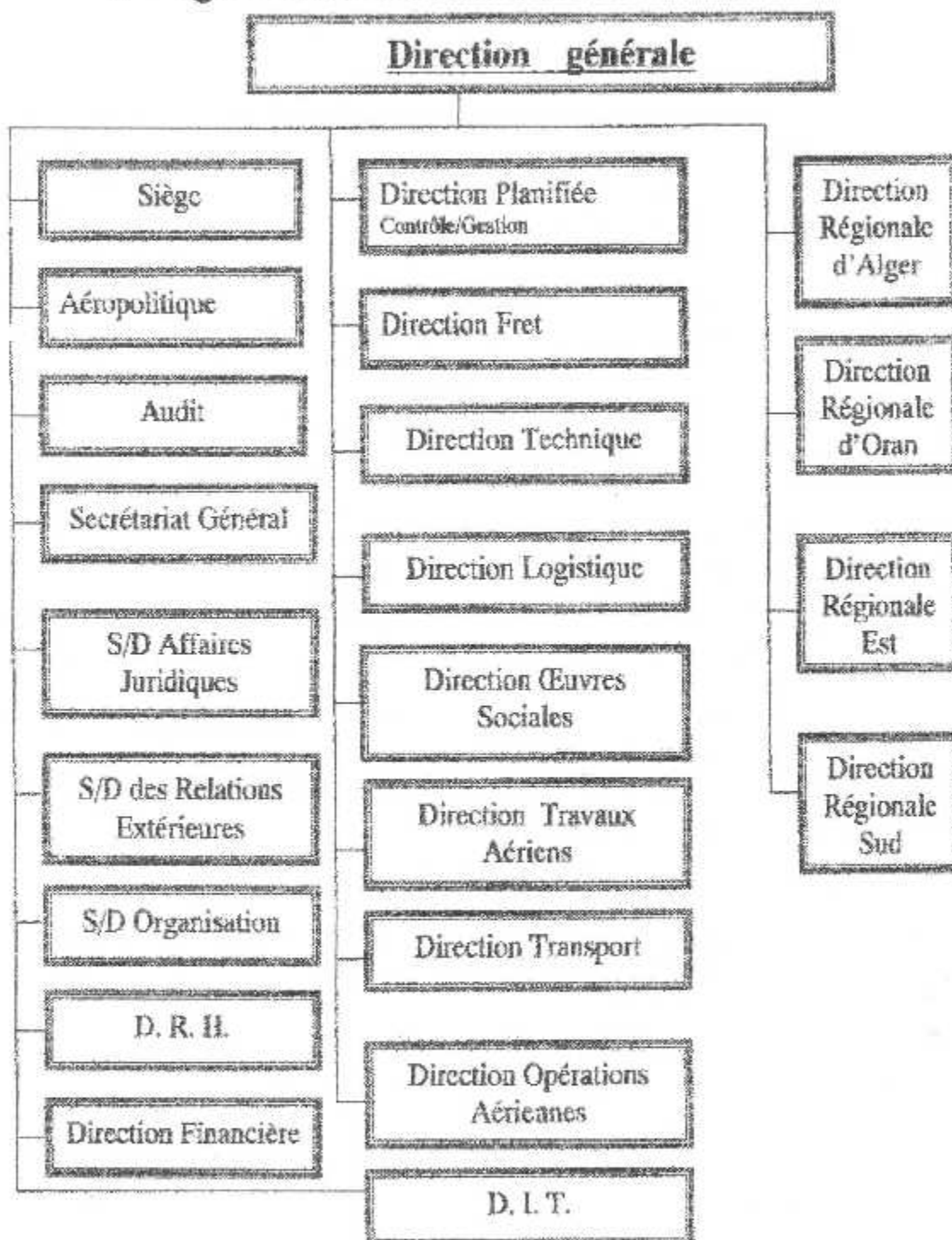
Le renouvellement complet s'étalerait sur trois ans, avec une "opération d'urgence" pour l'année en cours, qui consistera en l'acquisition d'une dizaine d'avions neufs courant 2003. Cette mesure servirait au remplacement des plus vieux appareils datant des années 1970 et ayant plus de 25 ans de navigation,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

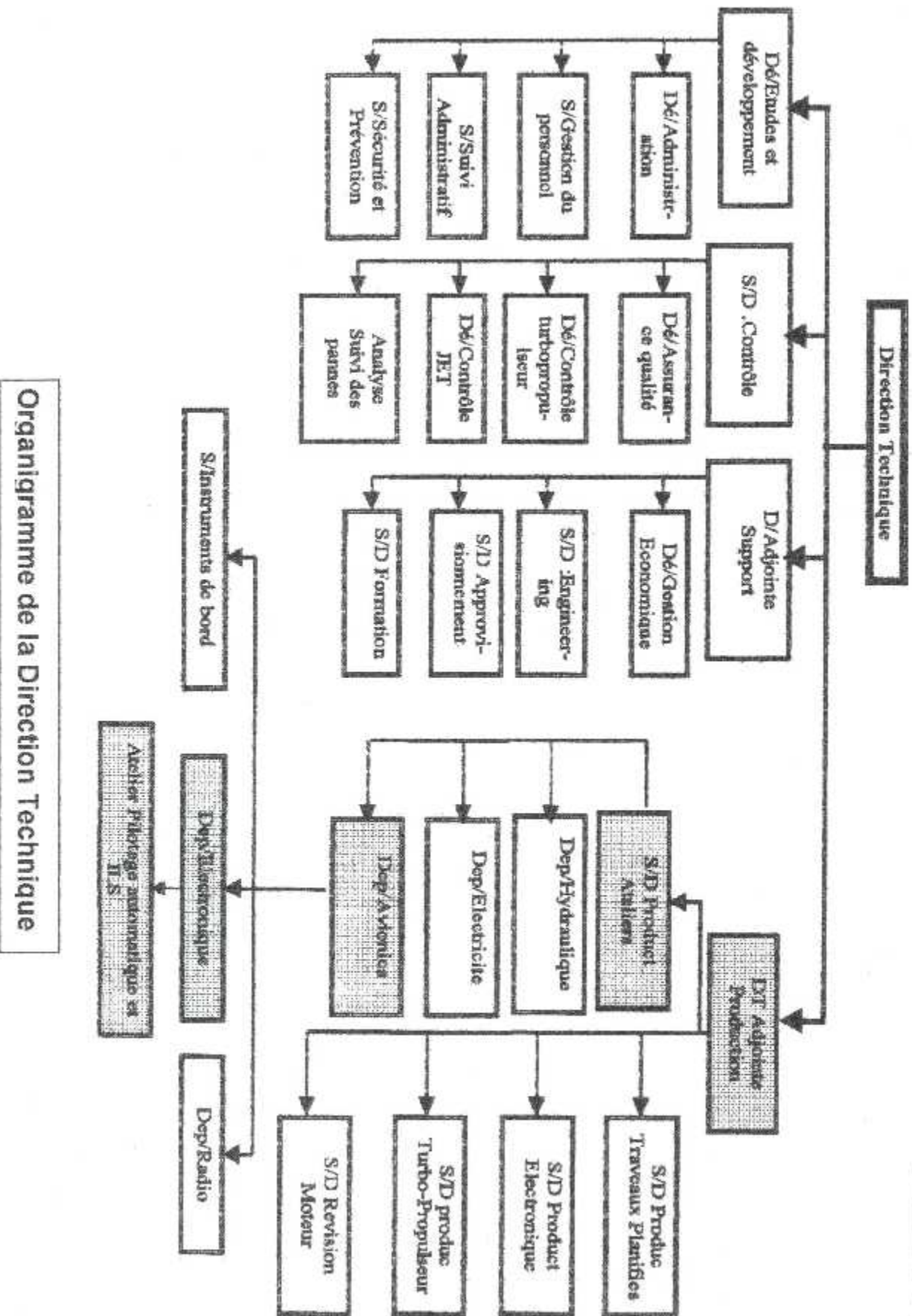
L'avionneur Airbus aurait déjà fait une proposition aux autorités algériennes, et un appel d'offre international sera lancé prochainement par la direction de la compagnie nationale publique.

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.

Organigramme Général de l'entreprise





Organigramme de la Direction Technique

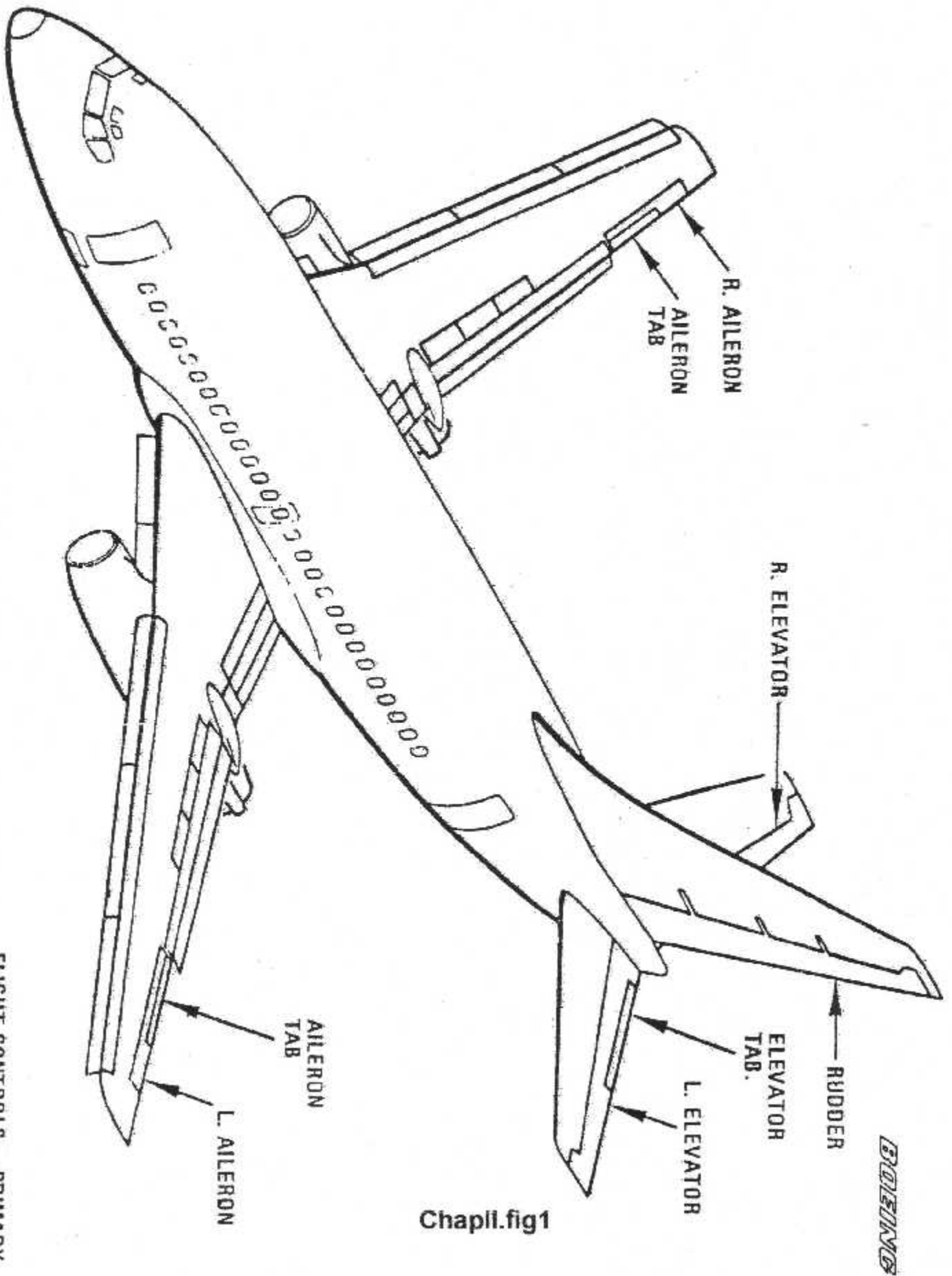
I.3.Introduction :

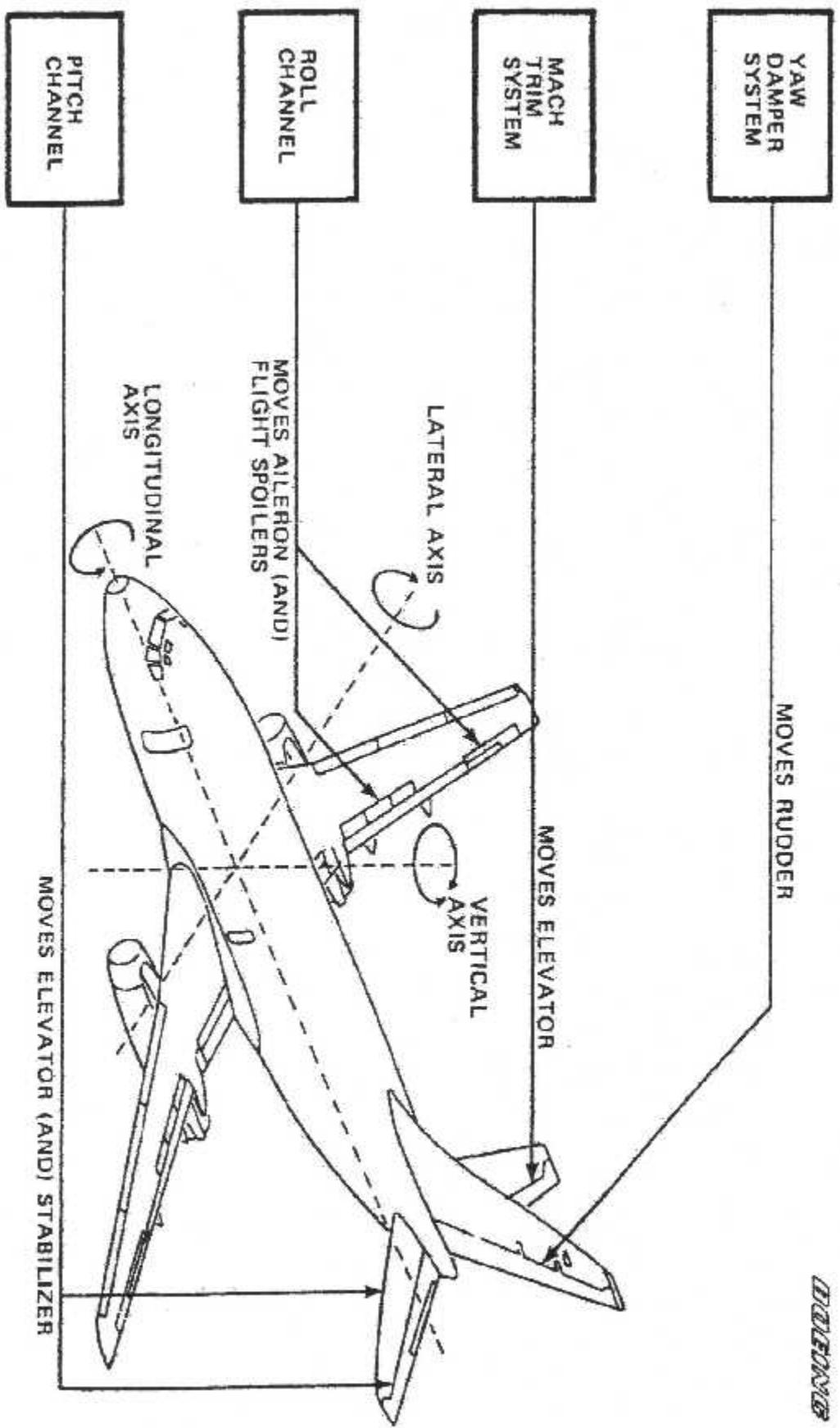
Une étude théorique ne peut être complète qu'en la complétant par une pratique ou une assistance sur le terrain. C'est particulièrement vrai pour un système qui doit gérer automatiquement un avion dans les différentes étapes de son évolution. C'était l'objectif de notre stage pratique de technicien supérieur au sein de la compagnie 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'électrotechnique, l'automatique et d'autres. En tant qu'avionnien, il nous a été proposé une étude globale du système de pilotage automatique des avions type Boeing 737-200, ainsi que toutes les procédures de test qui lui sont effectuées.

CHAPITRE II :
Les fonctions du
pilotage automatique





BOEING

ChapII.fig2

Les systèmes et les mouvements de l'avion

II.1.INTRODUCTION :

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 conserver.

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.

Notre étude sur le système de pilotage automatique de l'avion BOING 737 consiste à étudier les différents canaux qui forment le système et qui sont :

- Le canal de profondeur « PITCH ».
 - Le canal de roulis « ROLL ».
 - Le canal de lacet « yaw damper ».
-
- 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.
 - 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.
 - 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.

II-2) le pilotage automatique :

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 :

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 de manœuvres délicates tel l'atterrissage. De ce faite, il améliore les performances d'une part et la sécurité d'autre part.

II.2.2.FONCTIONS ASSUREES ET POSSIBILITES OFFERTES :

Fonctions assurées :

Du point de vue mécanique de vol, on peut classifier 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.

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.2.3.STABILISATION (fonction de pilotage) :

Stabilisation autour des trois axes :

- tenue de l'assiette longitudinale
- maintien « ailes horizontales »
- anti-dérapiage « amortisseur de lacet »

II.2.4.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 ILS

- pilotage transparent

II.2.5.GUIDAGE :

- tenue d'altitude-pression
- tenue de cap affiché au de route inertielle
- tenue de la vitesse verticale
- tenue d'axe de radioguidage :
 - ▶ Axe VOR.
 - ▶ Faisceaux ILS.

II.2.6.CONSULTATION ET FONCTIONNEMENT DE P.A :

Constitution :

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

- une chaîne de tangage (profondeur)
- une chaîne de roulis (gauchissement)
- une chaîne de lacet (direction)

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

Dans ce cas le P.A est constitué de 2 chaînes seulement, la chaîne de lacet étant contrôlée par un système séparé dénommé « amortisseur de lacet » (yaw damper).

Le fonctionnement :

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

II.2.7.Éléments constitutifs fondamentaux :

Chaque chaîne comporte les éléments constitutifs fondamentaux suivants :

*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 entendu se réduire en un seul, suivant les cas d'utilisation du pilotage automatique et la nature de la chaîne de pilotage : profondeur, roulis, lacet.

Des détecteurs D=réponses de l'avion aux ordres E

Retour d'asservissement

II.2.8.Boite de commande du pilotage automatique :

La boite 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 :

Les palettes d'engagement des calculateurs de roulis et 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).

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.

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 naviguer en mode HDG

select (position initiale).

-La position VOR/LOC : celle-ci permet de passer au mode VOR/LOC.

-La position AUTOAPP : 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.

Un switch de sélecteur de système : (System Selector)

C'est un sélecteur de servocommande hydraulique. Il est opérationnel en « B » dans la 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 » et « B », par défaut le pilotage automatique est effectué avec la servocommande « B » en premier lieu.

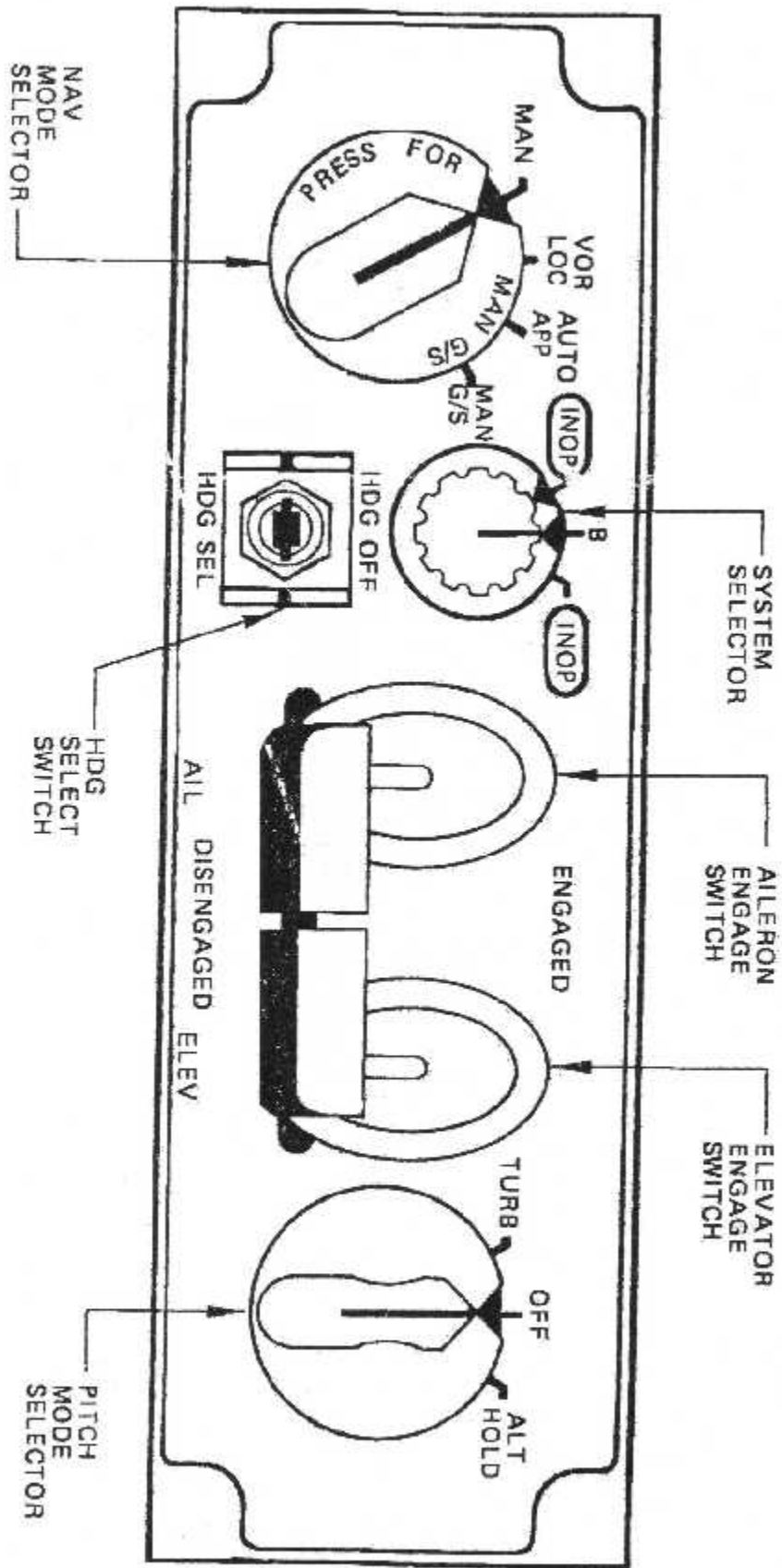
Le switch de sélection de cap: (Heading Select Switch)

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 avec le nord magnétique (le cap).

-La position Cap non sélectionne : (Heading off) dans cette position, le cap présélectionné est plus suivi, l'avion se refera au roulis du manche de commande du pilote.



La boîte de commande du pilotage automatique

Chapli.fig3

II.2.9.LA BOITE ACCESSOIRE P.A :

La boite accessoire pilotage automatique comprend 4 circuits d'interrupteur calibré à 100 ms en cas de perte d'alimentation inférieur à 100 ms le système reste engagé.

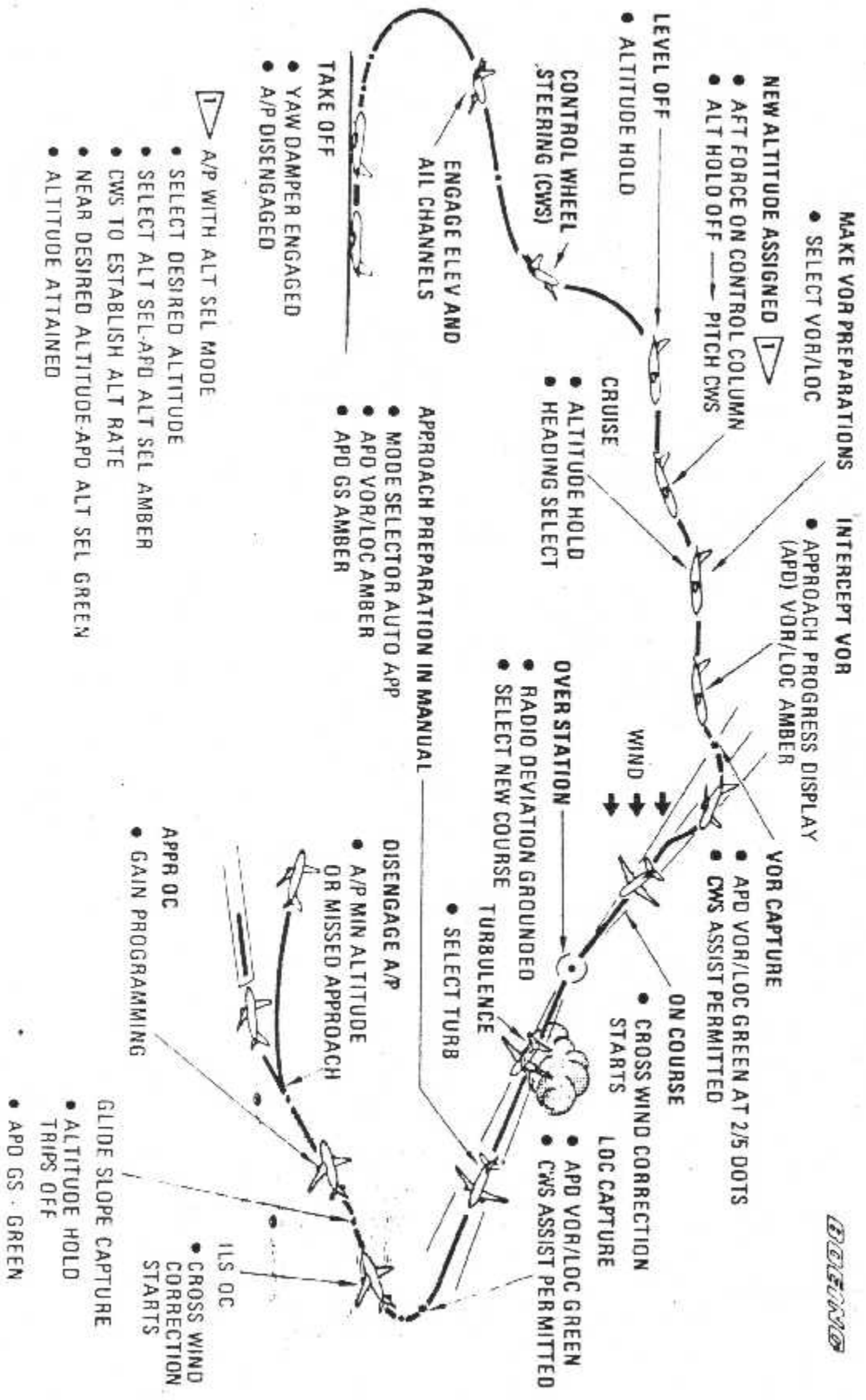
- Sélecteur de mode de navigation
- le calculateur de roulis (Roll).
- le calculateur de profondeur (Pitch).
- le calculateur de lacet (Yaw damper).

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 glide slope.

Les étapes du pilotage automatique :



ChapII.fig4

SEP 1981

INTRODUCTION AUTOPILLOT OPERATIONS

322-00-021-01B

II.3.LE CALCULATEUR DE ROULIS (ROLL CONTROL CHANNEL) :

II.3.1.GENERALITES :

Le calculateur de roulis (R C C) 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).

II.3.1.1. Définition du calculateur 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).

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

II.3.1.2 La composition du calculateur de roulis :

Le calculateur de roulis comprend :

- Roll Rate gyro
- Roll Servo Ampli
- Heading Synchroniser
- Roll Computer
- Latéral Path Coupler
- Roll Calibreur
- Roll Rack Assembly

1) 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.

2) ROLL SERVO AMPLI :

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

3) HEADIND 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 sélect (HDG SELECT).

4) ROLL COMPUTER :

C'est un 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).

5) LATERAL PATH COUPLER :

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

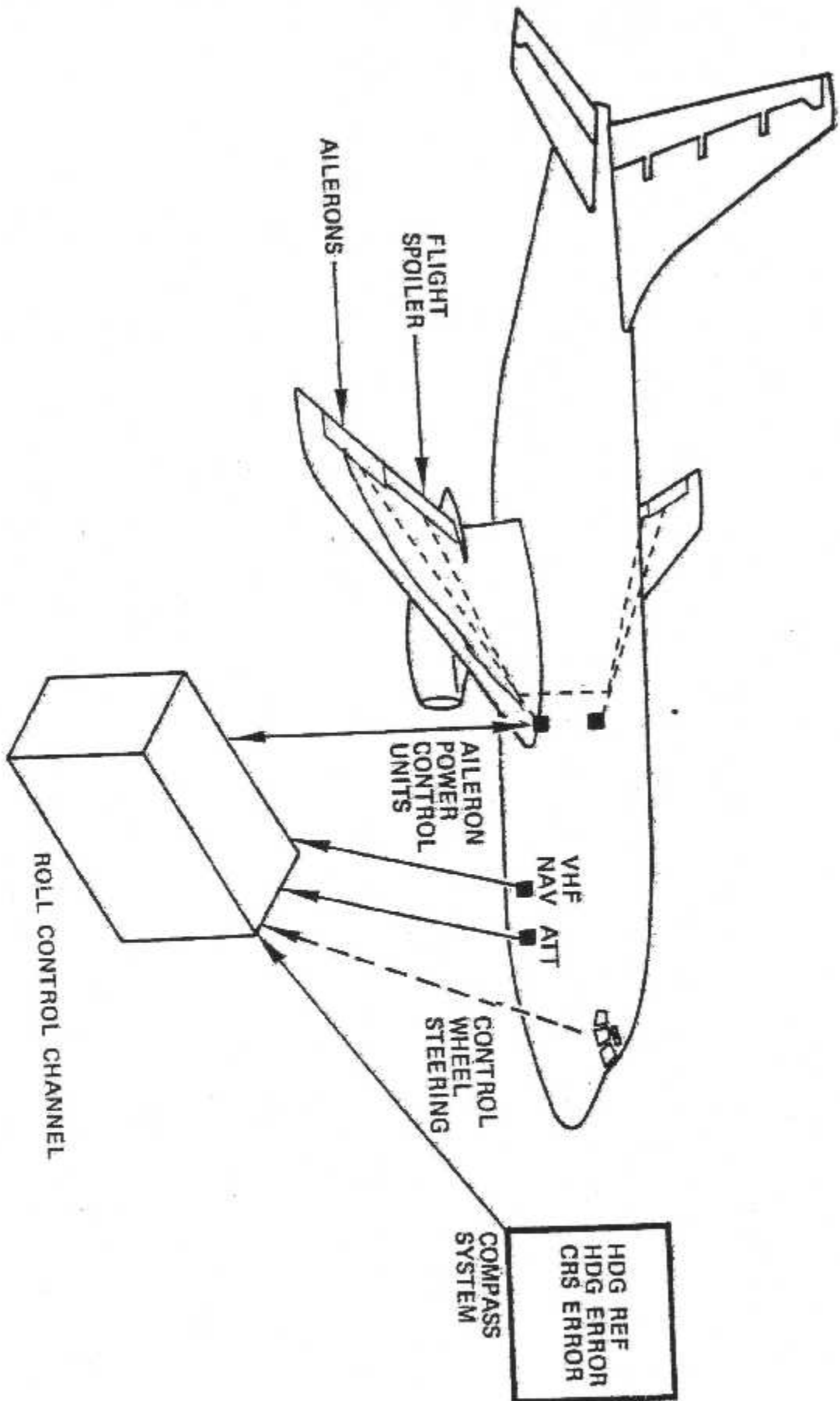
6) ROLL CALIBRATEUR :

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

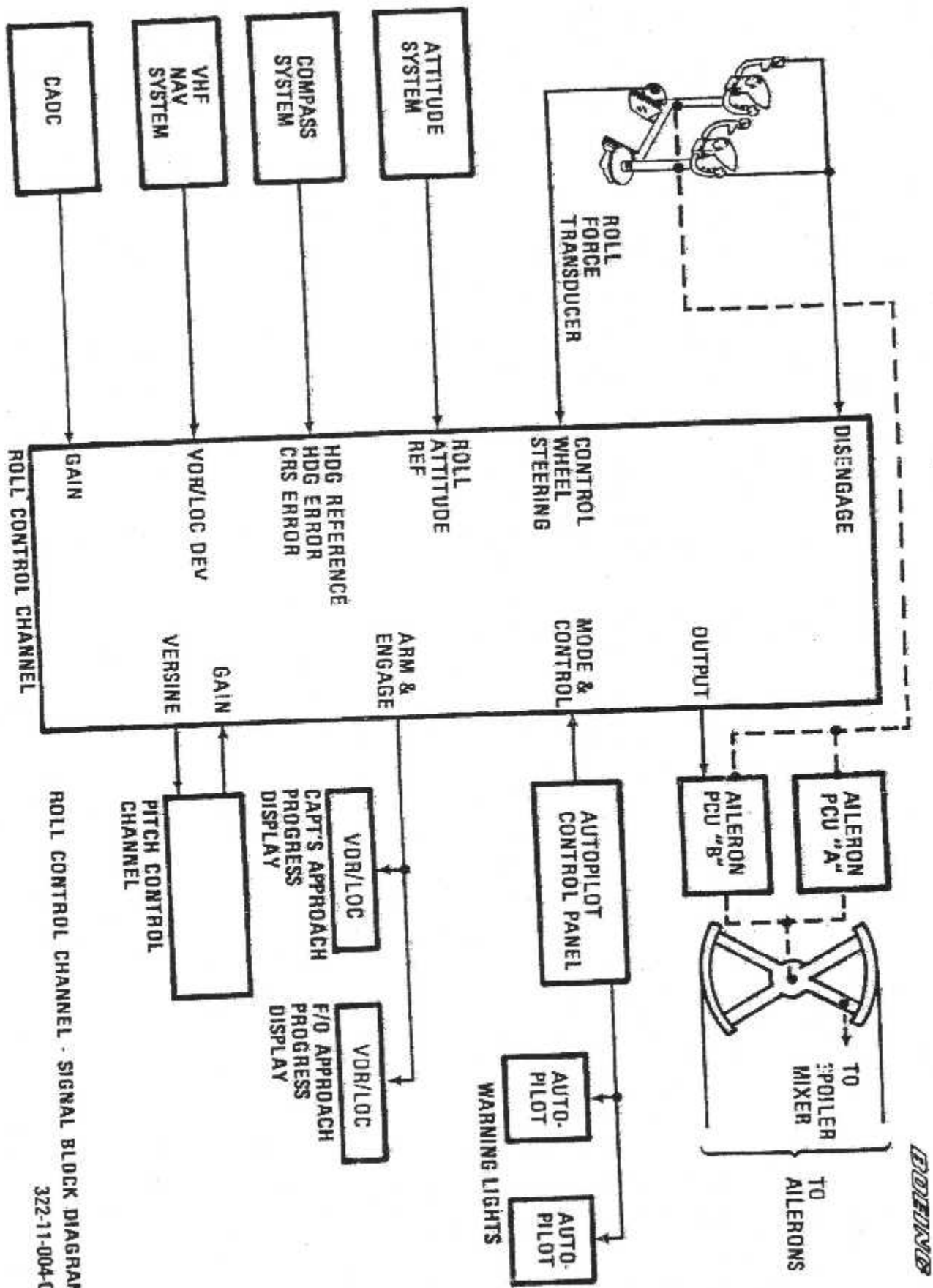
7) ROLL RACK ASSEMBLY : Il comprend:

- UNE CARTE LOGIQUE D'INTERLOK: qui sert à :
 - L'engagement du calculateur de roulis
 - L'excitation de la bobine d'engagement

- Engagement de la palette.
- 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; -15 VDC; -26 AC; +15 VDC; + 30 VDC; 26VAC).



Chapll.fig5



ROLL CONTROL CHANNEL - SIGNAL BLOCK DIAGRAM
322-11-004-01

II.3.2.FONCTIONNEMENT:

II.3.2.1. Avant l'Engagement:

a.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 produise aucun changement brutal d'attitude.

Elle est réalisée dans un intervalle de virage, qui va 0° à 32°. La synchronisation du roll se fait en trois phases :

- Synchronisation du heading synchroniser.
- Synchronisation du roll computer.
- Synchronisation du servo ampli.

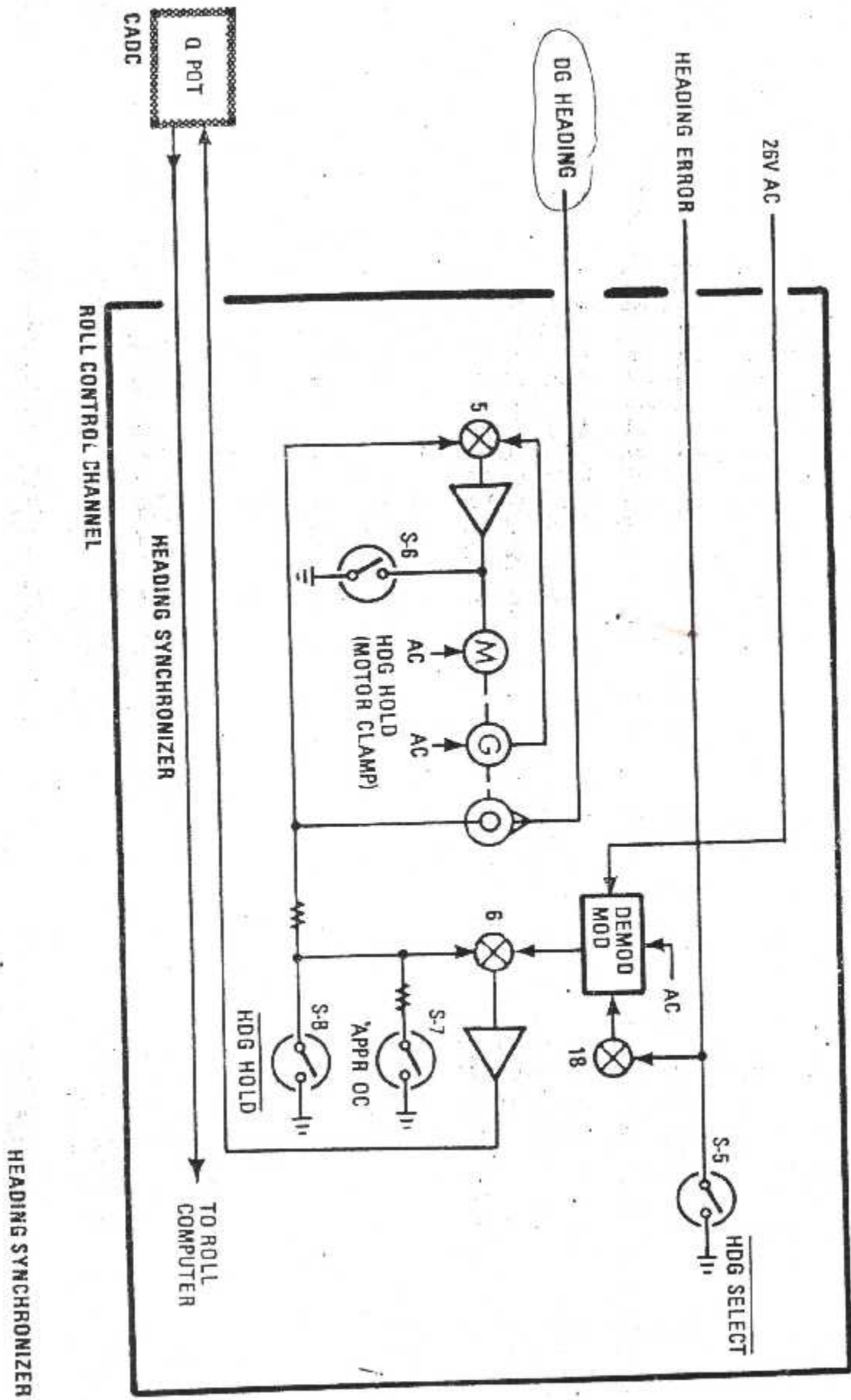
b.heading synchronizer :

Le roll 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).

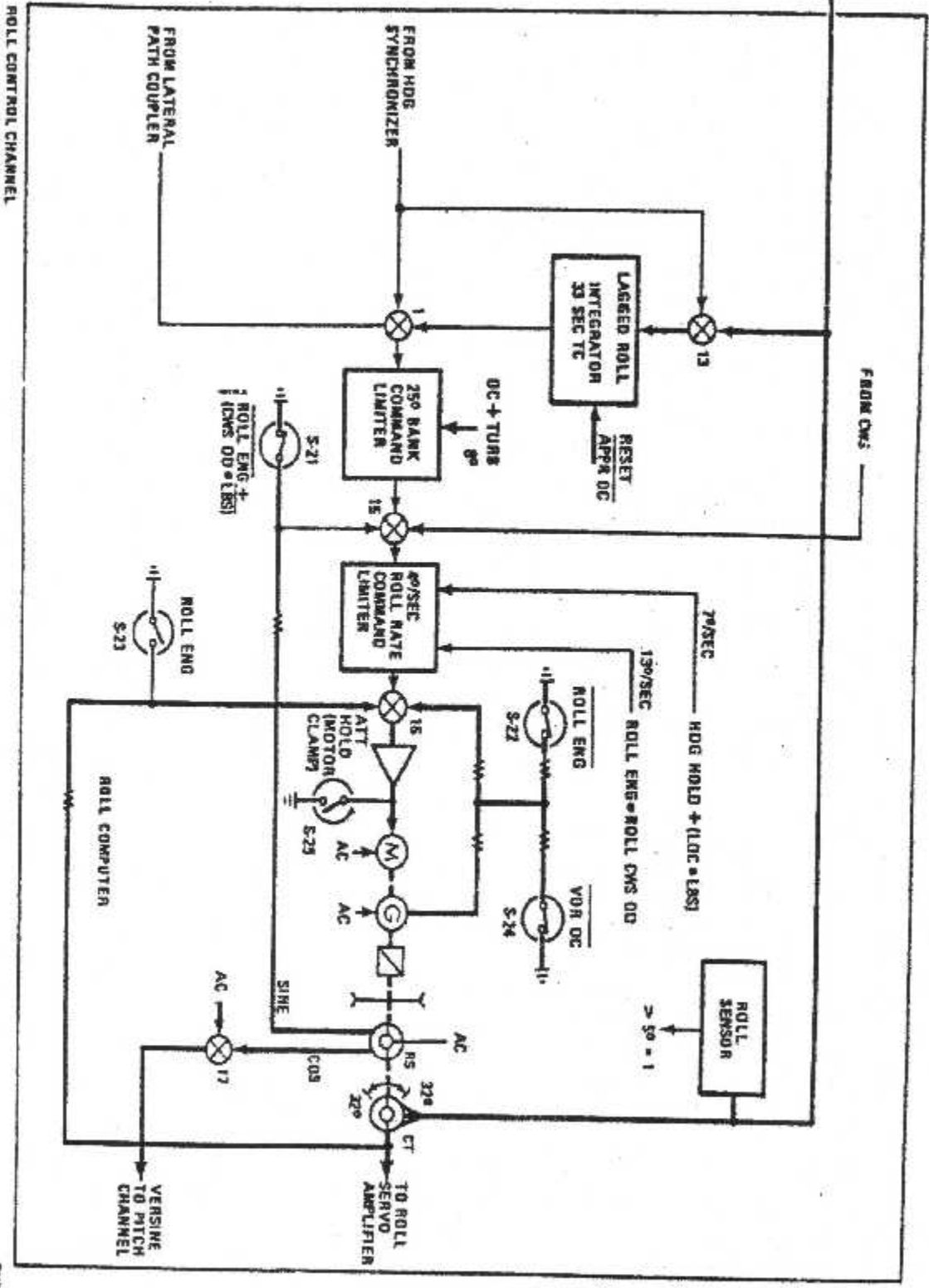
Si la direction du DG change un signal est perçu à la sortie du rotor au point de sommation (5). Ce signal est amplifié et fait tourner le moteur, la vitesse de moteur ne dépend que de la fréquence.

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

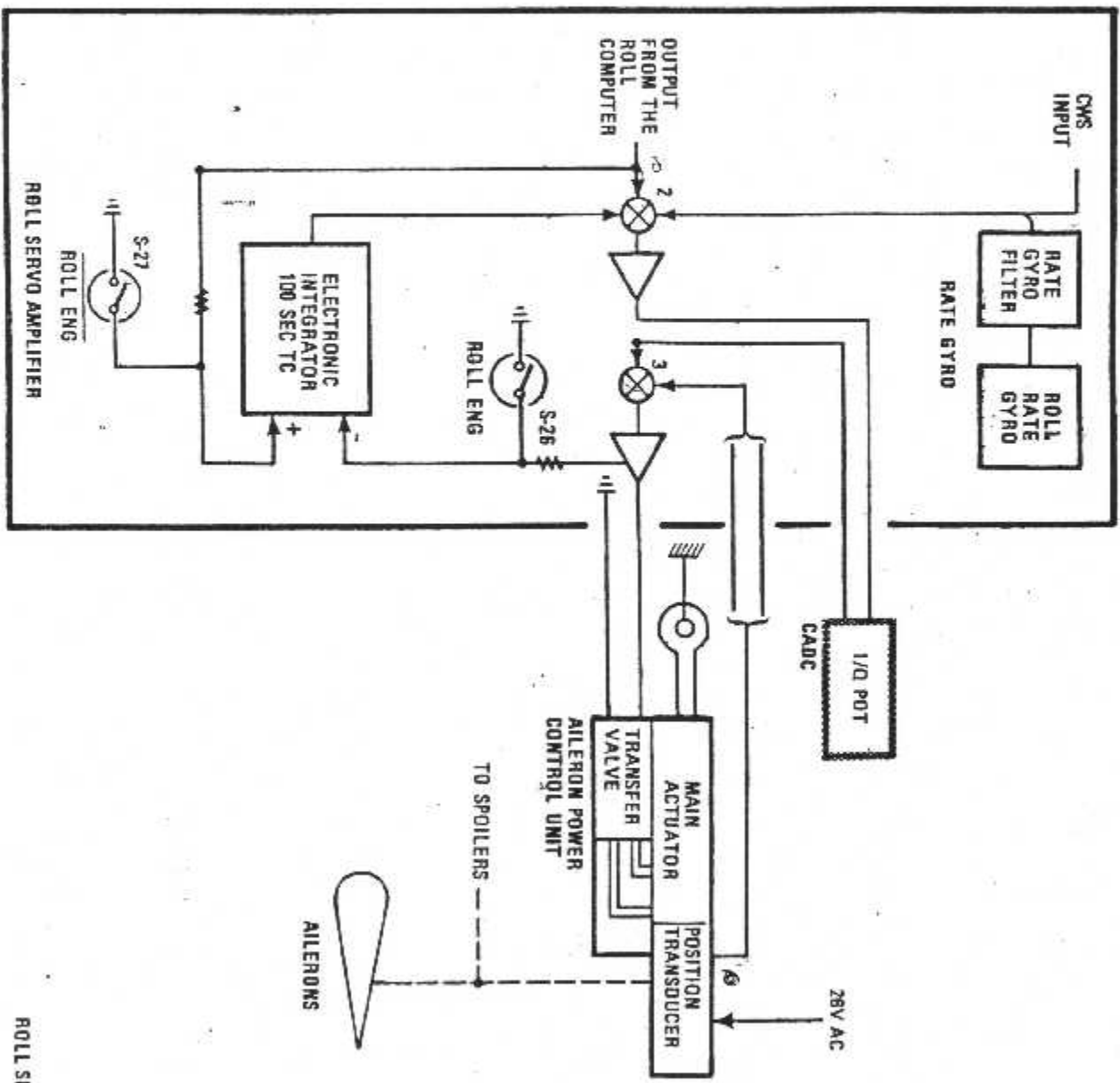


Chap11.fig7

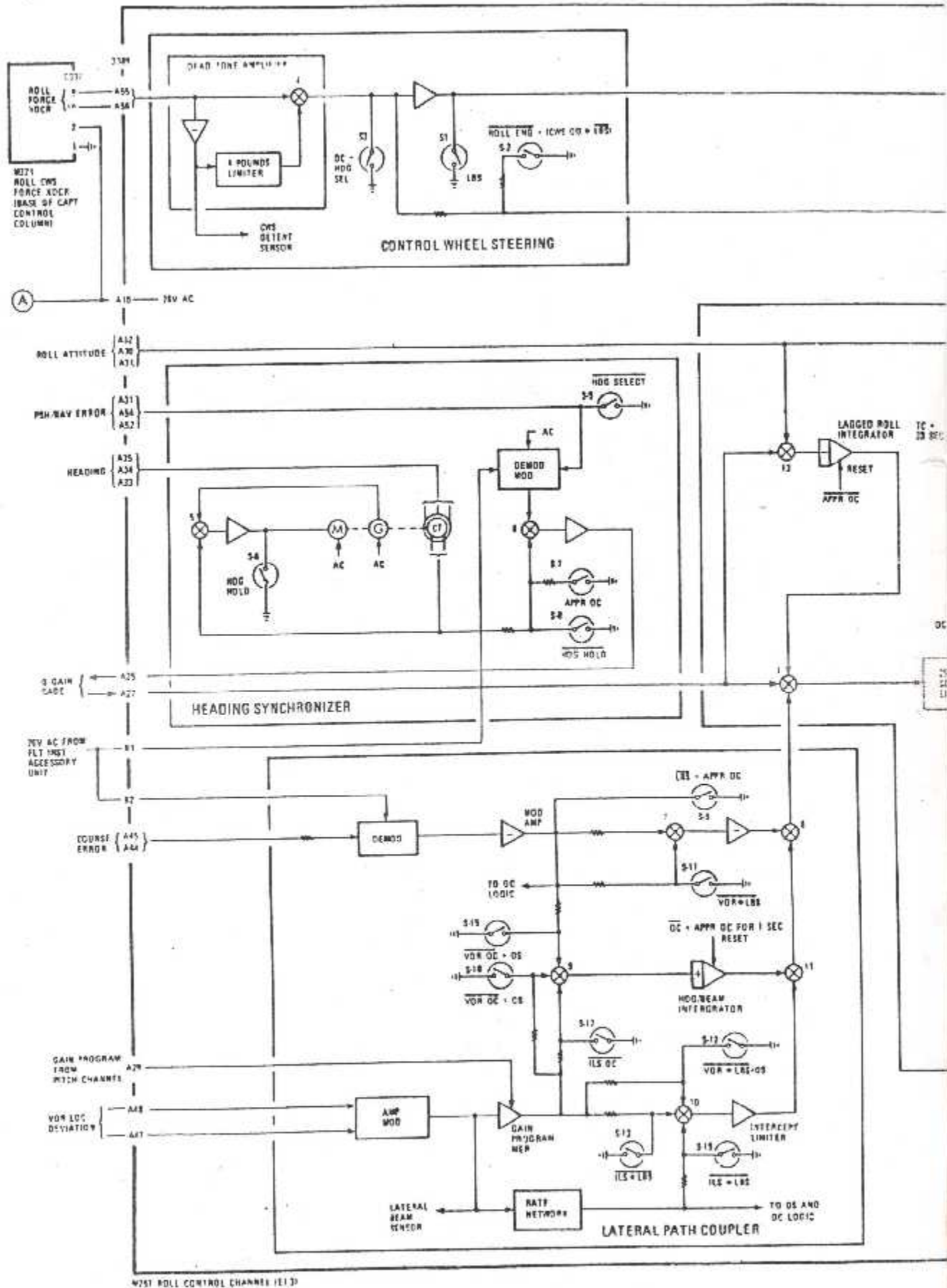
HEADING SYNCHRONIZER



ChapII.fig8



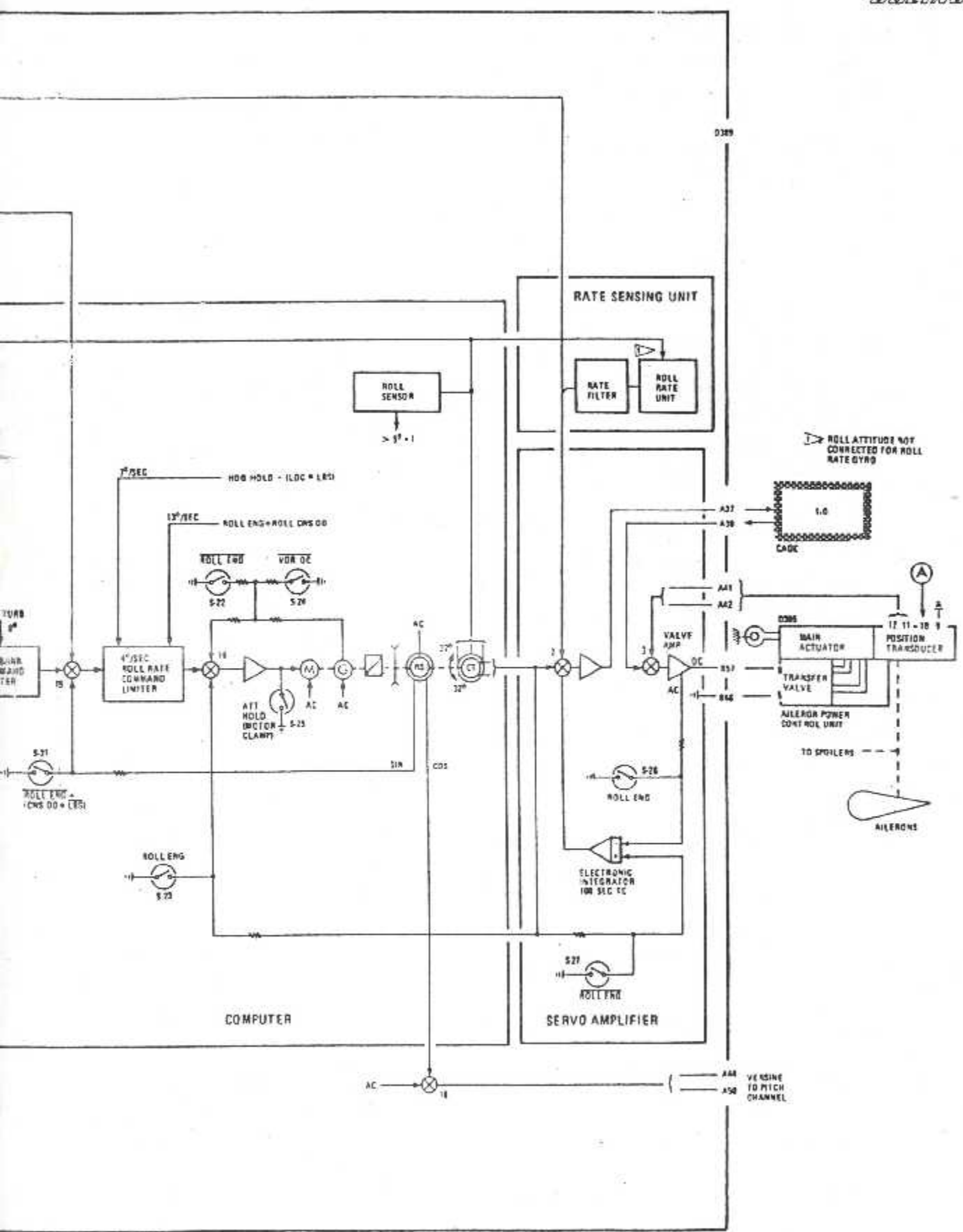
Chapll.fig9



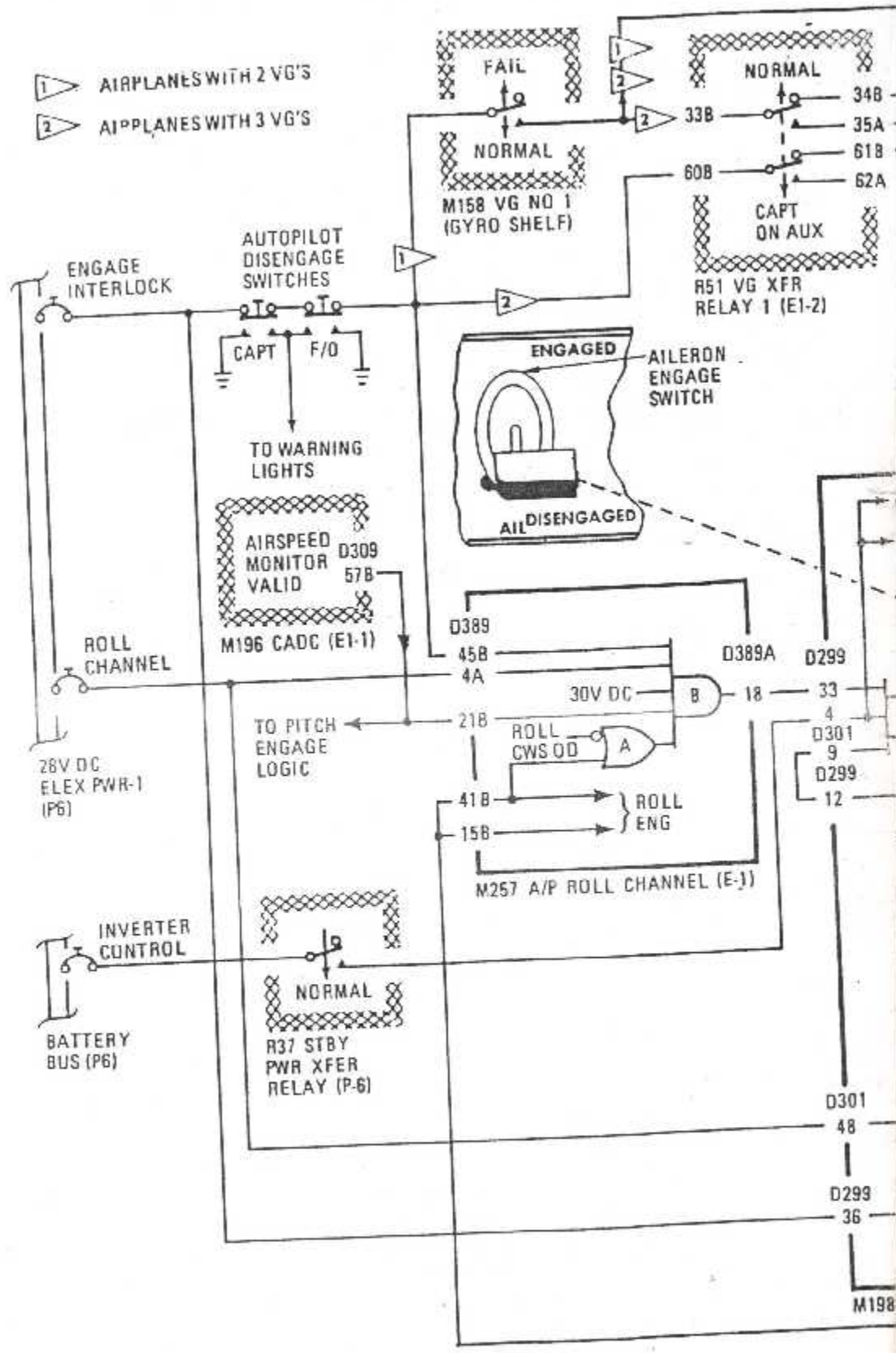
W251 ROLL CONTROL CHANNEL (E13)

FEB 1982

FOR TRAINING



ROLL CONTROL CHANNEL SCHEMATIC

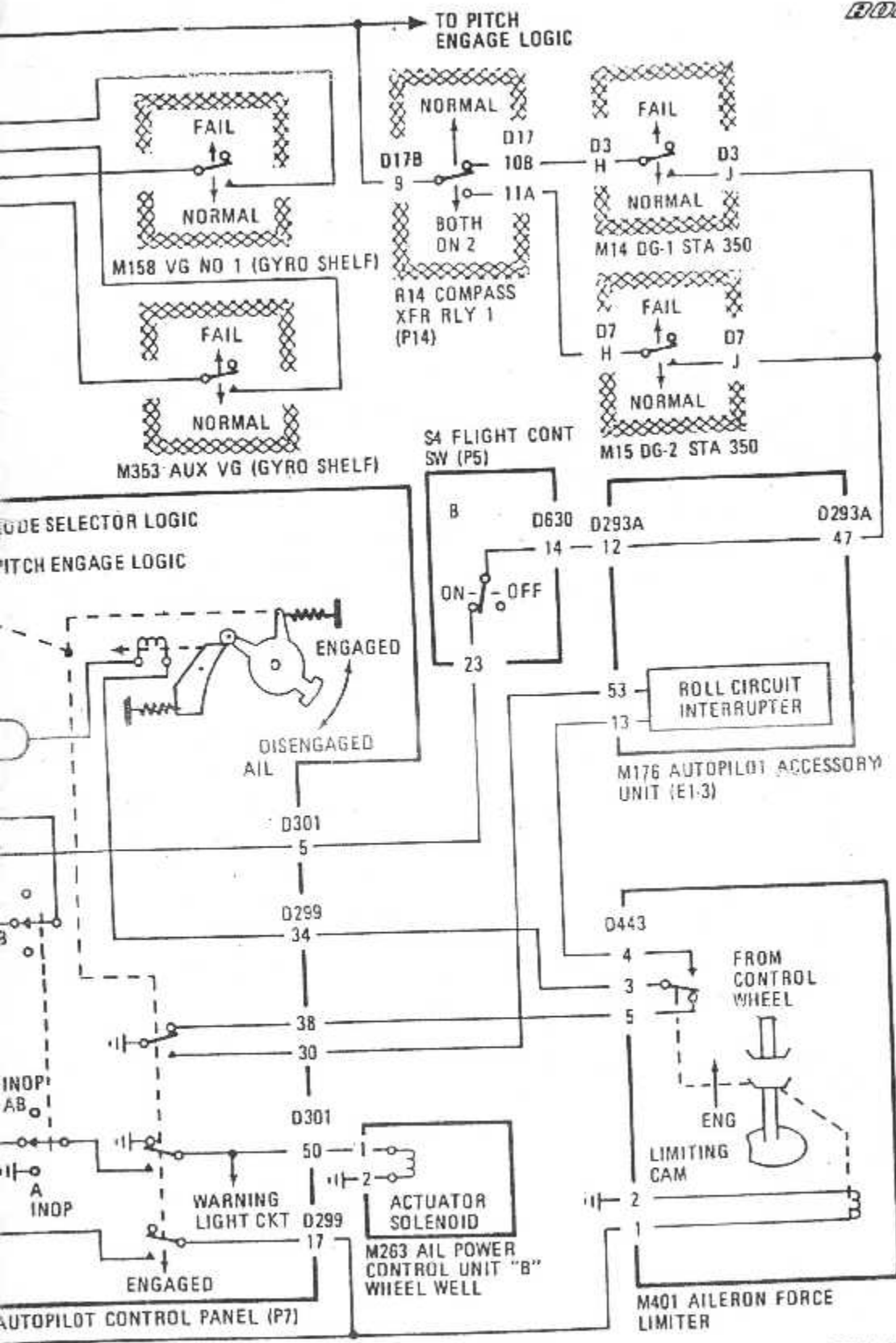


OCT 1980

FOR TRAINING

Chap II. fig

3021310



ROLL ENGAGE LOGIC

PURPOSES ONLY

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.

c.synchronisation du roll computer :

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 position OFF.

On a un signal de référence, (signal du V.G) 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).

d.synchronisation du servo ampli :

Avant l'engagement du roll (c'est a dire le switch S26 n'est fermé et le switch 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'entrée de l'amplificateur est nul la Synchronisation s'achèvera.

e.engagement logique du roll :

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

1. La masse de la bobine de 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 :
 - A- 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 :
 - Les deux switch de coupure doivent être fermés (se trouvent dans le manche).
 - La tension 28V VDC d'avion soit validée.
 - L'alimentation 30V VDC du calculateur du roulis (monitor) doit être valide.
 - LA VALIDIT2 DE LA CADC.
 - La cinquième entrée est conditionnée par une porte "OU" à deux entrées.
 - Roli 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.
 - B- La deuxième entrée est validée par les batteries de secours (le switch sur normal).
 - C- La troisième entrée de la porte d'excitation © est conditionnée par le sélecteur hydraulique sur position (B)... La position (A) et (AB) sont inop.
 - Le switch fligh 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).

II.3.2.2. L'Engagement :

Après l'engagement les trois contacts se ferment.

1. La bobine va retrouver sa masse a travers le contact de travail (aileron force limiter) et contact de sélecteur d'engagement par le circuit d'interrupteur calibré à 100 m /seconde.
2. Le contact de travail d'engagement va exciter la bobine du servo commande (actuator selenoid).
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.

II.3.3.LOGIQUE DE LA FONCTION HEADING SELECT, HEADING HOLD (CENTRE) ET HEADING OFF:

II.3.3.1.GENERALITES:

Les switches HDG OFF-HDG SEL sur la boite de commande du pilotage automatique permettent entre les 2 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".

a.HEADING HOLD (centré):

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

1. La validité de la porte « E » est déterminée par :
 - Il ne faut pas que le mode VOR/LOC soit engagé (LBS).
 - Il faut que la fonction control wheel steering soit IN DETENT.

2. 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 < 5

($< 5 = 0$) inverse qui va donner un "1" à la sortie de la porte "A" à 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 la porte "C".

b. HEADING SELECT (MAINTIEN DU CAP) :

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

- 1) 1^{er} bloc: comprend le circuit d'interlock, qui se trouve au niveau du calculateur de roulis
- 2) 2^{eme} 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 (0) afin de laisser passer le signal heading error.

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

c. HEADING OFF :

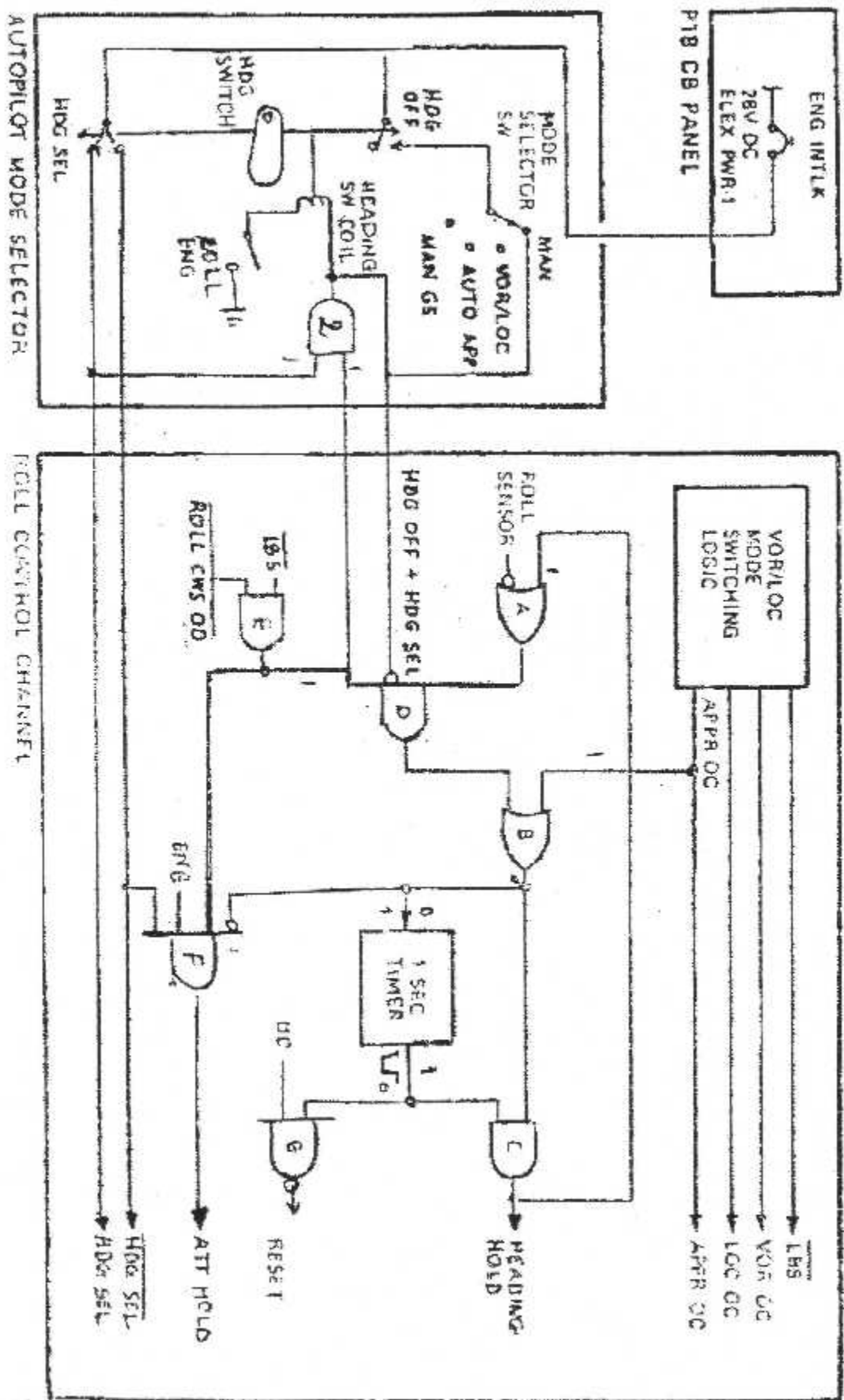
Dans cette configuration :

- 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 de 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) à la porte "D" et la porte "F" sera validée d'une façon à maintenir la position de l'avion.

HEADING AND ATTITUDE HOLD



Chap11.fig9

II.3.4. Les modes de fonctionnement:

II.3.4.1. HEADING HOLD (maintien du cap):

Une fois que le mode HEADING HOLD est engagé, 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 de sommation (14) avant de passer dans un limiter bank, qui réduit la commande à 25°, le "Roll Rate Limiter" limite ensuite le taux de la commande à 7° par seconde.

Au point de sommation (16) le signal est additionné au signal de retour feed back du 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 error au point de sommation (15), le signal d'erreur développé par le synchro du roll computer provoque le déplacement de l'aileron.

II.3.4.2. LA FONCTION HEADING SELECT :

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. Un signal HDG erreur venant du CDI (HSI), passe à travers un switcher S5, qui est ouvert vers le modulateur et au point de sommation (6), le signal passe ensuite à travers la CADC (dosage) est envoyé ensuite au point de sommation (14), le signal « HDG ERROR » passe ensuite dans le banc limiter la commande à 25°, puis le taux de roulis est limité par le roll rate limiter à 4°/seconde au point de sommation (16), les signaux « HDG ERROR » sont additionnés avec les signaux de feed back du générateur, le résultat est envoyé à travers l'amplificateur et entraîne le roll computer.

Le roll computer est entraîné dans la direction qui permet au resolver d'annuler le Signal « HDG ERROR » au point de sommation (15). Quand le roll computer est entraîné, le synchro délivre un signal de sortie, qui provoque le déplacement de l'aileron. Le déplacement de l'aileron produit un virage incliné dans le sens voulu pour obtenir un nul entre les signaux HDG ERROR et ROLL SYNCHRO.

II.3.4.3.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 (voir la figure).

II.3.4.4.LA FONCTION CONTROL WHEEL STEERING :(mode transparent)

Le control wheel steering est une fonction prioritaire du calculateur de roulis, elle est déterminée par un sens or calibré à 4 pound (CWS OD). Cette fonction peut effectuer un braquage de 32° 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 est appliqué au roll computer (sensor).

La fonction CWS va passer si la logique CWS est vraie (>4 pound). Le signal arrive au point de sommation (15), il va à l'intégrateur pour limiter le taux d'inclinaison à 13°/ seconde et au servo ampli pour actionner la gouverne à 32°.

II.3.4.5. Le mode 'VOR' :

a. La Théorie de 'VOR' :

La station 'VOR' transmet des signaux de fréquences comprises de 108,00' a' 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, et le signal variable est démodulé.

Fonctionnement :

La Phase Armée :

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 remis à la condition nulle. Les signaux de déviation 'VOR' sont nodules puis appliqués au capteur de faisceau latérale 'Lateral 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 'Lateral 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 'Lateral Beam Sensor', le signal radio de déviation et celui de l'erreur de course sont 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° , 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 générées à partir du CWS vers sp2 sont remises à la masse avec la fermeture de l'interrupteur '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 $13^\circ/s$.

La Phase En Course :

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° , 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 (Overstation) :

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'intégrateur du faisceau de cap sont utilisées pour le contrôle de l'avion au-dessus de la station.

II.3.4.6.Le mode 'LOC' :

La théorie du localisateur 'LOC' :

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

sera prédominante la déviation du localisateur sera défléchié 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 150 Hz 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 c'est l'erreur de course 'LOC' qui est mis à la masse, ainsi que les signaux de déviation 'LOC' sont modules 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 selection 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 deviation signal', et à l'erreur de cours de s'appliquer à SP8. La déviation 'LOC' est supérieure au faisceau latéral, mais elle est limitée par un amplificateur limiteur à 25° de l'erreur de cours, la sortie du sommateur SP8 fait tourner l'avion pour faire l'interception du cours de 25° pour la première phase de capture. La déviation 'LOC' et le taux de déviation de celui-ci, ainsi que les signaux d'erreur de course dirige l'avion vers le cours 'VOR', durant cette phase, l'angle de commande maximum 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 générées ne sont pas prises en compte. Tous les signaux provenant du CWS doivent passer à travers le calculateur. Le taux maximum de commande en roulis augmente à 13 °/s.

La Phase En Course :

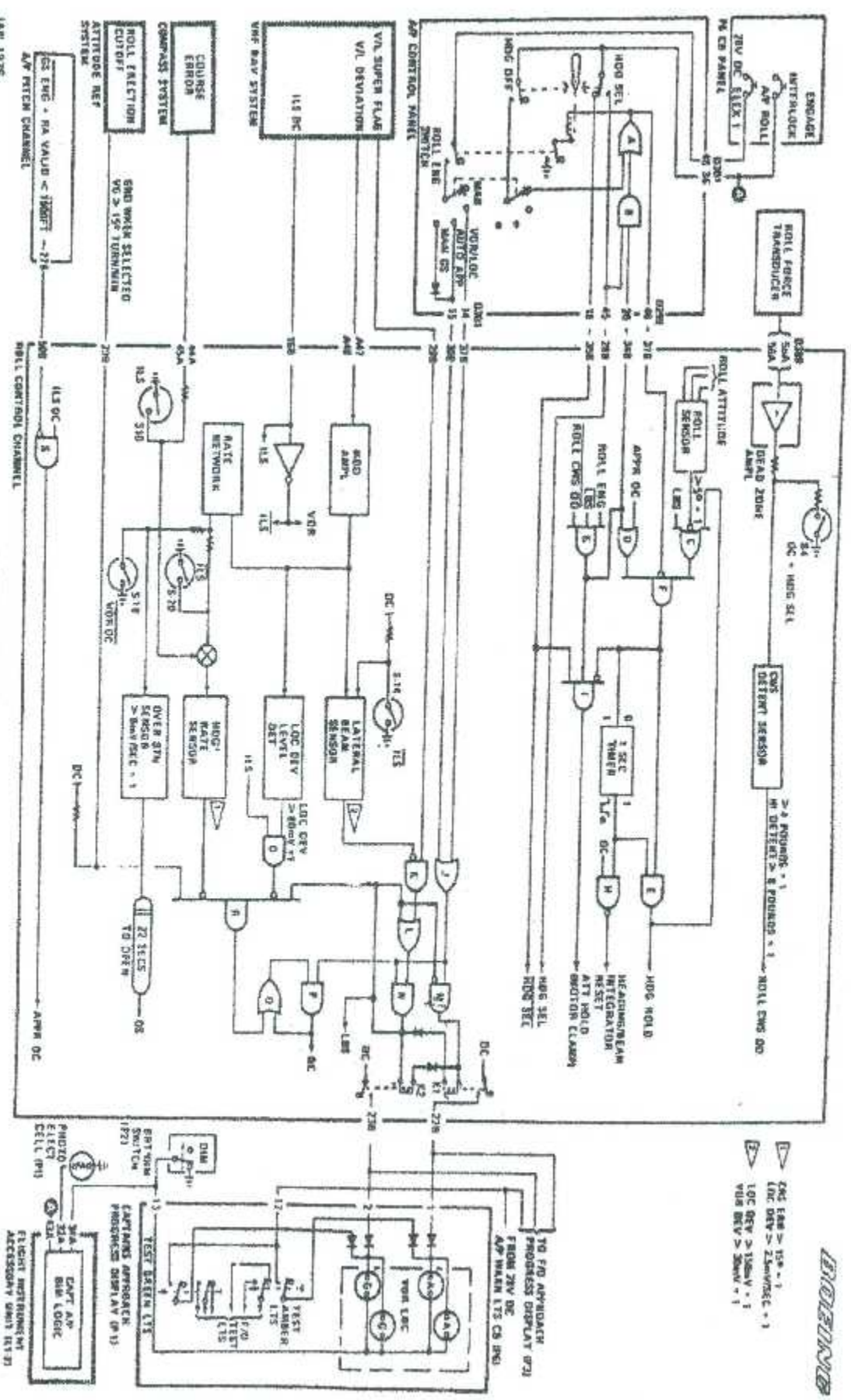
Pendant cette phase, la mise à la masse est annulée par l'intégrateur du signal de cap (HBI) et le signal d'erreur de cours est somme avec la déviation 'LOC' modulée. Si une perturbation parvient le HBI fournit un signal de sortie à partir signal de déviation 'LOC' pour compenser la dérive de la perturbation.

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 $1,7^\circ/s$.

La Phase approche en course:

Quand l'approche est obtenue, l'erreur de course est mise à la masse, et le HBI est mis à la masse pendant un second. D'une autre part, afin d'éliminer n'importe quel angle de compensation, l'erreur de cap est appliquée au 'SP 13' et à l'intégrateur de traîne de roulis 'lagged roll integrator', ce dernier amortit les réponses pour localiser les signaux de déviation.

BRIEFING

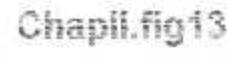


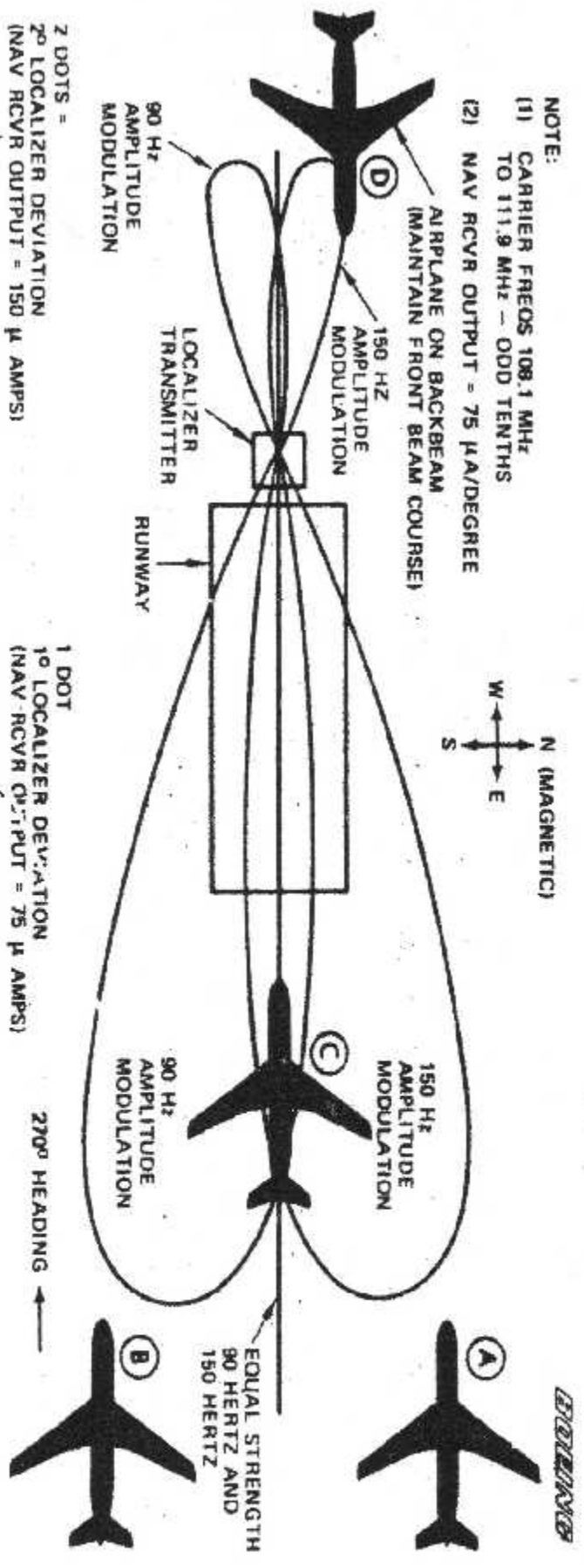
- ▷ ENG SENS > 15° - 1
- ▷ LOC DEV > 2.5mm/sec - 1
- ▷ LOC DEV > 15mm/sec - 1
- ▷ VNR DEV > 30mm/sec - 1

JAN 1975

FOR TRAINING PURPOSES ONLY

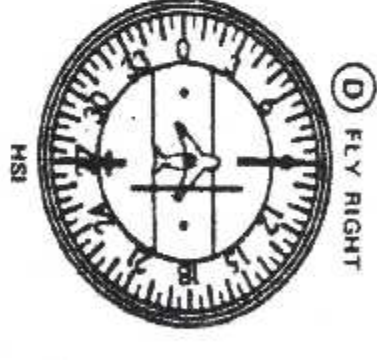
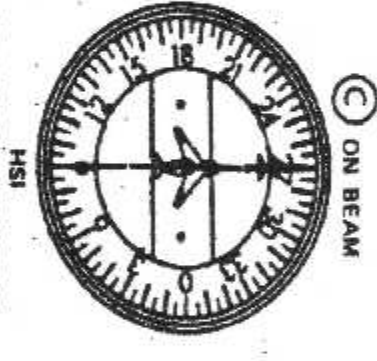
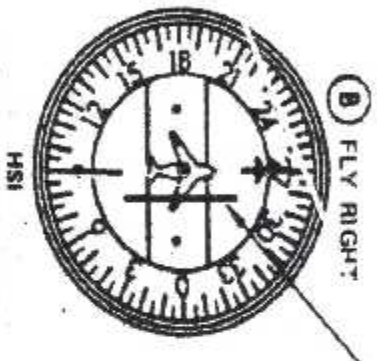
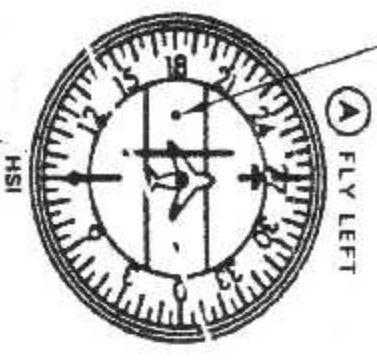
ROLL CONTROL CHANNEL MODEL 1B01C SCHEMATIC
322711012510





2 DOTS = 2° LOCALIZER DEVIATION (NAV RCVR OUTPUT = 150 μ AMPS)

1 DOT = 1° LOCALIZER DEVIATION (NAV RCVR OUTPUT = 75 μ AMPS)



VHF NAVIGATION - LOCALIZER THEORY

Les modes VOR/LOC

Chapll.fig14

II.4.LE CANAL DE PROFONDEUR (Pitch Control Channel) :

II.4.1.GENERALITES :

Le pitch control Channel est un accessoire qui traite toutes les évolutions piquées et cabrées de l'avion (limitées à 10° piquées et cabrées à 28°). Sa principale fonction est le maintien d'altitude (Altitude hold).

Le pitch fonctionne également en mode GLIDE SLOPE, qui s'occupe de la descente automatique de l'avion et qui s'effectue en deux phases : armé et capture.

II.4.2.LES SOUS ENSEMBLES DU PITCH :

Le pitch comprend :

- Rate gyro.
- Pitch servo ampli.
- Pitch computer.
- Vertical path coupler.
- Control wheel steering.
- Pitch calibreur.
- Rack assembly.

1. RATE GYRO:

C'est un amortisseur des signaux de commandes de pitch.

2. PITCH SERVO AMPLI :

C'est un amplificateur qui commande la servo commande.

3. PITCH COMPUTEUR :

C'est un calculateur qui traite les informations externes, les calcule suivant la référence du vertical gyro et les envoie au pitch servo ampli.

4. VERTICAL PATH COUPLER :

C'est un module qui reçoit et traite les signaux radio, les envoie par la suite aux différents modules et traite aussi la fonction altitude hold.

5. CONTROL WHEEL STEERING :

C'est un module qui reçoit et traite les signaux et les envoie au pitch computer.

6. PITCH CALIBRATEUR :

C'est un réseau de résistances qui adapte les signaux d'entrées/sorties.

7. RACK ASSEMBLY :

Il contient deux circuits : circuit d'interlock et le circuit d'alimentation.

7-1) Le circuit d'interlock :

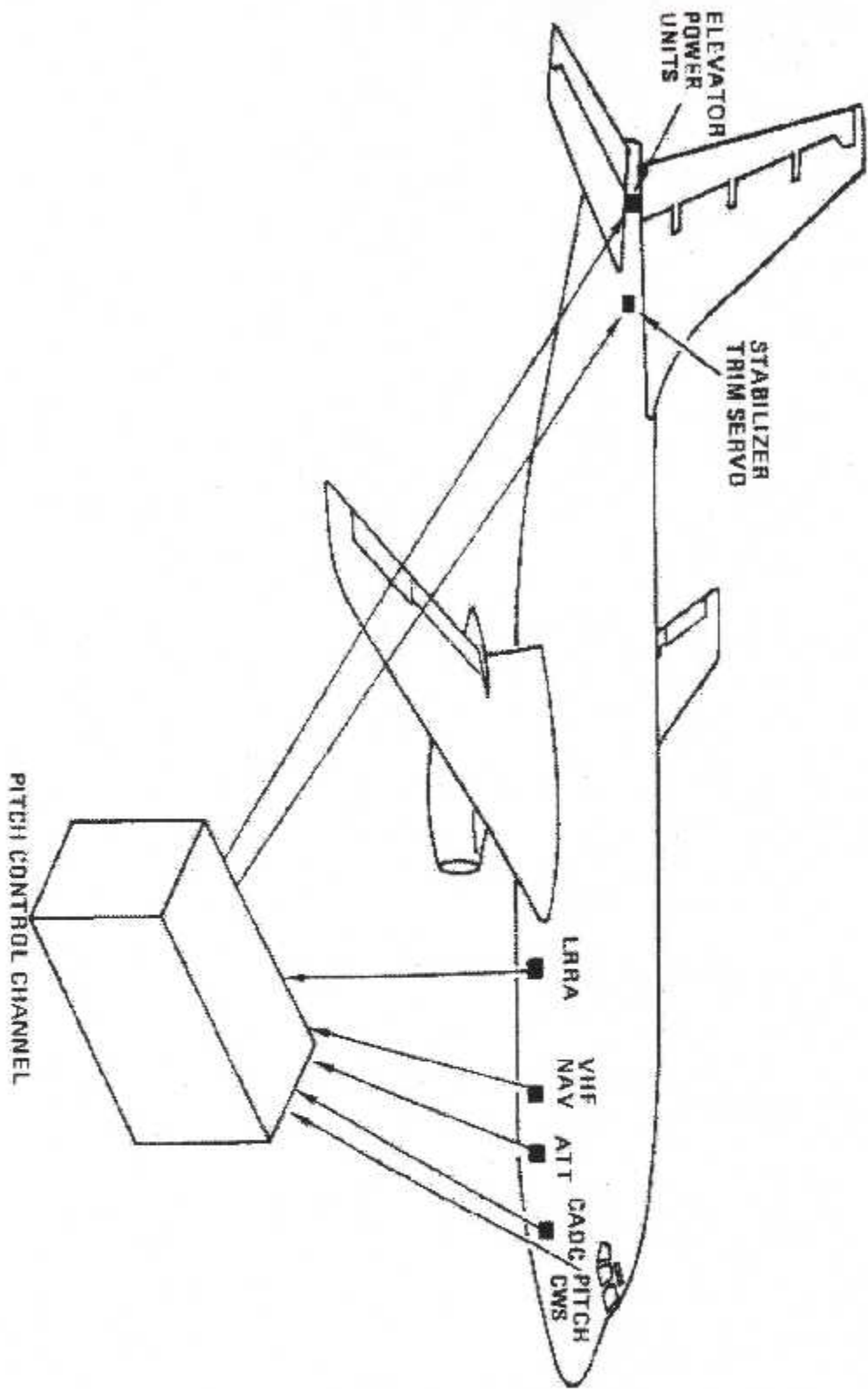
C'est un circuit qui traite les différentes logiques existantes dans le pitch et qui sont :

- La logique d'engagement du pitch.
- La logique du sélecteur de mode (AUTO APPROCH)
- La logique de l'auto maintien du switch qui sélectionne :
 - Turbulence
 - La fonction "ALTITUDE HOLD"

7-2) L'alimentation :

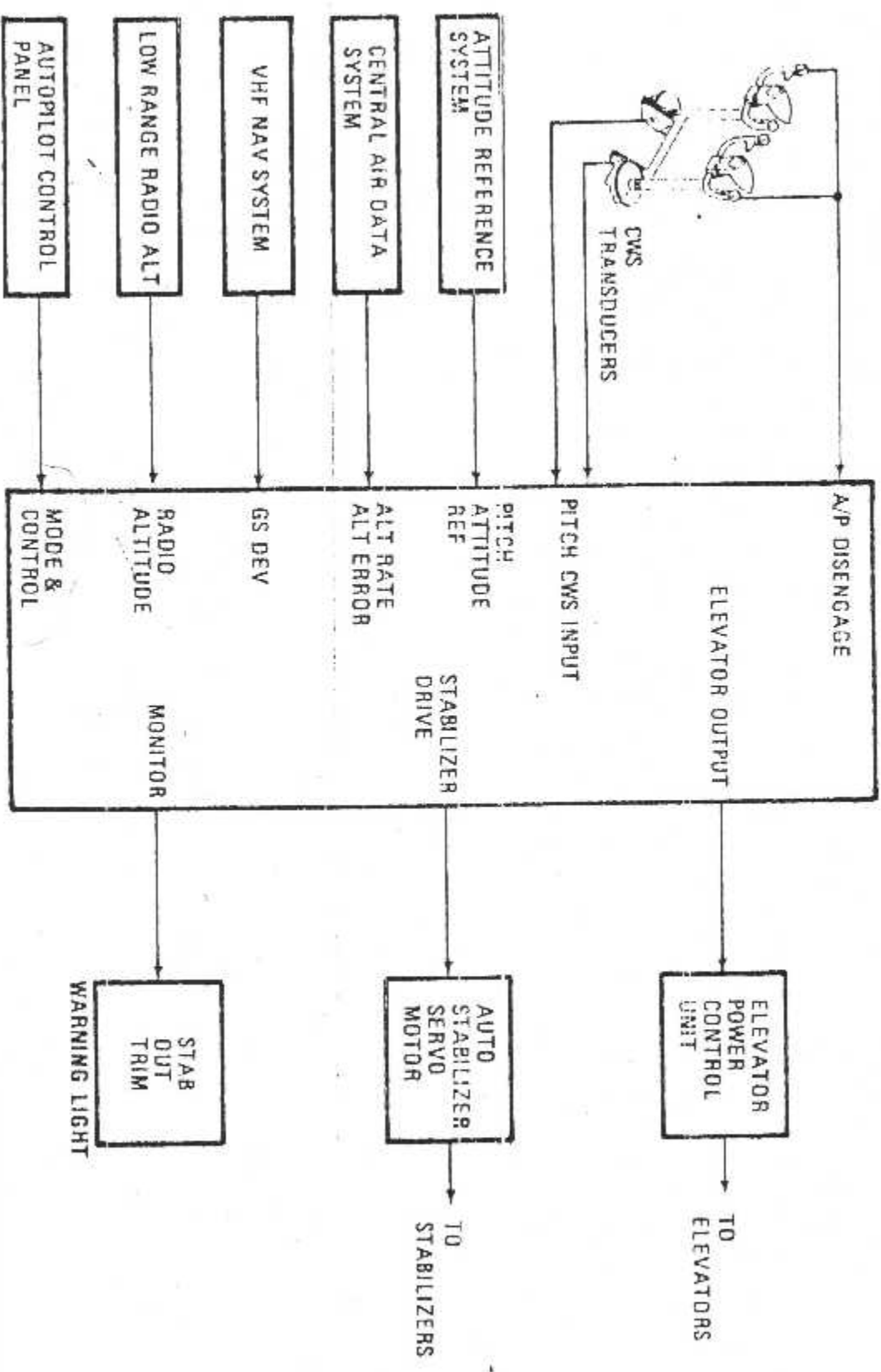
Le circuit d'alimentation du pitch est donné par :

- Un transformateur primaire (115 vac 400 Hz) + 26 AC – 26 AC.
- Trois enroulements secondaires qui délivrent : (50 vdc, 30 vdc, + 5,5 vdc, +15 vdc, -15 vdc).



131022Z JAN 68

Chapil.fig15



PITCH CONTROL CHANNEL SIGNAL BLOCK DIAGRAM

II.4.3. La synchronisation :

Avant d'engager les calculateurs de profondeur, la synchronisation doit être effectuée pour annuler la sortie du servo-amplificateur qui est transmise à la valve de transfert, ceci pour s'assurer de n'avoir aucun signal avant l'engagement.

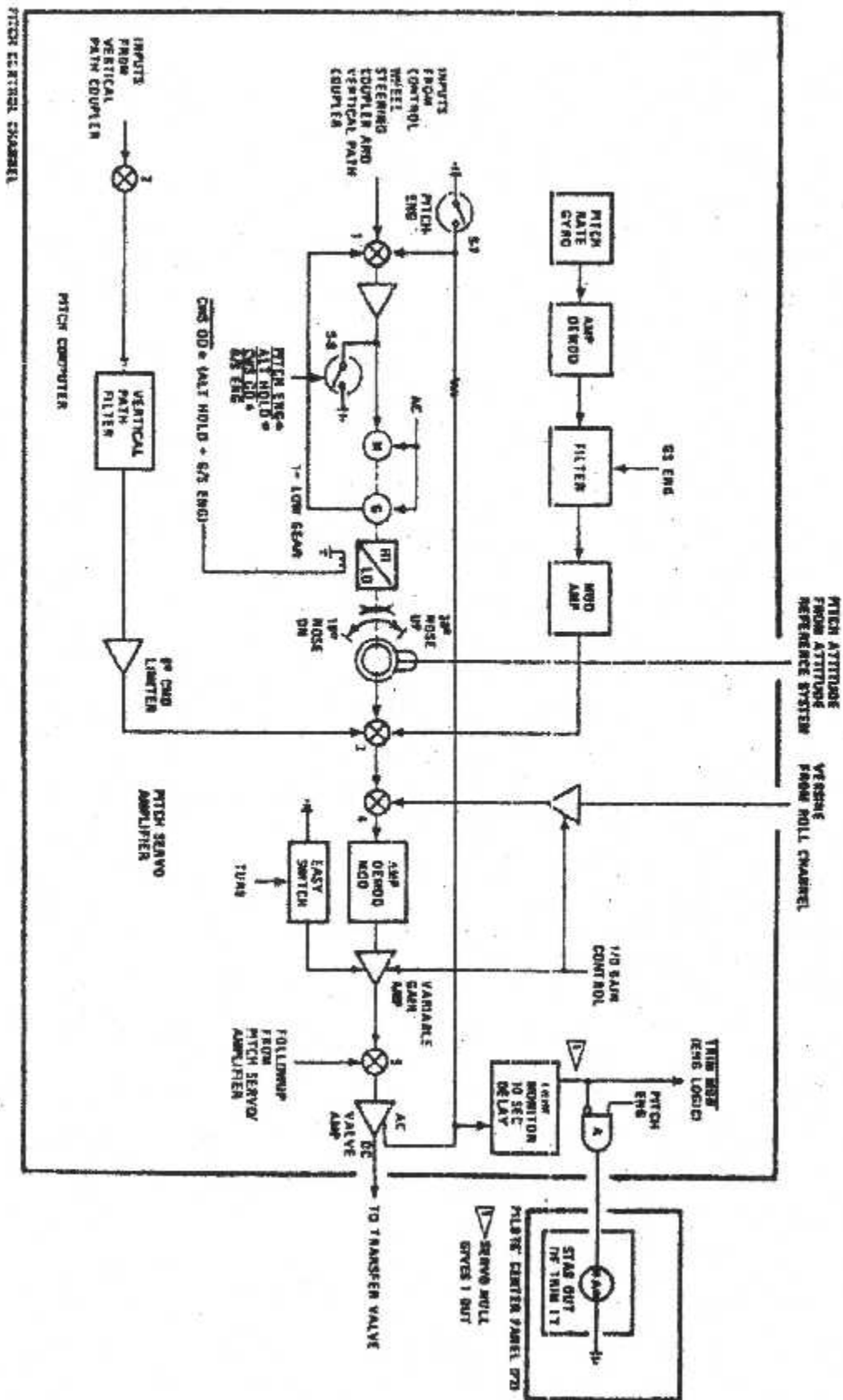
La boucle de synchronisation est activé avec l'ouverture de s7, ce qui permet au signal de la contre réaction de piloter la combinaison motrice/génératrice, la sortie du moteur (train d'engrenages) positionne le rotor du convertisseur CT de manière à annuler le sortie de la valve qui est appliquée en sp3.

La position du rotor établit une attitude de référence de tangage à partir de laquelle l'attitude va changer après l'enclenchement.

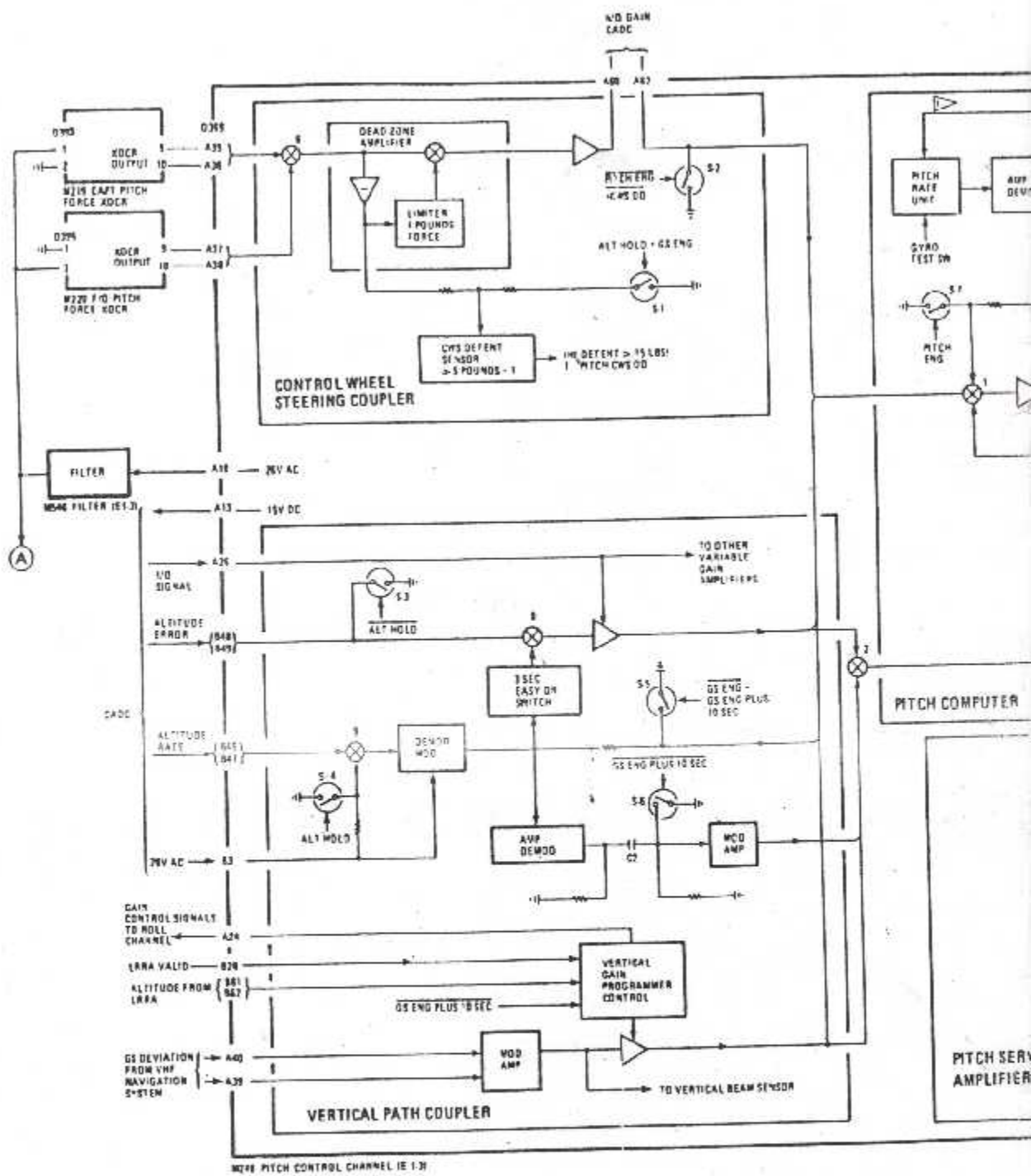
Le rotor est mécaniquement limité à une position de 28° dans un sens et 10° dans l'autre sens.

Rappelons qu'avant d'engager les gouvernes et après que la tension est appliquée au canal de commande de tangage, qui est une condition de synchronisation, la variable logique qui définit l'engagement du mouvement de tangage indique pour les circuits d'interlocks. Le non-engagement de tangage. Le détecteur de détention du CWS fournis un signal logique qui indique que le CWS n'est pas en détention. La même chose avec la variable logique de maintien d'altitude et celle de la navigation GS.

Ces signaux logiques sont utilisés pour la configuration du coupleur CWS, le coupleur de trajectoire vertical, le calculateur de mouvement de tangage et les circuits du servo-amplificateur. Par conséquent, les sorties de ces circuits sont nulles.



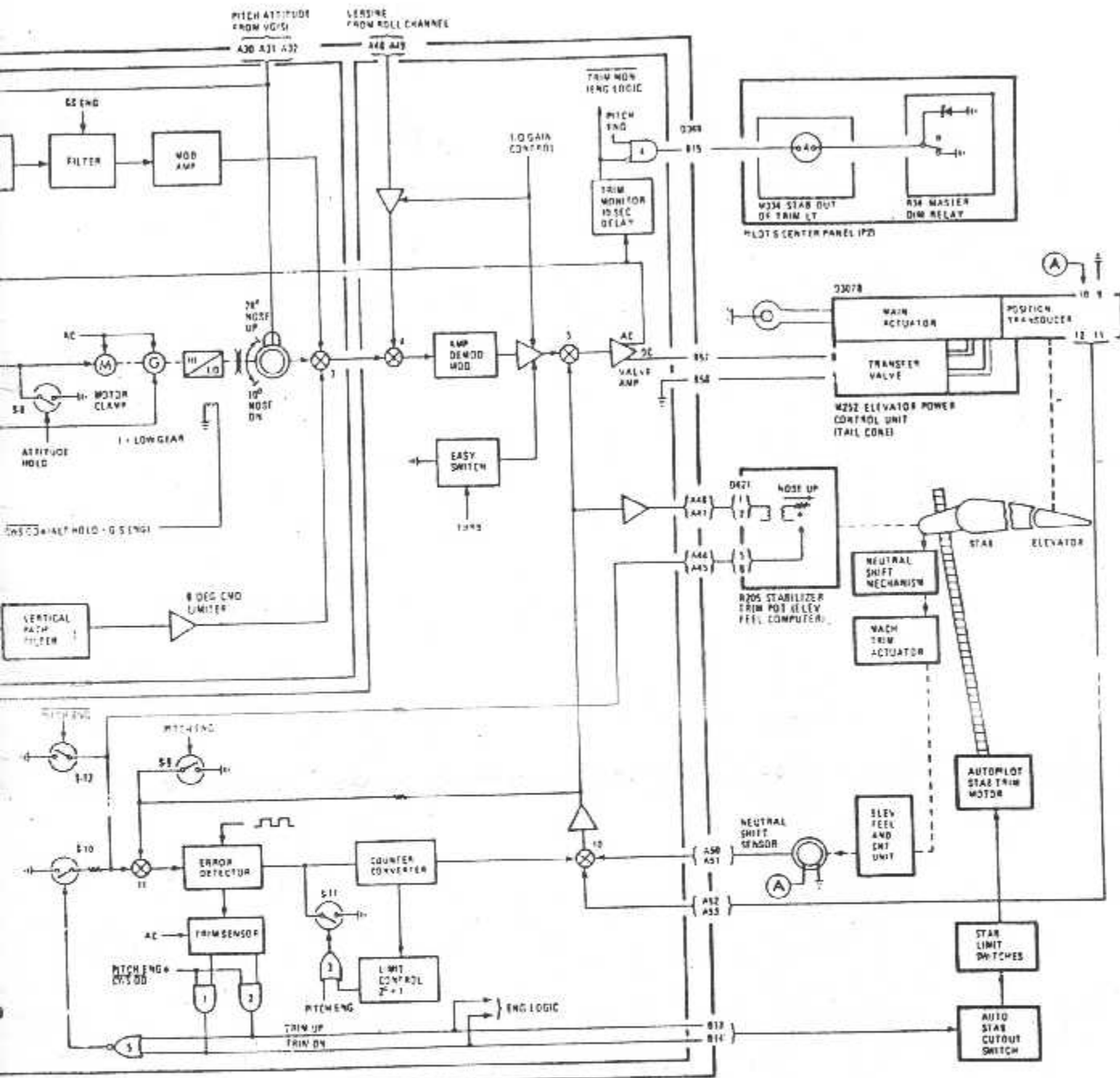
Chap11.fig17



▶ PITCH AFFITUDE NOT CONNECTED FOR RATE GYRO.

OCT 1980

Cha



PITCH CONTROL CHANNEL SCHEMATIC

FOR TRAINING PURPOSES ONLY

II.4.4. LA LOGIQUE D'ENGAGEMENT DU CALCULATEUR DE PROFONDEUR :

PHASE 1 :

Comme il est montré dans la figure (1) , le calculateur de profondeur n'est engagé que si la palette « elevator » est sur position « engaged », ceci n'est réalisable que si le système d'engagement est déverrouillé (voir figure).

Le déverrouillage de la palette d' engagement est donné par l'excitation de la bobine L1, la masse de la bobine est donné directement par circuit interrupteur, calibré à 100 ms. la tension 28v est donnée par la sortie de la porte « 1 » elle même est conditionnée par trois entrées :

1) – La 1^{ère} entrée est conditionnée par une porte « ET » à 5 entrées.

- 1^{ère} entrée est conditionnée par la logique « TRIM », c'est à dire qu'on ne peut pas être simultanément en trim. up.
- 2^{ème} entrée c'est la présence impérative de l'alimentation 30VDC monitor.
- 3^{ème} entrée c'est la validité de la CADC.
- 4^{ème} entrée c'est une porte « OU » conditionnée par 2entrées.

La 1^{ère} entrée « Pitch engage » est en l'air à cause de la palette d'engagement qui n'est pas encore engagé, donc la porte est conditionnée impérativement par la sortie de la porte « ET » N°2 effectivement, il ne doit pas y avoir un problème dans le système « TRIM » (trim monitor), et il faut que la fonction soit en CWS ID (Control Wheel Steering In Detent). c'est a dire que le manche ne soit pas actionné.

- 5^{ème} entrée est la symétrie des deux volets (>ou <2°).

2) – La 2^{ème} entrée de la porte d'excitation est la validité des batteries de secours.

3) – La 3^{ème} entrée est la validité du système « TRIM ».

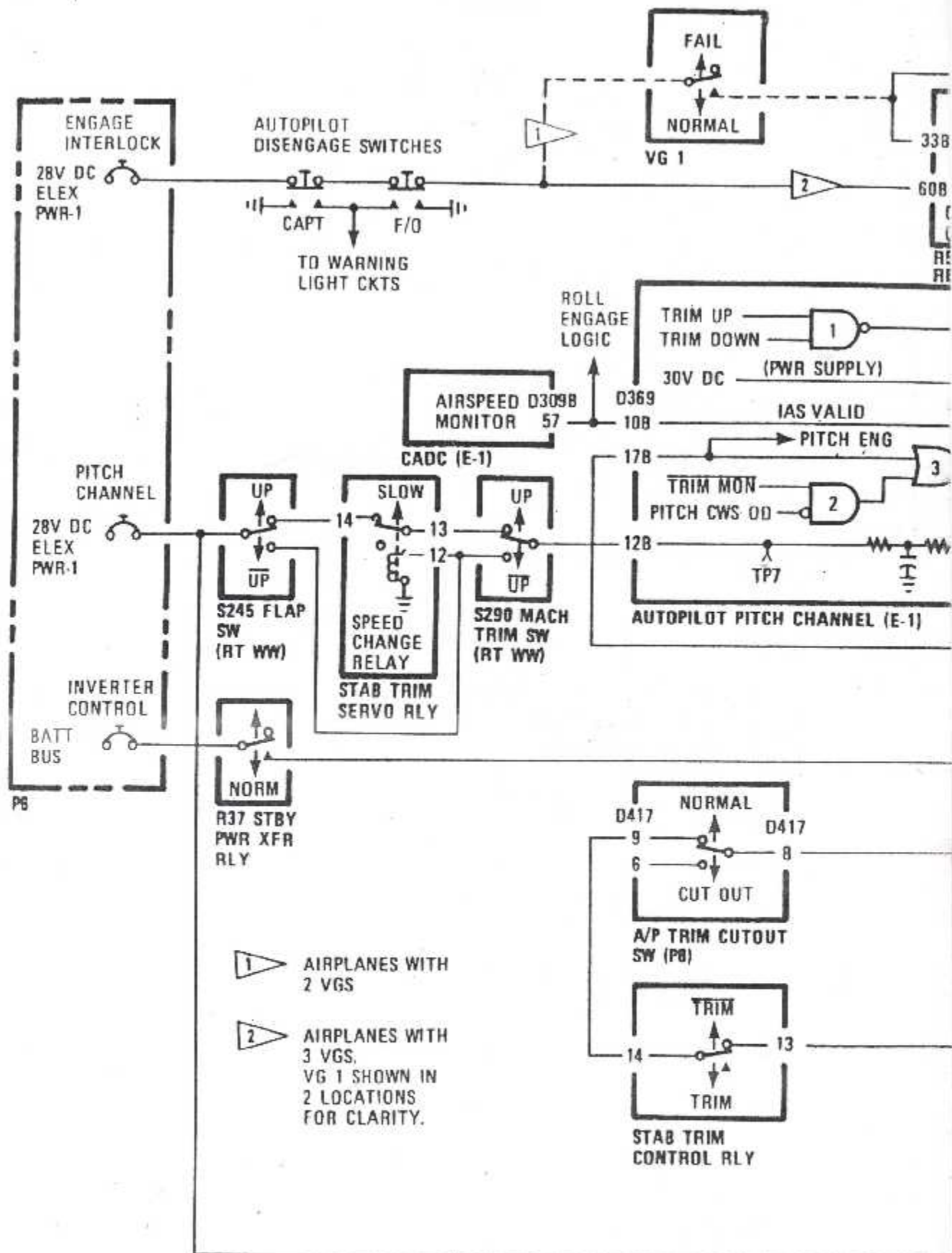
- Le sélecteur hydraulique sur position « B » (A et AB sont INOP).
- Le switch « FLIGHT CONTROL » doit être sur « ON ».
- La validité des VG (vertical Gyro, le VG N°1 ou bien VG aux).
- Les switch de désengagement qui se trouve sur le manche doivent être fermés.

PHASE 2 :

Une fois le système est déverrouillé. Il reste maintenant le maintien de la palette d'engagement. Cette opération actionne les deux contacts de la palette d'engagement.

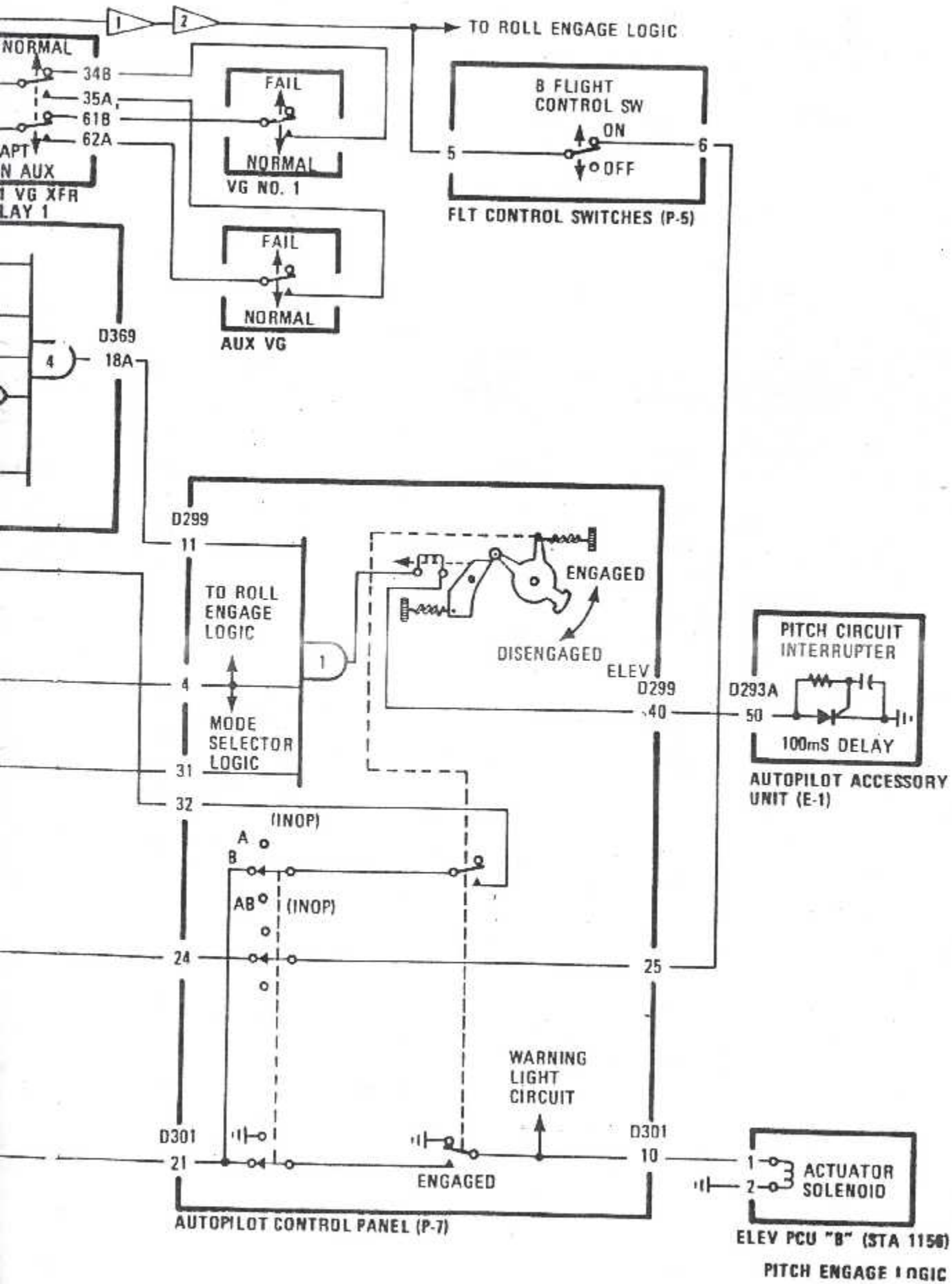
- Le 1^{er} contact va permettre le passage de la tension 28V à la porte « OU » du N° 3 pour pouvoir manipuler le manche CWS OD (Control wheel Steering Off Detent), et d'avoir cette condition sans désengager le calculateur de profondeur.

- Le 2^{ème} contact va directement exciter l' actuator solénoïde (servo commande).



SEP 1977

Chapll.fig



II.4.5.LA FONCTION CONTROL WHEEL STEERING «mode transparent »:

Le control wheel steering est une fonction prioritaire, elle est déterminée par un sensor calibré à 5 pound.

Le pitch peut être commandé manuellement par le manche, un transducer de force fournit un signal de sortie proportionnel à la force appliquée au manche. Ce dernier passe à travers le circuit « Dead Zone » et la CADC (dosage suivant la vitesse de l'avion) au point de sommation (1) du pitch computer avec les conditions pitch engage et CWS OD, s'il atteint le seuil de 5 pound détecté par le sensor « CWS » OFF DETENT, ce signal va au point de sommation (1) grâce au switch S2, qui est ouvert, il sera amplifié et passe à travers le sera assembly pour actionner les gouvernes de profondeur et en même temps les stabilisateurs. Ce signal ne cesse d'évoluer jusqu'à ce qu'il atteigne les limites stop de 10° en piquées et 28° EN cabrées.

En ALT HOLD et GLIDE SLOPE engage il faut 15 pound pour avoir la fonction CWS HIGHT DETENT.

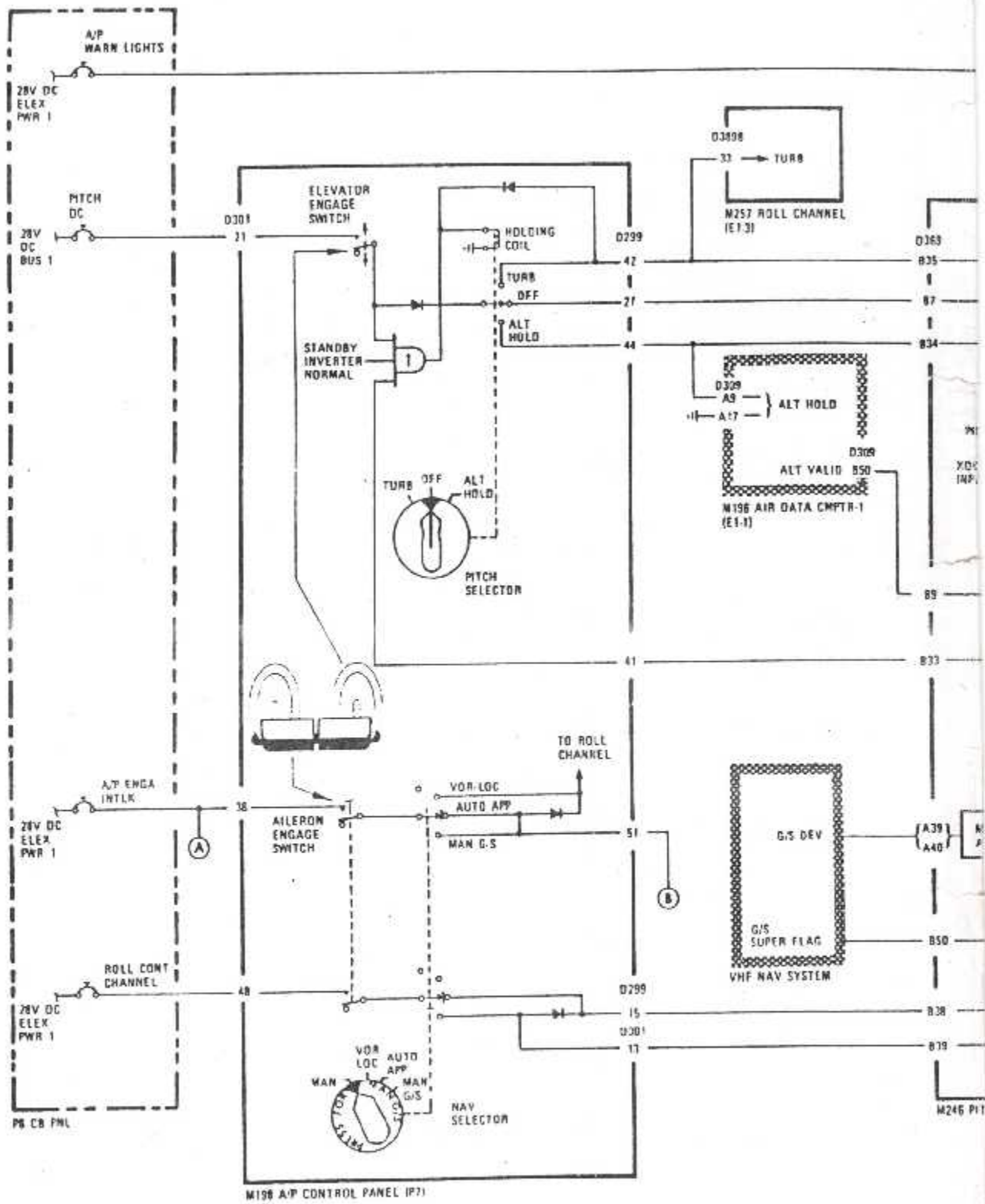
II.4.6.PITCH SELECTOR HOLDING LOGIC:

(LA LOGIQUE D'AUTO MAINTIEN DU CALCULATEUR DE PROFONDEUR):

Le sélecteur de pitch à trois positions TURB-ALT HOLD.

II.4.6.1.POSITION TURB :

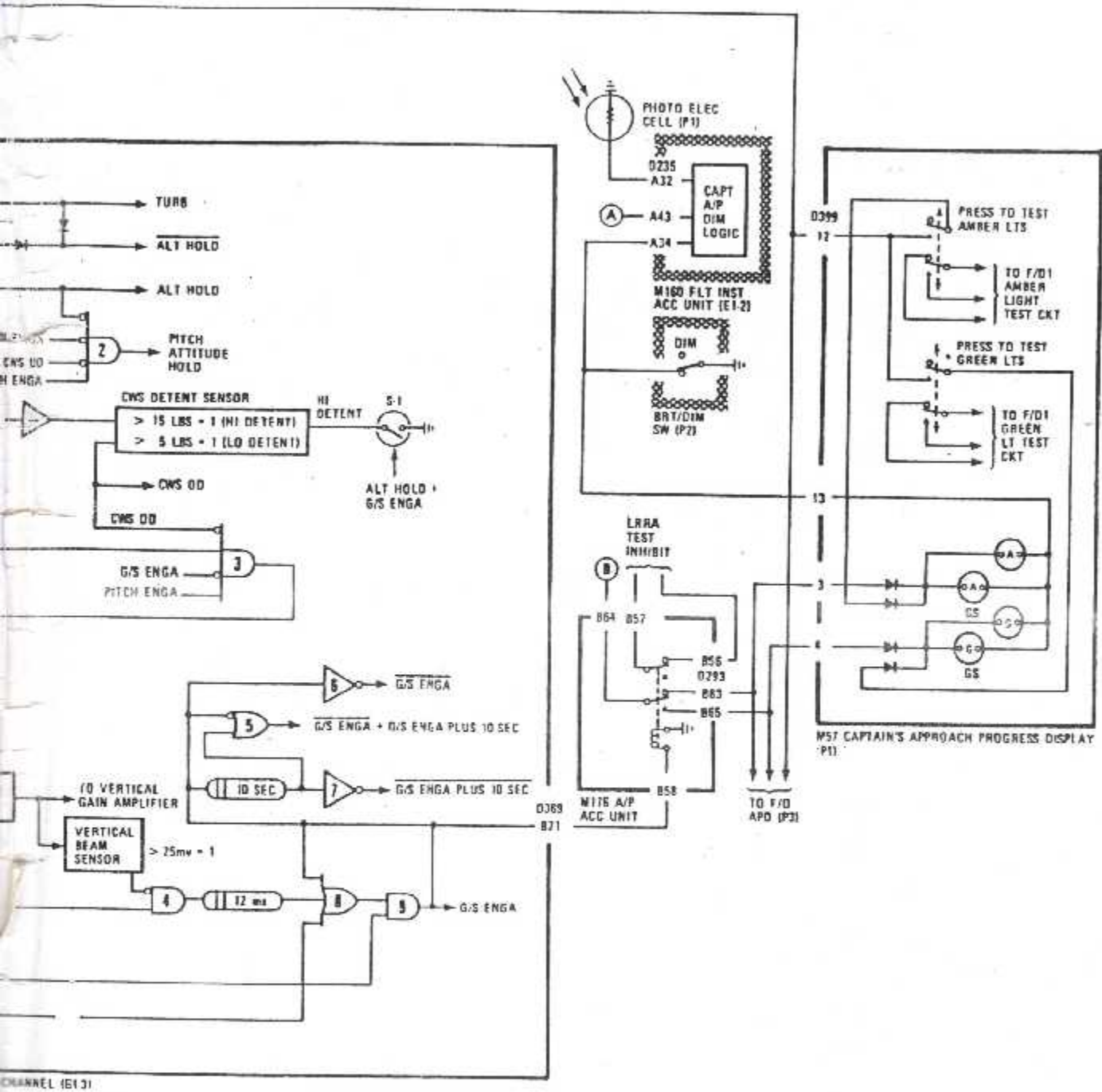
En sélectionnant la position TURB la tension 28 vdc passe à travers la diode (passante) d'une part et va fermer le contact sur position TURB et d'autre part va exciter la bobine d'auto maintien du sélecteur (PITCH SELECTOR, TURB, ALT HOLD) en même temps, il va donner une condition logique au calculateur de roulis pour limiter à 8° le braquage en fonction heading select, et il va au calculateur de profondeur pour atténuer le signal de pitch attitude à 2/3.



FEB 7 1983

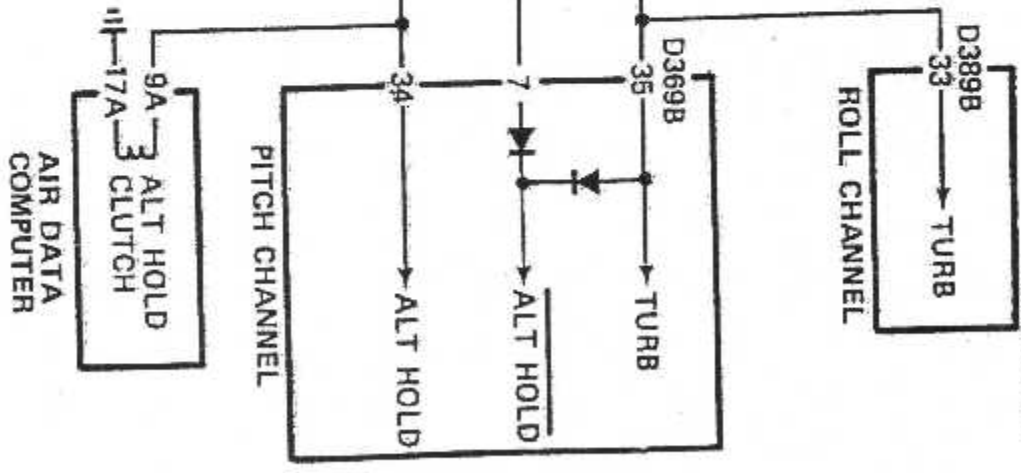
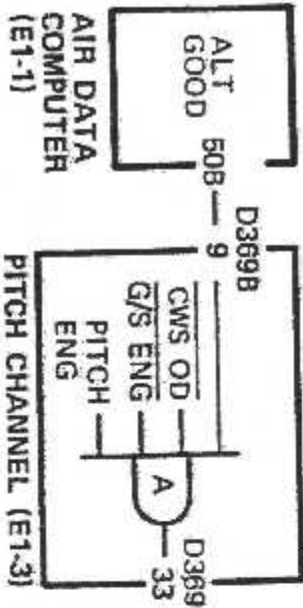
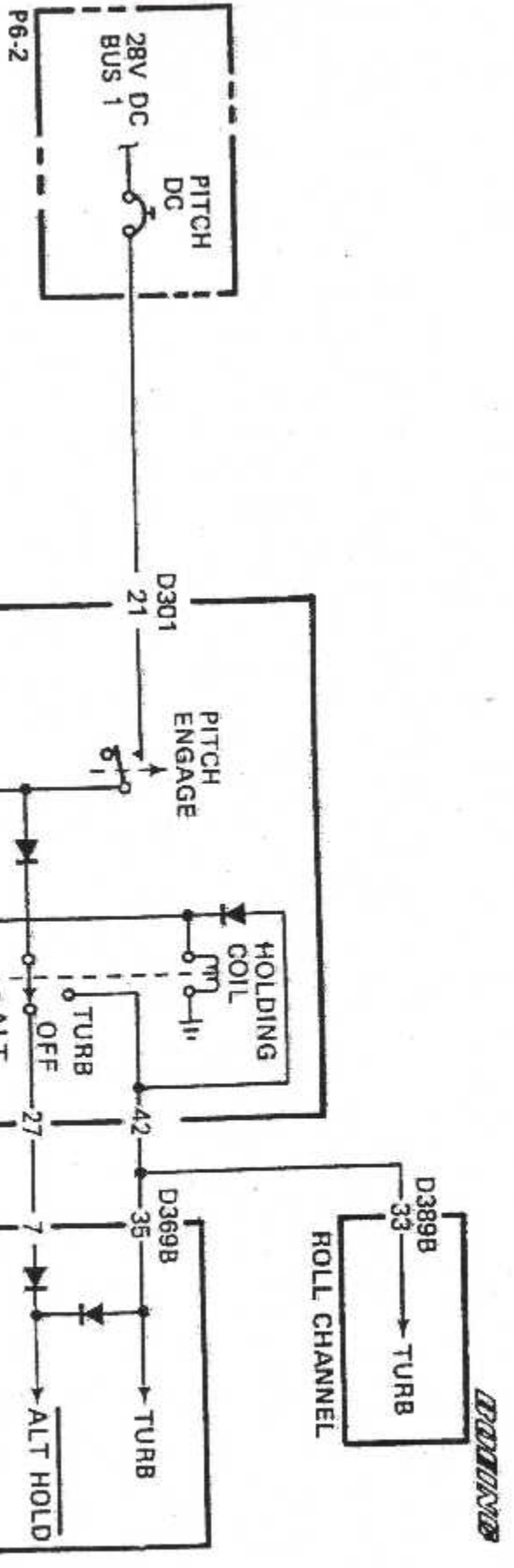
FOR TRA

Cha



PITCH CONTROL CHANNEL MODE LOGIC

ING PURPOSES ONLY



SEP 1975

OR TRAINING PURPOSES ONLY

AUTOPILLOT CONTROL PANEL

PITCH SELECTOR
HOLDING COIL LOGIC
322-12-013-01B

ChapII.fig21

II.4.6.2.POSITION OFF :

La tension 28 vdc passe à travers le contact pitch engage d'ou il n'y a pas d'excitation de la bobine.

II.4.6.3.POSITION ALTITUDE HOLD :

En position ALT HOLD la bobine est excitée grâce à la validité de la sortie de la porte, « B » qui a trois entrées qui sont satisfaites par :

A)- La validité des batteries de secours.

B)- La tension 28 vdc d'interlocks soit vraie, cette entrée est conditionnée par la sortie de porte « A » qu'elle à quatre entrées :

1)- Le module ALT GOOD soit valide.

2)- Il faut avoir le control wheel steering IN DETENT.

3)- L'engagement du GLIDE SLOPE n'est pas en capture.

4)- L'engagement du pitch.

D'une part cette altitude hold va au calculateur de profondeur pour ouvrir le switch et laissé passer le signal « ALT HOLD » et d'autre part cette logique va au module CADC pour exciter la bobine d'ambriyage.

II.4.7. Les modes de fonctionnement :

II.4.7.1. MODE AUTO – APPROCHE :

a. Généralités:

En sélectionnant l'auto approche sur la boîte de commande P.A le calculateur de profondeur assure à l'avion un guidage sur le faisceau radio GLIDE SLOPE, afin d'assurer la programmation de descente (phase d'atterrissage).

La logique d'auto maintien du sélecteur AUTO APPROCHE est donnée :

- Engagement du pitch et du roll.
- Sélecteur sur AUTO APPROCHE .
- CWS IN DETENTE.
- ILS valide.
- ALT valide.

LA PHASE ARMEE :

La phase armée commence par la sélection de mode approche sur la boîte de commande P.A.

Durant cette phase des voyants glide slope armée s'allument en ombre (orange) au niveau du cockpit, le VBS (vertical beam sensor) n'a pas capté le faisceau.

La PHASE CAPTURE :

La phase capture démarre quand le VBS change d'état pour donner une tension d'interlock et fait démarrer un temporisateur de 10 secondes. Le VBS change quand le signal glide slope tombe à un niveau prédéterminé. Durant la phase

capture, un signal "AC" de polarisation de la capture glide slope est appliqué au point de sommation (9) pour commander un taux de descente prédéterminé.

Un signal "ALT RATE" de la "CADC" est appliqué au point de sommation (9) est proportionnel à la déviation de taux de descente commandée.

Le switch S5 est ouvert et la sortie du point de sommation (9) passe dans un démodulateur.

Le signal arrive au point de sommation (14). La sortie du point de sommation (14) entraîne le pitch computer.

Le synchro provoque la commande de l'élévateur par ampli valve 10 seconde après le changement du VBS, S5 se ferme et S6 s'ouvre, cette action termine la phase capture.

II.4.7.2.Maintien d'attitude (Attitude Hold) :

Il s'agit, dans ce mode de fonctionnement, de maintenir l'attitude de l'avion à certain angle par rapport à une référence gyroscopique :

1. La phase de synchronisation est annulée.
2. Le servomoteur est bloqué.
3. Le convertisseur de position angulaire est bloqué à l'attitude de l'avion délivrée par le gyroscope vertical.

Dans cette phase, n'importe quel changement d'attitude sera traduit en un signal proportionnel du convertisseur, puis transmis à travers la valve d'amplification vers la valve de transfert.

Lorsque le canal de tangage est engagé, les interrupteurs s7 et s8 sont fermés, et le canal de tangage travaille dans le mode de maintien d'attitude. Dans ce mode, le canal de tangage maintient, l'avion dans l'attitude existant lors de l'engagement.

L'interrupteur s7 coupe la boucle de synchronisation, et s8 bloque le servomoteur pour empêcher la rotation du convertisseur CT. On se rappelle qu'avant le maintien d'attitude, le CT est synchronisé à l'attitude de l'avion. Par conséquent, dans le maintien d'attitude avec le moteur et le CT bloqué, tout changement dans l'attitude à partir du gyroscope vertical, sera traduit en un signal proportionnel par le CT qui sera vers la valve de transfert à travers la valve d'amplification.

Dans le mode de maintien d'attitude, le signal combiné à partir du transducteur de position, le capteur du neutre et le compteur de conversion, en sp10, est utilisé en sp5 comme une contre réaction pour annuler l'erreur en sp5. Ce signal est aussi utilisé comme source via sp11 pour établir un seuil pour le trim stabilisateur. La contre réaction ramène le détecteur d'erreur à générer un signal lorsque le seuil est excédé, la direction et l'amplitude du trim exigée (la correction) sont déterminées par la phase et l'amplitude du signal d'erreur en sp11.

Les portes 1 et 2 activent les circuits du stabilisateur avec l'engagement du tangage et sans détention du CWS. Le stabilisateur ouvre s10 et active le trim pour l'accomplissement.

Un signal de versine est développé dans le canal de roulis durant les inclinaisons. Toutes fois que le canal de tangage est engagé, le signal de versine (signal provenant du canal de roulis) est amplifié et ensuite appliqué en sp4 pour produire une commande de pique. Ceci compense les pertes en altitude durant les virages.

II.4.7.3. Maintien d'altitude (Altitude Hold):

La sélection du mode de fonctionnement de maintien d'altitude (altitude hold), ramène le central aérodynamique (CAOC) à fournir un signal d'erreur d'altitude (initialement zéro), et un signal le taux d'altitude (projection sur l'axe vertical de la vitesse de l'avion) au canal de commande de tangage, le commutateur s3 s'ouvre et s5 et s6 sont fermés, n'importe quelle déviation dans l'altitude le référence (erreur d'altitude) est additionnée en sp8 avec le taux d'altitude, elle est ensuite, amplifiée et appliquée au calculateur de tangage (pitch computer) et au filtre de

trajectoire verticale (vertical lath filter). Le gain de l'amplificateur est commandé en fonction du dosage ($1/q$), par l'intermédiaire du CADC.

Le signal d'erreur d'altitude est appliqué à sp2 et a sp1, à partir de sp2, le signal est appliqué au filtre de trajectoire verticale ensuite amplifié et limité à 6° .

La sortie du limiteur est appliquée en sp3 et additionné avec la sortie du calculateur de tangage.

Remarque : c'est la sortie du limiteur et du convertisseur (control transformer) additionnés ensemble en sp3 qui génère une commande, qui permet une évolution limitée à 6° à tout moment.

Le signal d'erreur d'altitude est également appliqué par l'intermédiaire de sp1 au servomoteur, le servomoteur actionne le CT pour maintenir la nouvelle attitude d'avion, en établissant une nouvelle attitude de référence.

Remarque: le train d'engrenages fonctionne à une vitesse réduite. Comme dans le maintien d'attitude, les circuits d'équilibre de stabilisateur, établissent un seuil d'équilibre, par l'intermédiaire de sp11.

Si le seuil est excédé, les détecteurs d'erreur gardent l'équilibre du stabilisateur et maintiennent l'attitude d'avion.

CIRCUIT SERVO TRIM STABILISATION :

Le trim se fait automatiquement, lorsqu'il y a un décalage entre le stabilisateur et l'élévateur, 12 secondes après la lampe "STAB TRIM" s'allume. Si le pitch est désengagé ou durant une manœuvre manuelle (MODE CWS), le trim automatique du stabilisateur ne fonctionne pas. Le signal qui arrive de la position élévatrice (position transducteur) et le signal de la position stabilisatrice (NEUTRAL SHIFT SENSOR) sont additionnés avec la sortie du compteur convertisseur au point

de sommation (10), ces deux signaux vont donner un seuil. Une fois le seuil atteint, le switch S12 sera ouvert et laisse passer le signal au point de sommation (&&)/ le détecteur erreur produit des impulsions, ces impulsions sont envoyées au "TRIM SONSOR" qui donne 0 la sortie des signaux "TRIM UP" OU "TRIM DOWN".

Une fois la phase est déterminée, le trim va actionner l'élévateur, ce dernier va s'aligner avec le stabilisateur, et on aura un nul au niveau du neutral shift sensor, et le système trim va s'arrêter.

II.4.7.4.Mode d'engagement GS (Glide Slope) :

a. La théorie de planement (Glide Slope) :

Ce signal est transmis au canal VHF, dans un intervalle de fréquence compris entre 329.3 et 135.0 mhz. Le circuit de réception des signaux glide slope sont activés automatiquement lorsqu'une fréquence de localisation est sélectionnée.

Les signaux Glide Slope sont générés pour produire deux lobes, l'un au-dessus de l'autre. Le lobe de haut est principalement modulé avec 90 Hz, le lobe du bas est principalement modulé avec 150 Hz. Le GS est latéralement aligné avec la direction du localisateur sur une ligne de 2.3° à 3° au-dessus du niveau du sol ou les deux signaux audio sont égaux.

Si la position de l'avion est au-dessus du GS, le signal correspondant à 90 Hz prédomine. Au-dessous du GS, le signal correspondant à 150 Hz sera le plus grand, pour un angle de 0.35° au-dessus ou au-dessous du GS, le récepteur est standardisé à 75 ma, qui produit une déflexion de 1 dot pour l'aiguille sur l'indicateur de vol.

b. Fonctionnement :

Durant le mode d'opération du GS et du maintien d'altitude, l'erreur d'altitude et la déviation GS sont fournis aux points de sommation 1 et 2, l'erreur appliquée à la sommation produit une réponse immédiate pour corriger la déviation, le signal appliqué au point de sommation 1 est traité par le calculateur de tangage (qui devient un intégrateur) avant d'être appliqué au servo-amplificateur,

par combinaison des deux signaux. L'avion est commandé pour maintenir son altitude ou son GS sans oscillation et sans erreur.

Le signal d'erreur appliqué au point de sommation 2 est filtré par le filtre de trajectoire verticale (Vertical Path Filter) puis amplifié et limité à 6° par l'amplificateur limiteur. La limitation de la commande à 6° est réalisée par l'addition avec la sortie du calculateur de tangage, ceci va s'opposer à tout changement de l'attitude par rapport à l'attitude de base, ainsi avec un changement d'attitude de 6° le signal de la trajectoire verticale sera annulé.

Le signal ajouté au point de sommation 1 est appliqué au servomoteur, l'interrupteur s8 s'ouvre après la réception d'un signal logique d'engagement de l'un des deux modes. Le train d'engrenage passe à des faibles vitesses, et le convertisseur (control transformer) est tourné lentement pour changer l'attitude de base de l'avion.

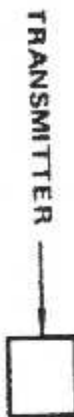
Les deux signaux de trajectoires sont combinés au point de sommation 3, ensuite amplifié par le servo-amplificateur avant d'être appliqué à la valve de transfert. Le signal complémentaire remet le gouvernail de profondeur au neutre à chaque fois que la commande est satisfaite.

Le signal délivré par le gyromètre est utilisé comme signal d'amortissement et il est sommé au point de sommation 3. La chaîne de filtres est changée en mode GS pour qu'il devienne plus sensible aux variations du taux de descente durant une approche.

EDWARDS

NOTE:

- (1) CARRIER FREQS 329.5 MHz TO 335.0 MHz - TUNED AUTOMATICALLY WITH LOC FREQ
- (2) NO BACKBEAM FOR G/S
- (3) NAV RCVR OUTPUT = 214 μ A/DEGREE

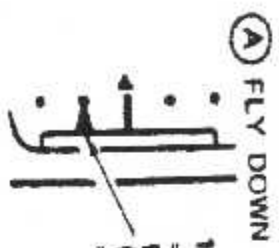


TOP VIEW

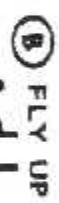


RUNWAY

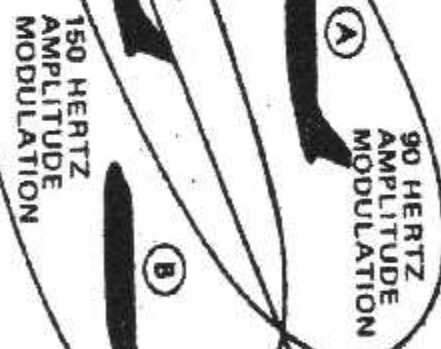
SIDE VIEW



1 DOT
= 0.350 GLIDE SLOPE
DEVIATION
(NAV RCVR OUTPUT
= 75 μ AMPS)



2 DOTS =
0.70 GLIDE SLOPE
DEVIATION
(NAV RCVR OUTPUT
= 150 μ AMPS)



EQUAL
STRENGTH
90 HERTZ
AND
150 HERTZ

VHF NAVIGATION - GLIDE SLOPE THEORY

I.e mode Glide Slope

II.5.YAW DAMPER :

II.5.1.GENERALITES :

Le système yaw damper (amortisseur de lacet) est un calculateur qui est autonome, cela veut dire qu'il ne reçoit aucun signal de l'extérieur grâce à son rate gyro (pièce maîtresse du calculateur), il détecte toutes les oscillations de l'avion, il les envoie à la gouverne de direction suivant l'aptitude $+ 4^\circ$ ou $- 4^\circ$ le yaw damper amortit le mouvement du lacet de l'avion essentiellement lors des virages à droite ou à gauche.

Le yaw damper comprend les sous-ensemble suivant :

- 1- Yaw rate gyro.
- 2- Yaw computer.
- 3- Yaw calibrateur.
- 4- Rack assembly.

1) YAW RATE GYRO:

C'est une pièce maîtresse, un accessoire miniature gyro qui va détecter toutes les oscillations de l'avion, il est traité, il est envoyé au yaw computer.

2) YAW COMPUTER :

Il calcule, et traite toutes les informations provenant de la rate gyro, il les envoie à la gouverne de direction.

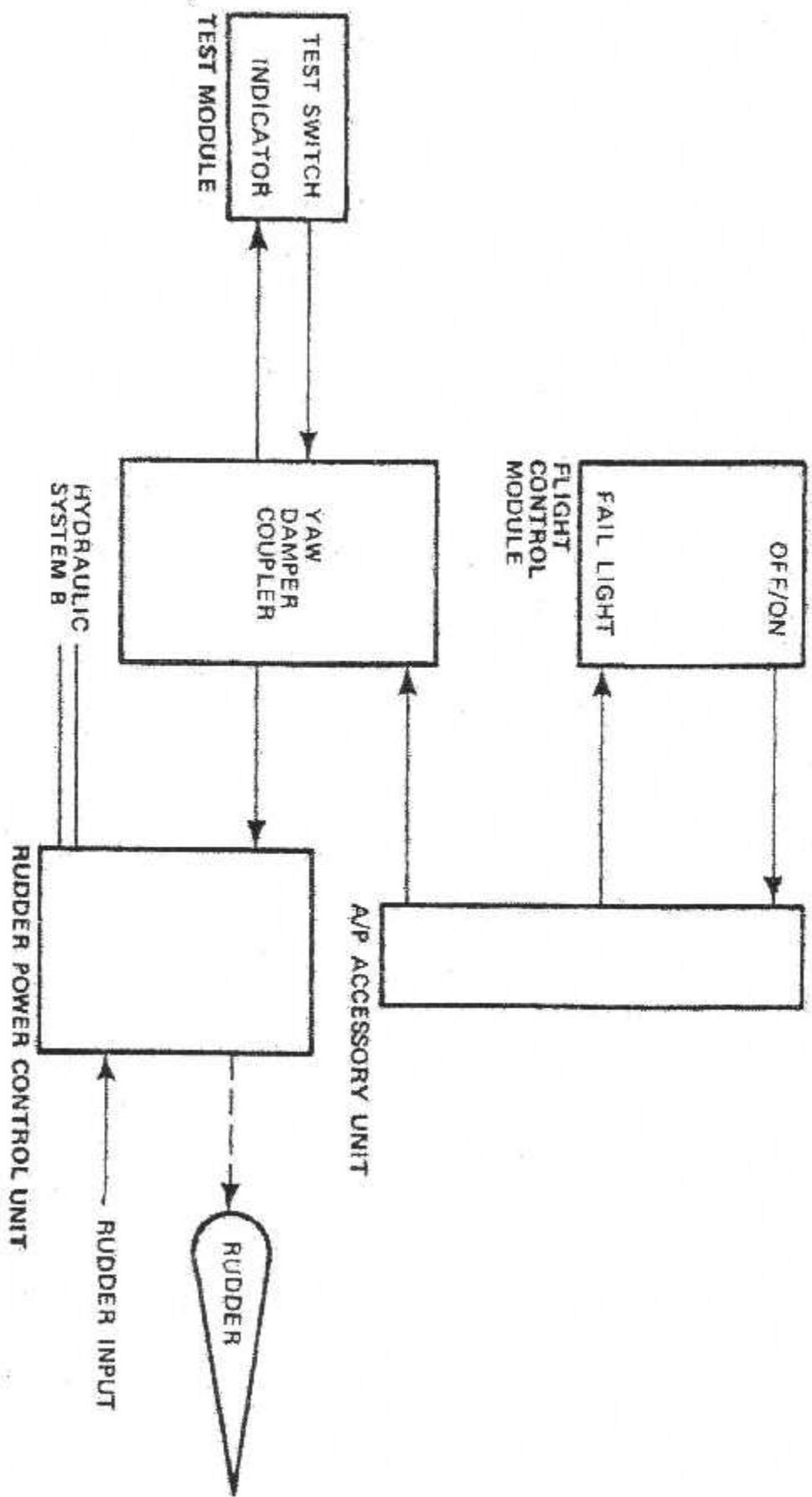
3) YAW CALIBRATEUR :

C'est un adaptateur des signaux de sortie (réseau des résistances).

4) YAW RACK ASSEMBLY :

Il contient une carte d'alimentation avec des circuits logiques d'engagements, l'alimentation sert à fournir les tensions suivantes:

(- 15 VDC, + 15 VDC, + 30 VDC, + 26 VDC, - 26 VDC)



JUN 1975

58

YAW DAMPER SYSTEM
322-15-002-01

ChapII.fig23

II.5.2.MODE SYNCHRONISATION :

Dés la mise sous tension du calculateur (avant l'engagement), l'actuateur n'est pas excité le yaw damper est en mode de synchronisation le relais "K1" est excité par le 30V monitor, tout signal présent à l'entrée du ampli valve est appliqué à l'ampli inverseur grâce au switch S1 (ouvert) puis à l'intégrateur, afin d'annuler le signal d'entrée du valve ampli, la synchronisation est faite de telle sorte qu'il n'y ait aucun signal de sortie au moment de l'engagement.

II.5.3 L'ENGAGEMENT DU YAW DAMPER :

Pour engager le yaw damper il faut maintenir le switch flight control sur position "ON" afin d'exciter la bobine, avec un 28 V et une masse. L'excitation de la bobine se fait par :

- 1- Le flight control switch soit sur position "ON".
- 2- Le relais "K1" (alimentation du 30V monitor soit valide).
- 3- La masse est donnée par le circuit interrupteur calibré à 100m/s.

Les trois 28V passe par le contact du relais de travail K1 qui va exciter l'actuator afin de laisser passer la pression hydraulique, les lampes d'engagements vont s'éteindre. D'autre part la tension 28 V va fermer le switch électronique S1, et va ouvrir le switch électronique S2, ceci engagera le système du yaw damper.

II.5.4. Le servocommande de direction : (Rudder Power Control Unit)

L'unité de contrôle de la servocommande de direction est constituée des éléments suivants :

- 1- le solénoïde du vérin (Actuator Solenoid) : c'est l'élément principale qui engage la servocommande de direction, il est alimenté en '28V'.
- 2- la valve de transfert (Transfert Valve) : son rôle est de convertir les signaux électriques (DC) de l'amortisseur de lacet en hydrauliques.
- 3- Le capteur de position (Position Transducer) : est un transformateur de retour de position issu du vérin de l'amortisseur de lacet, il est de type 'LVDT'.
- 4- Le vérin de l'amortisseur de lacet (Yaw Damper Actuatrice) est une valve pour la commande de vérin principal.

II.5.5. Fonctionnement :

Le gyromètre (Rate Gyro) détecte n'importe quelle oscillation dans le plan de lacet (Yaw axis°), son signal de sortie est filtré, et programmé par la centrale aérodynamique (CADC) pour le changer en vitesse, elle est ensuite amplifiée et appliquée à la valve de transfert, qui convertit ce signal (courant continue) en un signal hydraulique pour activer le mouvement du vérin de l'amortisseur de lacet.

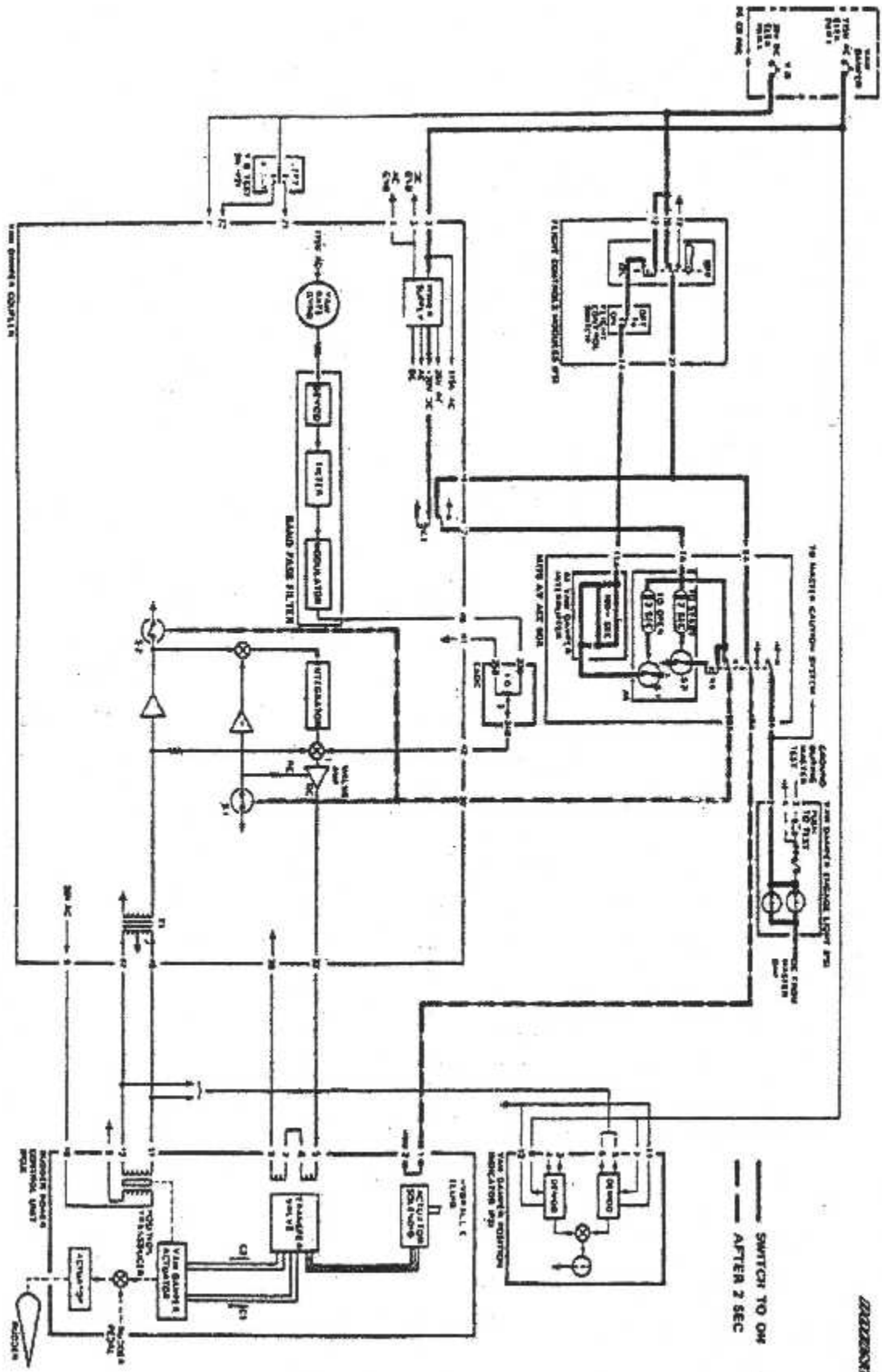
La sortie du vérin (Actuator) est sommée avec l'entrée du palonnier de la gouverne de direction (Rudder pedal) pour actionner le vérin principal. Ce qui va permettre de la gouverne (Rudder).

.Le capteur du vérin de l'amortisseur de lacet (Yaw damper) fournit le signal de retour qui va permettre d'annuler l'erreur existante entre ce dernier et le signal venant du gyromètre de l'axe de profondeur (Yaw axis)-

.En absence d'oscillations. Le signal de retour remet la gouverne originale.

JUN 1975

ENGAGE LOGIC



Chap11.fig24

II.5.6. COCKPIT TEST :

Pour tester yaw damper, il faut exciter la bobine du rate gyro.

Le switch du test contient trois positions : centré, à gauche et à droite. Ce switch sert à exciter la bobine qui se trouve dans le rate gyro, qui donnera une déflexion maximum à droite ou à gauche suivant la position du switch left ou right, à la sortie du rate gyro un signal démodulé puis filtré qui va actionner la gouverne dans la limite de l'amplitude de 4° (à gauche ou à droite).

Un indicateur de position gouverne, qui se trouve au niveau de cockpit va donner la déflexion de la gouverne durant le test.

CHAPITRE III :

DETECTION DE
PANNES

III.1.PROCEDURE DE PANNE SUR UN SYSTEME DE PILOTAGE AUTOMATIQUE DU BOIENG 737 :

IMPRIMME UTILISE :

- 1- CRM (carnet de route machine).
- 2- Fiche de travaux supplémentaires.
- 3- Fiche statistique de l'accessoire.
- 4- Fiche de bon fonctionnement.

*Durant le vol (Alger- Oran) le commandant de bord a constaté qu'il ne pouvait pas avoir le maintien de la fonction HDG SELECT, donc le commandant de bord a guidé l'avion sur le mode VOR/LOC ou au manuel. Il arrive à Alger, suivant le motif du panne de CRM les techniciens au sol (pistards) constatent que le calculateur de roulis est défectueux, après le remplacement de celui – ci, le système est en état de marche.

Le calculateur a été acheminé aux ateliers, pour un dépannage approfondir, pour cette fonction nous avons deux cas pour trouver l'anomalie de maintien du

HDG SELECT.

- 1- Les circuits logiques.
- 2- Les circuits d'asservissement (signal).

Nous avons constaté que dans le module heading synchronizer l'ampli A1 est défectueux effectivement nous avons injecté à l'entrée une tension de 2m volts à la sortie nous avons trouvé un « 0 » volt, après le remplacement de l'empli nous avons trouvé que le tension de

$$V_S = 2,5$$

Sortie de l'ampli est de 2,5V d'ou le gain=.....=1250

$$V_E = 2 \times 10$$

III.2. Procédures de test :

III.2.1. Instrumentation :

Plusieurs appareils sont indispensables pour effectuer les différents tests :

- + Convertisseur position angulaire/tension continue (phase Angle Volt Meter PAVM).
- + Multimètre modèle 260 ou équivalent.
- + Chronomètre
- + Servo- Analyseur
- + Oscilloscope
- + Mégohmmètre
- + Voltmètre continu

III.2.2. Le calculateur de profondeur :

Les principaux tests effectués sur le calculateur de profondeur sont:

1. Test des différentes résistances
2. Test de l'alimentation
3. Test de la logique d'interlock
4. Test de la phase de synchronisation
5. Test du mode de maintien d'attitude
6. Test du mode de commande par le manche CWS
7. Test du mode de maintien d'altitude
8. Test du mode d'approche automatique
9. Test du mode de trim.
10. Test de la position des gouvernails et du détecteur de neutre
11. Test de la surface de synchronisation
12. Test du mode test automatique

III.2.3. Amortisseur de lacet:

1. Test des résistances.
2. Test de l'alimentation et des interlocks.
3. Test du servo-amplificateur.
4. Test de l'amplificateur de trim.
5. Test de la synchronisation.
6. Test du gyromètre.
7. Test du mode de test automatique.

III.2.4. Calculateur de roulis:

1. Test des résistances.
2. Test de la tension alternative et continue (ac, dc power).
3. Test des interlocks logiques.
4. Test du taux de synchronisation du roulis.
5. Test du convertisseur angle/tension de roulis.
6. Test du versine.
7. Test du mode manuel.

III.3. Quelques procédures de pannes :

III.3.1. Procédure de panne sur le calculateur de roulis :



OVERHAUL
MANUAL
WITH IPL
PN 2588812

Test No.	Procedure		Specification		
	Switch Pos	Work Steps	Mfg Limits	Dpr Limits	Test Description
8.6.3	S6 - 7	Observe paym change from (7.2.3).		0 ± 0.380 vac	The Roll CT output (J1A-28) shall change from zero reference (7.2.3) by (8.6.3).
8.7		Check CMS force lead around.			CMS force lead around.
8.7.1	S4 - OFF S11 - off S29 - on S6 - 6 S4 - IN Ø	Null M2 with B2. Observe paym.		+3.1 to +5.7 vac (4.4 nominal)	Simulate Manual (open J1B-37 and J1B-38) and Roll Engage (+27.5 vdc to J1B-15 and J1B-41). Reset the Forward Path Integrator (+27.5 vdc to TP-12). With a +1.0-vac CMS input (J1A-56 to J1A-55) a Roll CT output (J1A-28), as shown shall zero the Servo Amplifier output (J1B-57 to J1B-56).

Integrated Test Specification
Table 701 (cont)

22-10-30

Test No.	Procedure		Specification		
	Switch Pos	Work Steps	Mfg Limits	Opr Limits	Test Description
9		Test heading salient mode. Cycle S30 until M1 is zero with S30-off.			Heading select mode.
9.1	B2 - 0 S4 - OFF S29 - off	Test PSH gain.			PSH gain. Simulate Manual (open J1B-37 and J1B-38) and Roll Engage (27.5 vdc to J1B-15 and J1B-41).
9.1.1	S6 - 23 S7 - 11 S4 - IN \emptyset	Adjust B2 for zero reference (7.2.3) on pavm. Observe B2.		0 \pm 1.2 degrees	A +2.0 vac, 0.2 volt/degree PSH input (J1A-53 to J1A-52) shall cause the roll CT to rotate (9.1.1). Simulate Heading Select (open J1B-35 and 27.5 vdc to J1B-28 and J1B-31). A +2.0 vac 0.2 volt/degree PSH input (J1A-53 to J1A-52) shall cause the roll CT to rotate (9.1.2).
9.1.2	S11 - on	Observe B2.		+7.1 to +11.9 degrees (+9.5 nominal)	A +3.0 vac, 0.3 volt/degree PSH input (J1A-54 to J1A-52) shall cause the roll CT to rotate (9.1.3).
9.1.3	S7 - 12	Adjust B2 for zero reference (7.2.3) on pavm. Observe B2.		+7.4 to +11.6 degrees (+9.5 nominal)	

22-10-30

Page 746
Nov 15/77

Integrated Test Specification
Table 701 (cont)



OVERHAUL
MANUAL
WITH IPL
PN 2588812

Test No.	Procedure		Specification		
	Switch Pos	Work Steps	Mfg Limits	Opr Limits	Test Description
9.2		Test heading select roll rate limit.			Heading select roll rate limit. Simulate the following interlocks: Manual (open JIB-37 and JIB-38), Roll Engage (+27.5 vdc to JIB-15 and JIB-41), and Heading Select (open JIB-35 and +27.5 vdc to JIB-28 and JIB-31).
9.2.1	S4 - OFF S7 - 18 B2 - (+16°)	Simultaneously set S4 to IN 0 and start timer. Stop timer when paym goes through zero reference (7.2.3) on 3-volt scale. Observe timer.		2.8 to 5.2 seconds (4.0 nominal)	A Heading 0 input (JIA-27 to JIA-26) of +4.5 vac shall cause the roll CT to rotate +16.0 degrees in the time shown. Simulate the following interlocks: Roll Disengage (open JIB-15 and JIB-41), Manual (open JIB-37 and JIB-38), Heading Select (open JIB-35 and +27.5 vdc to JIB-28 and JIB-31), and Roll Engage (+27.5 vdc to JIB-15 and JIB-41).

Integrated Test Specification
Table 701 (cont)

22-10-30



Test No.	Procedure		Specification		
	Switch Pos	Work Steps	Mfg Limits	Opr Limits	Test Description
9.2.2	S9 - off B2 - 0° S4 - OFF S9 - on B2 - (-16°)	Simultaneously set S4 to OUT \emptyset and start timer. Stop timer when pavm goes through zero reference (7.2.3) on 3-volt scale. Observe timer.		2.8 to 5.2 seconds (4.0 nominal)	A Heading Q input (J1A-27 to J1A-26) of -4.5 vac shall cause the roll CT to rotate -16.0 degrees in the time shown.
9.3		<u>Test heading select attitude limit.</u>			<u>Heading select attitude limit.</u> Simulate the following interlocks: Manual (open J1B-37 and J1B-38), Roll Engage (+27.5 vdc to J1B-15 and J1B-41), and Heading Select (open J1B-35 and +27.5 vdc to J1B-28 and J1B-31). A Heading Q input (J1A-27 to J1A-26) of +6 vac shall cause the roll CT to rotate as shown.
9.3.1	S4 - OFF B2 - 0° S7 - 19 S4 - IN \emptyset	Null pavm to zero reference (7.2.3) with B2. Observe B2.		+22.1 to +27.9 degrees (+25.0 nominal)	as shown.
9.3.2	S4 - OUT \emptyset	Null pavm to zero reference (7.2.3) with B2. Observe B2.		-22.1 to -27.9 degrees (-25.0 nominal)	A Heading Q input (J1A-27 to J1A-26) of -6.0 vac shall cause the roll CT to rotate as shown.

22-10-30

Integrated Test Specification
Table 701 (cont)



OVERHAUL
MANUAL
WITH IPL
72 258812

Test No.	Procedure		Specification		
	Switch Pos	Work Steps	Mfg Limits	Opr Limits	Test Description
9.4		<u>Test bank angle limit, turbulence mode.</u>			<u>Bank angle limit, turbulence mode.</u> Simulate the following interlocks: Manual (open J1B-37 and J1B-38), Roll Engage (+27.5 vdc to J1B-15 and J1B-41), Heading Select (open J1B-35 and +27.5 vdc to J1B-28 and J1B-31), and Turbulence (+27.5 vdc to J1B-33). A 0.3-volt per degree PSH input (J1A-54 to J1A-52) of +8.0 vac shall cause the roll CT to rotate as shown. A 0.3-volt per degree PSH input (J1A-54 to J1A-52) of -8.0 vac shall cause the roll CT to rotate as shown.
9.4.1	S4 - OFF S7 - 13 S12 - on S4 - IN \emptyset	Null pavn to zero reference (7.2.3) with B2. Observe B2.		+6.4 to +9.6 degrees (+8.0 nominal)	
9.4.2	S4 - OUT \emptyset	Null pavn to zero reference (7.2.3) with B2. Observe B2.		-6.4 to -9.6 degrees (-8.0 nominal)	Remove all interlocks.

Integrated Test Specification
Table 701 (cont)

22-10-30

Test No.	Procedure		Specification		
	Switch Pos	Work Steps	Mfg Limits	Opr Limits	Test Description
10		<p>Test <u>ILS mode</u>.</p> <p>NOTE: In the localizer mode, the following test shall be performed in the sequence listed and the modes shall be applied in the sequence listed up to (10.10).</p>			<u>ILS mode</u> .
10.1		<p>Test <u>localizer standoff</u>.</p>			<p><u>Localizer standoff</u>. Simulate the following interlocks: Roll Engage (+27.5 vdc to J1B-15 and J1B-41), ILS (+27.5 vdc to J1B-16), and VOR/LOC (+27.5 vdc to J1B-37). The Roll CT output shall be as shown.</p>
10.1.1	R2 - center S9 - on S19 - on S3 - VOR/LOC	Observe pavn.		0 ± 0.410 vac	<p><u>Heading hold in VOR/LOC armed</u>.</p> <p>Stimulate Manual (open J1B-37 and J1B-38). Apply +185 mvdc (J1A-48 to J1A-47) and then reduce to +175 mvdc of Radio signal.</p>
10.2		<p>Test <u>heading hold in VOR/LOC armed</u>.</p>			

22-10-30

Integrated Test Specification
Table 701 (cont)



OVERHAUL
MANUAL
WITH IPL
PN 2588812

Test No.	Procedure		Specification	
	Switch Pos	Work Steps	Mfg Limits	Opr Limits
10.2.1	R2 - CW S3 - MAN S6 - 22 S7 - 2 S4 - IN \emptyset S3 - VOR/LOC	Observe DS8. Observe DS9.		DS8 - on DS9 - off
10.2.2				
10.2.3		Rotate B1 and observe pavn.		Shall change
10.2.4	B1 - 0° S6 - 23 S11 - off S6 - 22	Set S11 to on and observe pavn.		Shall respond

Integrated Test Specification
Table 701 (cont)

22-10-30

Test No.	Procedure		Limits	Specification	
	Switch Pos	Work Steps		Test Description	
10.3		Test superflag and 150 mv LBS. mv LBS.		Superflag and 150 mv LBS. Circuit behavior shall be as follows	(Radio) input (J1A-48)
10.3.1	R2 - center S31 - on S7 - 3	Observe D88. Observe D89.	D88 - on D89 - off	(VOR/LOC Arm) output (J1B-22) on (VOR/LOC Engage) output (J1B-23) off (Super-flag) input (J1B-29) open (VOR/LOC input) (J1B-37) 27.5 vdc (Radio) input (J1A-48) ^{tp} J1A-47 +0.155 vdc (mfg) +0.150 vdc (opr)	
10.3.2	S31 - off	Observe D88. Observe D89.	D88 - off D89 - on	off 27.5 vdc on 27.5 vdc open open	+0.155 vdc (mfg) +0.150 vdc (opr)
10.3.3	S31 - on S3 - MAN R2 - CCW S3 - VOR/LOC S4 - OFF S7 - 2 S4 - OUT \emptyset	Observe D88. Observe D89.	D88 - on D89 - off	on 27.5 vdc off open off open on 27.5 vdc	+0.155 vdc (mfg) +0.150 vdc (opr)
10.3.4	R2 - center	Observe D88. Observe D89.	D88 - on D89 - off	on 27.5 vdc off open off open on 27.5 vdc	-0.180 vdc (mfg) -0.185 vdc (opr)

Integrated Test Specification
Table 701 (cont)

22-10-30



OVERHAUL
MANUAL
WITH IPL
PN 2568812

Test No.	Procedure		Limits	Specification			
	Switch Pos	Work Steps		Test Description			
10.3.5	831 - off	Observe D88. Observe D89.	D88 - on D89 - off	(VOR/LOC Arm) output (J1B-22)	(VOR/LOC Engage) output (J1B-21)	(Super-flag) input (J1B-29)	(VOR/LOC) input (J1B-48) to (Radio) input (J1A-47)
10.3.6	87 - 3	Observe D88. Observe D89.	D88 - off D89 - on	on	off	27.5 vdc	27.5 vdc -0.175 vdc
				off	on	27.5 vdc	27.5 vdc -0.150 vdc

Test No.	Procedure		Specification		
	Switch Pos	Work Steps	Mfg Limits	Opr Limits	Test Description
10.4	R2 - center S4 - IN β S6 - 21	<u>Test localizer inter- cept angle (0.1-volt per degree PSC).</u> Set pavm FUNCTION to 180°. Adjust R1 for a null on pavm. Observe pavm.		-4.35 to -9.95 vac (-7.15 nominal)	<u>Localizer intercept angle (0.1-volt per degree PSC).</u> A +150 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)
10.4.1	S8 - 9				
10.5	R1 - center R2 - center S8 - 10 S4 - OFF S3 - MAN S6 - 1 S7 - 8 S3 - VOR/LOC S4 - IN β	<u>Test localizer dis- placement gain.</u> Adjust B2 for pavm indi- cation obtained in (10.1.1.1). 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 (10.1.1.1).
10.5.1					

22-10-30

Integrated Test Specification
Table 701 (cont)

III.3.2.procédure de panne sur le calculateur de profondeur :

TEST NO.	PROCEDURE		SPECIFICATION	
	SWITCH POS	WORKSTEPS	OPR LIMITS	TEST DESCRIPTION
6		Test control wheel steering mode.		Control wheel steering mode.
6.1	S13 - on S8 - 11 S9 - 3 S10 - 10 S11 - on S15 - on S40 - Lo	Test CWS leakage and engage error. Simultaneously set S13 to off and start timer. Set S13 to on at 60 seconds. Note paym. Adjust B1 for minimum on paym.		CWS leakage and engage error. Simulate Pitch Engage (27.5 vdc to J1B-17) and HI Detent (27.5 vdc to J1B-59). With a -15.0 vdc VGA Q Control input (J1A-26), measure the change in Pitch CT output (J1A-28) after 60 seconds. With a +1.86 vac Pilot Force Sensor input (J1A-36 to J1A-35), applied, the difference in Pitch CT output (J1A-28) change after 60 seconds from that value previously measured shall be (6.1.1).
6.1.1	S6 - IN \emptyset	Simultaneously set S13 to off and start timer. Set S13 to on at 60 seconds. Note paym. Compute difference between the two noted paym indications. Synchronize.	0 \pm 0.300 vac	



OVERHAUL
MANUAL
WITH IPL
PN 2588810

TEST NO.	PROCEDURE		SPECIFICATION	
	SWITCH POS	WORKSTEPS	OPR LIMITS	TEST DESCRIPTION
6.1.2	S11 - ON S9 - 14 S10 - 6	Note pavm. Simultaneously set S14 to ON and note pavm. Compute difference between the two noted pavm indications.	0 ± .05 vac	Simulate Pitch Engage (27.5 vdc to J1B-17). Simulating CWS O/D (ground J1B-29) shall not change the CWS parameter control input (J1A-62 to J1A-61) by more than (6.1.2).

22-10-40

Integrated Test Specification
Table 701 (cont)

Test No.	Procedure		Specification	
	Switch Pos	Work Steps	Limits	Test Description
6.2				<p><u>O/D sensor.</u></p> <p>Simulate Pitch Engage (27.5 vdc to J1B-17). Circuit behavior shall be as follows:</p> <p>(Pilot Force Sensor) input (J1A-36 to J1A-35)</p> <p>(Alt Sel) (A/S Hold) (Alt Hold) input (J1B-34)</p> <p>(CMS O/D) (H1 Det) (A/S Hold) (Alt Hold) output input (J1B-36) (J1B-29) (J1B-59) (J1B-34)</p>
6.2.1	S9 - 3 S14 - OFF	Observe DS8.	DS8 off	High 0 0 0 +0.45 vac
6.2.2	S6 - IN Ø S8 - 4	Observe DS8.	DS8 on	Low 0 0 0 +0.59 vac
6.2.3	S8 - 3	Observe DS8.	DS8 off	High 0 0 0 +0.35 vac
6.2.4	S6 - OUT Ø S8 - 4	Observe DS8.	DS8 off	High 0 0 0 -0.46 vac -0.45 vac



OVERHAUL
MANUAL
WITH IPL
PN 2589810

Test No.	Procedure		Specification	
	Switch Pos	Work Steps	Limits	Test Description
6.2.5	S8 - 5	Observe DS8.	DS8 on	(CMS C/D) (HI Det) (Alt Sel) (Pilot Force Sensor) (Alt Hold) input (J1A-36 to J1B-34) (J1B-59) (J1B-36) (J1A-35) -0.59 vac
6.2.6	S8 - 3	Observe DS8.	DS8 off	-0.35 vac
6.2.7	S6 - IN Ø S15 - on S8 - 11	Observe DS8.	DS8 off	27.5 vdc 0 0 +1.86 vac
6.2.8	S8 - 13	Observe DS8.	DS8 on	27.5 vdc 0 0 +2.50 vac
6.2.9	S15 - off S4 - A/S	Observe DS8.	DS8 on	0 27.5 vdc 0 +2.50 vac
6.2.10	S8 - 11	Observe DS8.	DS8 off	0 27.5 vdc 0 +1.86 vac
6.2.11	S4 - ALT	Observe DS8.	DS8 off	0 0 27.5 vdc +1.86 vac
6.2.12	S8 - 13	Observe DS8.	DS8 on	0 0 27.5 vdc +2.50 vac

22-10-40

Integrated Test Specification
Table 701 (cont)



OVERHAUL
MANUAL
WITH IPL
PN 2588810

TEST NO	PROCEDURE		Limits	TEST DESCRIPTION
	SWITCH POS	WORK STEPS		
				<p>With the Pitch Engage simulation removed, simulate Altitude Hold (27.5 vdc to J1B-34) and CADC Altitude Int'l'k (27.5 vdc to J1B-9). Circuit behavior shall be as follows</p> <p>(Mode Select) output (J1B-33) (Pitch Engage) input (J1B-17) (Pilot Force Sensor) input (J1A-36 to J1A-35)</p>
6.2.13	S16 - on	Observe DS4.	DS4 on	High 27.5 vdc +1.86 vac
6.2.14	S8 - 11	Observe DS4.	DS4 off	Low 27.5 vdc +2.50 vac
6.2.15	S8 - 13	Observe DS4.	DS4 on	High 0 +2.50 vac
				<p>With no interlocks simulated the circuit behavior shall be as follows</p> <p>(Pitch Engage) output (J1A-18; -901/903 only J1A-20; -902/904 only) (Pitch Engage) input (J1B-17) (Pilot Force Sensor) input (J1A-36 to J1A-35)</p>
6.2.16	S4 - off	Observe DS5	DS5 off	High 0 +.45 vac
	S16 - off			
	S8 - 4			
6.2.17	S8 - 5	Observe DS5	DS5 on	Low 0 +.59 vac
6.2.18	S11 - on	Observe DS5	DS5 off	High 27.5 vdc +.59 vac

Integrated Test Specification
Table 701 (cont)

22-10-40

Test No.	Procedure		Specification	
	Switch Pos	Work Steps	Opr Limits	Test Description
6.3		Test CMS deadzone.		CMS deadzone. Simulate Pitch Engage (27.5 vdc to J1B-17). The CMS Parameter Control output (J1A-60 to J1A-59) shall be as follows: (Pilot Force Sensor) Input (J1A-36 to J1A-35) +2.52 vac +0.78 vac
6.3.1	S8 - 14 S10 - 12	Observe pvm.	+3.40 to +5.30 vac (+4.35 nominal)	
6.3.2	S8 - 6	Observe pvm.	+0.460 to +0.680 vac (+0.570 nominal)	

22-10-40

Integrated Test Specification
Table 701 (cont)

Test No.	Procedure		Specification	
	Switch Pos	Work Steps	Opr Limits	Test Description
6.3.3	S10 - 20 S10 - 6	Adjust R1 cw until DS8 goes on. Note pavm. Adjust R1 ccw to decrease pavm by 0.030.	0 to +0.2 vac	With the Pilot Force Sensor input (J1A-36 to J1A-35) set to 0.030 vac less than the positive value required to activate the CWS O/D sensor, the CWS Parameter Control output (J1A-60 to J1A-59) shall be as shown.
		Observe pavm.		
6.3.4	S10 - 6 S10 - 12	Adjust R1 ccw until DS8 goes on. Note pavm. Adjust R1 cw to decrease pavm by 0.030.	0 to -0.2 vac	With the Pilot Force Sensor input (J1A-36 to J1A-35) set to 0.030 vac less than the negative value required to activate the CWS O/D sensor, the CWS Parameter Control output (J1A-60 to J1A-59) shall be as shown.
		Observe pavm.		

Test No.	Procedure		Specification	
	Switch Pos	Work Steps	Opn Limits	Test Description
6.3.5	55 - OVT \emptyset 58 - 14 59 - 4	Observe pavn.	-3.40 to -5.30 vac (-4.35 nominal)	(Copilot Force) Sensor) input (JIA-38 to JIA-32)
				-2.52 vac
6.3.6	58 - 6	Observe pavn.	-0.460 to -0.680 vac (-0.570 nominal)	-0.78 vac
				Synchronize.

22-10-40

Page 738
Jun 1/77

Integrated Test Specification
Table 701 (cont)

Test No.	Procedure		Specification	
	Switch Pos	Work Steps	Opr Limits	Test Description
7				
7.1	S13 - on S4 - ALT S8 - 18 S9 - 19 S10 - 6	<u>Test altitude hold mode.</u> <u>Test altitude displacement.</u> Note M1 indication. (Use S10 - 7 if necessary for on scale reading.)		<u>Altitude hold mode.</u> <u>Altitude displacement.</u> Simulate Pitch CT Clamp (ground TP-6) and Altitude Hold (27.5 vdc to J1B-34). Patch simulator settings to return the Valve Amplifier DC output (J1B-57 to J1B-56) to its initial null shall be as follows:

Test No.	Procedure		Specification	
	Switch Pos	Work Steps	Opn Limits	Test Description
7.1.1	S6 - IN Ø	Adjust BI for previously noted MI indication. Observe BI.	356.2 to 357.5 degrees (356.85 nominal)	(VGA Control) Input (J1A-26) (Alt Error) Input (J1B-49 to J1B-48) -3.0 vdc +6.0 vac
7.1.2	S6 - OFF BI - 0° S13 - OFF S40 - LO S13 - ON	Note MI indication.		
7.1.2	S8 - 9 S6 - IN Ø	Adjust BI for previously noted MI indication. Observe BI.	357.0 to 358.2 degrees (357.6 nominal)	+1.0 vac
7.1.3	S6 - OUT Ø S8 - 18	Adjust BI for previously noted MI indication. Observe BI.	4.4 to 7.6 degrees (6.0 nominal)	-15.0 vdc -6.0 vac
7.1.4	S6 - IN Ø	Adjust BI for previously noted MI indication. Observe BI. Synchronize.	352.4 to 355.6 degrees (354.0 nominal)	-15.0 vdc +6.0 vac



OVERHAUL
MANUAL
WITH IPL
PN 2588810

Test No.	Procedure		Specification	
	Switch Pos	Work Steps	Opr Limits	Test Description
7.2.		<u>Test altitude error leakage.</u>		<u>Altitude error leakage.</u> Simulate Pitch Engage (27.5 vdc to J1B-17). With a -15.0 vdc VGA Q Control Input (J1A-26), applying a +6.0 vac Altitude Error input (J1B-49 to J1B-48) shall cause the following: With Pitch Off (27.5 vdc to J1B-7) simulated, the Valve Amplifier DC output (J1B-57 to J1B-56) shall change (7.2.1). With Turbulence (27.5 vdc to J1B-35) simulated, the Valve Amplifier DC output (J1B-57 to J1B-56) shall change (7.2.2). With Airspeed Hold or Altitude Select (27.5 to J1B-36) and the pitch C.T. clamp (ground TP-6) simulated, the Valve Amplifier DC output (J1B-57 to J1B-56) shall change (7.2.3).
	S11 - on S8 - 18 S9 - 19 S10 - 10 S40 - Lo	Note M1 on 10 volt scale.		
	S6 - IN Ø	Observe change in M1 from noted indication.	OPTIONAL 0 ± 6.50 vdc	
7.2.1	S6 - OFF S4 - TURB	Observe change in M1 from noted indication.	OPTIONAL 0 ± 6.50 vdc	
7.2.2	S6 IN Ø S6 - OFF S13 - ON S4 A/S	Observe change in M1 from noted indication.	OPTIONAL 0 ± 6.50 vdc	
7.2.3	S6 - IN Ø S6 - OFF S4 - OFF S13 - OFF	Observe change in M1 from noted indication.	OPTIONAL 0 ± 6.50 vdc	

Test No.	Procedure		Specification	
	Switch Pos	Work Steps	Opr Limits	Test Description
7.3		<u>Test altitude error integral.</u>		<u>Altitude error integral.</u> Simulate Pitch Engage (27.5 vdc to J1B-17) and Altitude Hold (27.5 vdc to J1B-34). With a -15.0 vdc VCA Q Control Input (J1A-26), balance the Pitch CT output (J1A-28) for minimum voltage and zero drift with an Altitude Error input (J1B-49 to J1B-48) and simulate Pitch CT Clamp (ground TP-6). In addition to the balance signal, apply a -1.0 vac Altitude Error input (J1B-49 to J1B-48) and remove Pitch CT Clamp simulation. After 40 seconds the CT shall have rotated (7.3.1).
	S4 - ALT S8 - 20	Adjust R1 for minimum voltage and zero drift on pavm. Simultaneously set S13 to off and start timer. Set S13 to on at 40 seconds. Adjust B1 for minimum on pavm. Observe B1.	4.0 to 6.0 degrees (5.0 nominal)	
7.3.1		Synchronize.		

Conclusion

****Conclusion****

Durant notre séjour au sein de la société Air Algérie, nous avons perçu la maîtrise acquise par la totalité du personnel de la direction technique et nous avons distingué la rentabilité atteinte avec les différentes méthodes de division de travail.

Malgré la vieilleries des méthodes de test et des bancs de simulation. L'atelier Pilotage automatique réalise parfaitement les missions qui lui sont destinées en ce qui concerne le Boeing 737 et 727, la méthode de travail au niveau de l'atelier pilotage automatique, comme elle est pour la totalité des ateliers de l'entreprise, est soumise à des règles normalisées et qui sont appliquées strictement.

Ce stage nous a permis de mieux s'approcher de la vie professionnelle et aux méthodes de travail. Concernant le travail que nous avons effectué, nous avons constaté le lien qui existe entre la théorie et la mise en oeuvre des systèmes réels et fonctionnels, ce qui est le cas pour les systèmes de pilotage automatique.

Résumé

Résumé

L'étude de pilotage automatique consiste à étudier les différents accessoires de son système, tel que : le calculateur de profondeur, roulis, et lacet. Qui sont liées entre eux et réalisent des fonctions élémentaires distincts pour assurer la réussite d'un objectif commun en minimisant l'intervention du pilote.

Le calculateur de profondeur « pitch » a pour but de canaliser toutes les évolutions de piqués et cabrés de l'avion, sa principale fonction est le maintien de l'altitude.

Le calculateur de roulis « roll » a pour but calculer tout les évolutions de virage (à droite ou à gauche) sa principale fonction est le maintien du cap.

Le calculateur de lacet « yaw damper » joue le rôle d'un amortisseur dans les zones de perturbations ainsi que les évolutions de virages.

Référence

Les références :

1. Manual training (avionics systems).
2. Manuel de test.
3. Gyroscope d'assiette.
4. Dictionnaire d'aéronautique.

La programmation du gain :

La programmation du gain est utilisée pour réduire le gain du signal de déviation GS pour assurer la convergence. La programmation du gain est accomplie par l'utilisation soit d'un programme en fonction de l'altitude radio, soit d'un programme en fonction du temps. Après 10 s de l'engagement du mode GS, le signal de déviation sera module, amplifié et envoyé vers le calculateur de profondeur et le filtre de trajectoire verticale. Le gain d'amplification, initialement nul, croît et sera maintenu à 100% jusqu'à ce que l'avion descende à 1500 pieds.

Dans le cas où le radioaltimètre (LRRA) est fonctionnel, le signal d'altitude se transforme en une tension résiduelle (biais) au niveau du programmeur du gain vertical pour réduire le gain d'amplification de la déviation GS en fonction de l'altitude de l'avion.

Si le radioaltimètre n'est pas fonctionnel, un programme de commande est développé en fonction du temps. Le gain programmé, qui commence 10s après l'engagement du mode GS, se résulte en un gain initial de 80% qui croît à la capture de 100% à 20% approximativement après une période de 120 s.

La centrale aérodynamique (Central Air Data Computer):

La centrale aérodynamique est la seule source qui fournit la vitesse, la température et l'altitude. Elle reçoit comme entrées la pression statique et la pression totale à partir des sondes de pression.

La pression statique est utilisée pour le calcul des signaux d'altitude et elle est utilisée avec la pression totale pour le calcul de la pression dynamique et donc pour le calcul de la vitesse.

La température provenant des sondes de température est utilisée pour le calcul de la vraie valeur de la vitesse.

Le système d'attitude de référence (Attitude Reference System)

Introduction :

Ce système fournit continuellement les informations concernant les angles de roulis et de tangage. Cette information est utilisée par les systèmes suivants :

- " L'indicateur de direction (Attitude Director Indicator ADI) (Le directeur de vol (Flight Director) (Autopilote.
- + Le radar météorologique.

Le gyroscope vertical (d'assiette) :

Introduction :

Le gyroscope d'assiette donne la référence verticale pour :

- + Le pilote automatique.
- + L'horizon.
- + Le calculateur de vol.
- + Le radar météorologique.

Les informations de roulis et de profondeur sont engendrées par deux synchros transmetteurs, ces synchros peuvent commander simultanément plusieurs systèmes.

Le gyroscope d'assiette se divise en deux parties principales :

- + Le mécanisme gyroscopique.
- + Les circuits électroniques.

Un annoncateur fixe sur le bâti du gyroscope donne une indication « NO GO » en cas de défauts. Un circuit d'auto surveillance commande cet annoncateur. Ces éléments sont enfermés dans un boîtier étanche dont l'embase est fixée sur l'avion.

Principe :

Lors de la mise en route, l'axe du rotor (toupie) s'aligne sur la verticale vraie. En vol, du fait de la courbure du globe terrestre, une erreur de verticalité se développerait si un dispositif ne permettait pas de recalibrer l'axe du rotor. Cela est réalisé par deux interrupteurs électrolytiques cales à 90° l'un par rapport à l'autre. Ces interrupteurs commandent les moteurs de redressement.

Pendant les virages, du fait de la force centrifuge, et lors des accélérations et décélérations longitudinales, ces niveaux donneraient des informations erronées aux moteurs d'érection, le gyroscope tendrait à s'aligner sur la verticale apparente. Ce

phénomène est annihilé par l'adjonction de deux autres paires d'interrupteurs électrolytiques (pour la profondeur et pour le roulis)

La coupure de l'érection transversale apparaît dès que la cadence de virage atteint $15^\circ/\text{mn}$. Ceci correspond à une inclinaison de 6° des interrupteurs. Cette coupure de l'érection en virage est maintenue pendant toute la durée de l'évolution. Les interrupteurs de coupure longitudinale ou en profondeur sont inclinés de 3.7° . Dès que la force d'accélération ou de décélération atteint le seuil, les interrupteurs coupent l'alimentation du moteur de profondeur. L'action de ce circuit est limitée à 5mn, il est en effet impossible qu'une accélération importante se prolonge aussi longtemps. Ainsi dans l'éventualité d'une défectuosité dans le circuit de coupure, cette limitation permettra le retour en érection normale.

Mécanismes gyroscopiques :

Les mécanismes gyroscopiques comprennent essentiellement un bâti supportant les cadres de roulis et de profondeur. Le moteur gyroscopique est formé du carter (ou cadre de profondeur) et d'un rotor en tungstène. Ce moteur bipolaire est alimenté en tension diphasée à partir de la tension monophasée de 115V (400Hz).

La vitesse du rotor est d'environ 11500 tr/mn ,

La liberté du cadre intérieur est de 85° en profondeur, celle du cadre extérieur est 360° en roulis.

Circuit d'érection :

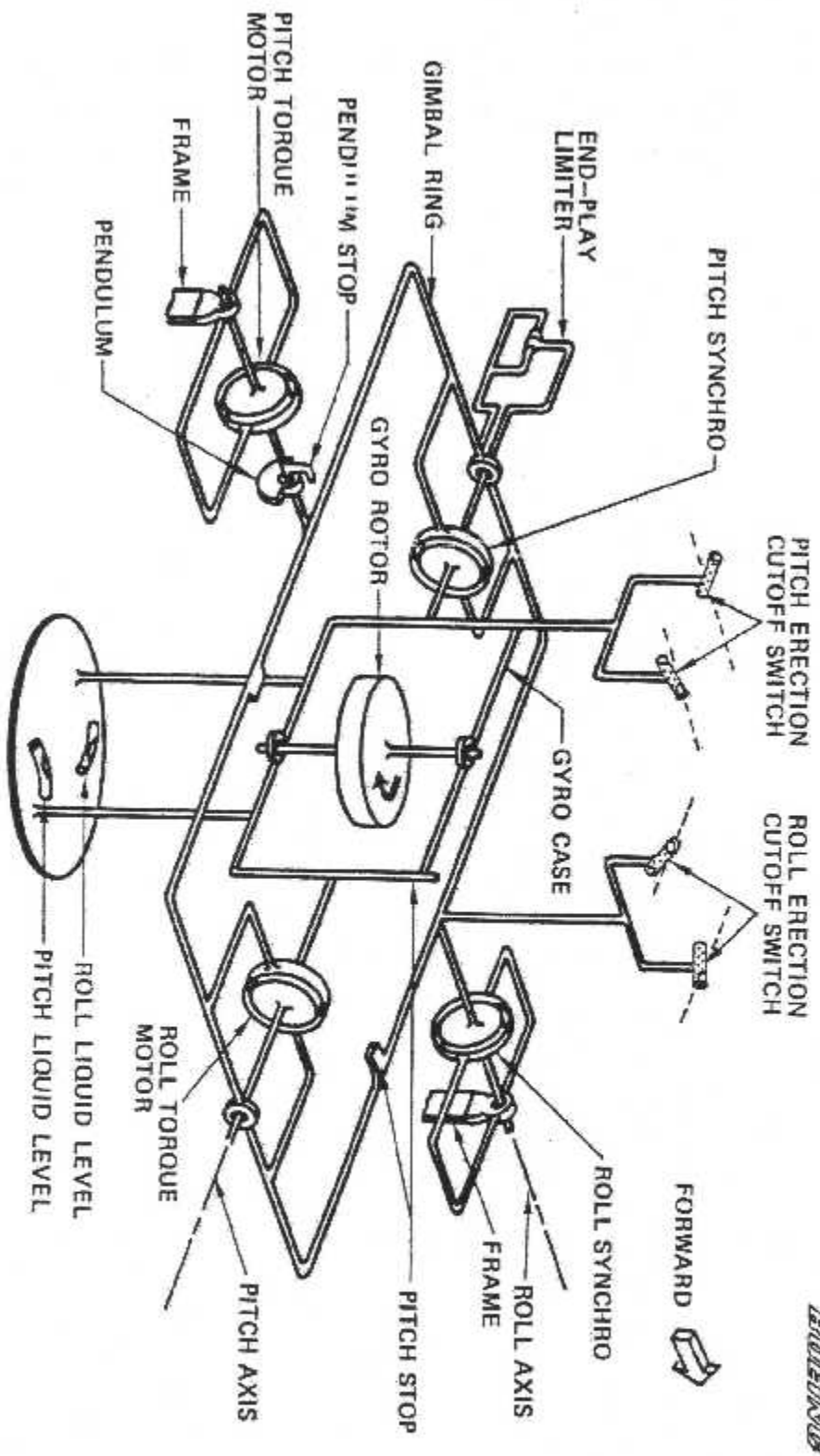
Les interrupteurs électrolytiques détectent les erreurs et les moteurs à hystérésis les corrigent.

Le moteur fixe sur l'axe du roulis corrige les erreurs en profondeur et le moteur fixe sur l'axe de profondeur corrige les erreurs en roulis.

Circuits des synchros transmetteurs :

Deux synchros transmetteurs, l'un fixe sur l'axe de profondeur, l'autre sur l'axe de roulis, sont montés en opposition avec les moteurs de redressement. Ces synchros détectent la position par rapport à l'axe vertical du gyroscope d'assiette,

Les signaux de profondeur et de roulis en provenance des stators de ces deux synchros sont appliqués aux stators de deux stators à rotors bloqués. Les rotors sont



PROTECTOR

Les mécanismes Gyroscopiques

formes de deux enroulements à hautes impédance bobines perpendiculairement l'un par rapport à l'autre, Ces synchros produisent des signaux destinés au pilote automatique, au calculateur de vol et au radar météorologique.

Circuit Condensateur de la piste de portance en virage :

___ Pendant les virages le circuit compensateur produit un signal «à cabrer » (versine) destiné pour le calculateur de profondeur pour compenser les pertes en portance.

Circuits électroniques :

Les circuits sont formés essentiellement de circuits logiques placés dans l'embase du gyroscope ; ils reconstituent de 13 cartes réparties en étoile.

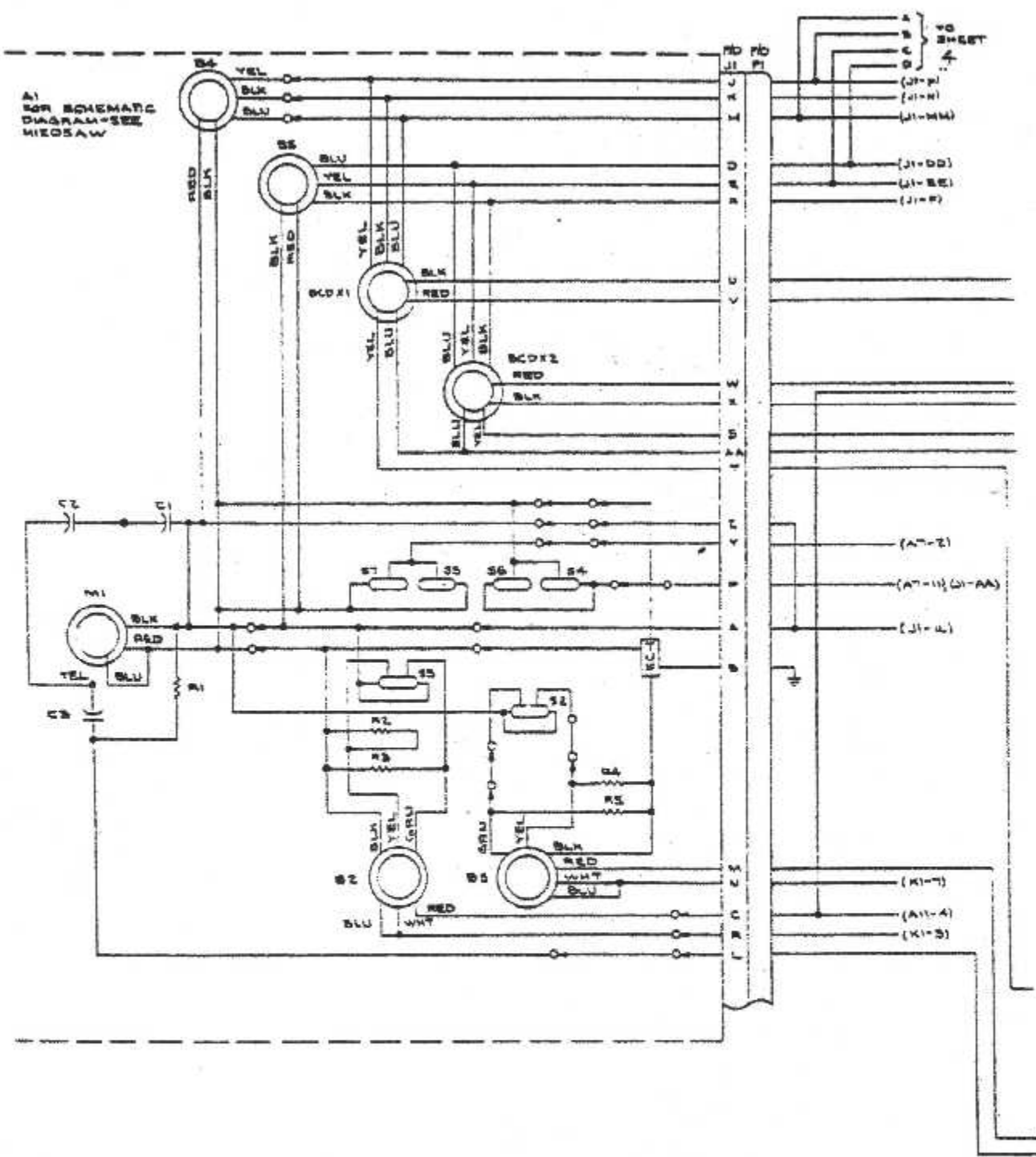
1. Adaptation des signaux de profondeur (Pitch Phasing Logic Card.)
2. Adaptation des signaux de roulis (Bank Phasing Logic Card.)
3. Surveillance de l'alimentation (Power Monitor Logic Card.)
4. Surveillance des défauts des moteurs d'érection (Timer Logic Card.)
5. Détection des défauts des moteurs (Torquer Monitor Card.)
6. Contrôle de l'érection (Erection Cut-out Logic Card.)
7. Détection des accélérations (Senser Switch Logic Card.)
8. Contrôle des alarmes (Malfunction Logic Card.)
9. Surveillance des synchros (Dual Autosyn Monitor Logic Card.)
10. Régulateur BT (5.1 volts Regulator Logic Card)
11. Régulateur HT (35 volts Regulator Logic Card)
12. Coupure d'érection (Dual AC Contacteurs Logic Card.)
13. Temporisation de l'érection rapide (pitch Erection Time Delay Logic Card.)

Remarque : Toute dégradation des performances ou panne durant le vol, provoquant l'apparition d'un signal sur les circuits logiques de surveillance, d'ou:

- + Déclenchement du circuit du pilote automatique.
- + Déclenchement du circuit du calculateur de vol.
- + Apparition d'un drapeau sur l'horizon.
- + Apparition définitive de l'annonceur.

Particularités des mécanismes type M-1228-a1 pour B727 :

Interrupteurs électrolytiques de Coupure :



Les circuits électronique

Ces interrupteurs sont ouverts en position nivelée. Cette disposition permet d'augmenter la sécurité de

Fonctionnement. Si un interrupteur se détériore ou si une défectuosité apparaît dans le circuit électronique, l'érection normale sera maintenue.

Les électrodes des interrupteurs ont été améliorées et résistent mieux aux attaques chimiques de l'électrolyte.

Des résistances limitent le courant dans les interrupteurs électrolytiques de coupure.

Moteurs d'érection:

Par rapport aux anciens modèles, les rotors des moteurs couples sont fabriqués avec un métal différent.

Le couple est plus fort et le courant dans les interrupteurs électrolytiques est réduit de 40%.

Roulements de rotor :

Les réparateurs des roulements sont imprégnés et de plus un petit réservoir de lubrifiant permet un graissage amélioré.

L'angle de contact des roulements a été augmenté d'où une meilleure résistance à la fatigue.

Directeur de vol :

L'objectif de ce système est de fournir aux pilotes toutes les commandes visuelles nécessaires pour maintenir l'avion dans la position désirée.

Le calculateur du directeur de vol reçoit ces informations à partir des différents systèmes de navigation. En plus, le système de référence d'assiette fournit les informations concernant des attitudes de roulis et de profondeur.

Ce calculateur traite ces informations et génère la commande appropriée pour maintenir la trajectoire visée.

Le système de boussole (Compass System) :

Le gyroscope directionnel fournit une référence de cap stabilisée à l'indicateur radio magnétique (RMI). La carte du RMI est actionnée par un servo amplificateur en réponse à un signal de du gyroscope directionnel, ce signal est aussi utilisé dans le pilotage automatique.

La sonde magnétométrique (Flux Valve) :

Cette sonde est utilisée pour la détection du nord magnétique.

L'indicateur radio magnétique (Radio Magnetic Indicator) :

Il indique les informations concernant le cap magnétique et les relèvements radioconcentriques (localisation d'émetteurs radioélectriques).

Annexe